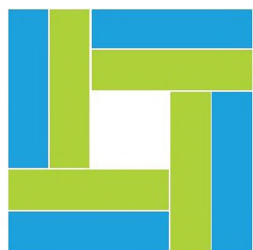


МОСКВА 2019



Молодёжь
и будущее
авиации
и КОСМОНАВТИКИ

Конкурс
научно-технических
работ и проектов

Сборник аннотаций конкурсных работ



18–22 ноября
МАИ



11-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс
научно-технических работ и проектов

«Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

Аннотации конкурсных работ

Москва, 2019

11-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс
научно-технических работ и проектов
«Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».
Аннотации конкурсных работ.

УДК: 629.7
ББК: 39.5+39.6

В сборник включены аннотации работ, представленных
в организационный комитет конкурса. Аннотации работ
расположены в соответствии с направлениями конкурса.

ISBN978-5-4465-2536-2

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2019



Уважаемые коллеги!

От имени оргкомитета конкурса и Московского авиационного института я рад приветствовать вас в числе участников 11-го Всероссийского молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

10 лет назад, в 2009 году, конкурс прошёл первый раз и уже тогда собрал более 600 молодых авторов научно-технических проектов и их научных руководителей. С тех пор конкурс стал авторитетным событием в авиационной и космической отрасли промышленности нашей страны, послужил позитивным примером для развития молодёжных конкурсных площадок в других регионах России и успешно развивается как значимое научное мероприятие и дискуссионная площадка. В этом большая заслуга и наших партнёров – компаний авиационной, космической и других высокотехнологичных отраслей промышленности.

Конкурс уже традиционно пройдёт в рамках Международной недели авиакосмических технологий Aerospace Science Week на площадке организатора – Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Приятно осознавать, что МАИ, 90-летию которого в этом году посвящён конкурс «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики», является мощной объединяющей силой для амбициозных и талантливых людей, ведущих свою научную исследовательскую деятельность в интересах авиации и космонавтики.

Искренне надеюсь, что каждый участник конкурса, эксперт или гость мероприятия не только расширит свои горизонты и пополнит багаж своих познаний, но и внесёт свой научный вклад в развитие всей отечественной авиационно-космической отрасли, ведь именно это и видится нам основной задачей нашей инициативы. Желаю вам плодотворной работы, объективной оценки ваших проектов и максимально эффективной реализации поставленных задач.

**Проректор по научной
работе МАИ**

Ю.А. Равикович

Уважаемые коллеги! Дорогие друзья!

Я рад приветствовать участников и организаторов XI Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» – всех тех, кто внёс весомый решающий вклад в дело российского авиастроения и тех, от кого будет зависеть его развитие в будущем.

Хочется отметить, что за годы своего существования конкурс стал знаковым для аэрокосмической отрасли. Он обеспечивает преемственность поколений, стимулирует творческий потенциал молодых учёных, является площадкой для выражения новых идей и, конечно, возможностью для нас, работодателей, присмотреться к перспективным молодым специалистам.

С гордостью хочу отметить, что среди призеров конкурса за эти годы было немало и работников предприятий, входящих в Объединённую авиастроительную корпорацию.

Обращаясь к участникам XI конкурса «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики», хочу сказать, что именно от вас, от вашей целеустремлённости, активной жизненной — позиции от вашего интеллектуального потенциала зависит процветание России, её престиж и благополучие.

Развитие отечественного авиастроения — одна из приоритетных задач государства. Приобретая знания и работая над смелыми идеями сегодня, вы создаете будущее авиастроительной отрасли. Выражаю надежду, что ваши новаторские разработки и проекты найдут применение в конструировании и производстве отечественной авиационной техники.

Желаю вам успешной работы, новых идей и конструктивных решений, интересных встреч и плодотворного общения!

**Генеральный директор
ПАО «Объединённая
авиастроительная корпорация»
Ю.Б. Слюсарь**



*Участникам XI Всероссийского
межотраслевого молодёжного
конкурса научно-технических
работ и проектов «Молодёжь
и будущее
авиации
и космонавтики»*

От коллектива «Объединённой двигателестроительной корпорации» приветствую участников XI Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

Конкурс, организованный МАИ, даёт возможность молодым учёным проявить себя, свои творческие и интеллектуальные способности в решении сложных инженерных и конструкторских задач, служит серьезным стимулом для развития личных и профессиональных компетенций.

Символично, что в этом году проведение мероприятия приурочено к 90-летию МАИ. Главный авиационный вуз страны – старейшая кузница кадров, которая выпустила из своих стен немало лидеров отечественного авиадвигателестроения.

Объединённая двигателестроительная корпорация уже много лет тесно сотрудничает с МАИ. Годы совместной работы создали атмосферу взаимопонимания и доверия между университетом и корпорацией. Впереди у нас еще много интересных и творческих проектов, которые, уверен, внесут свой значимый вклад в развитие отечественного двигателестроения и российской научной и инженерной школы.

Хочу пожелать участникам конкурса успехов, новых открытий, перспективных решений, продуктивного общения и, конечно же, удачи!

**Генеральный директор
АО «ОДК»**

А.В. Артюхов



*Участникам XI Всероссийского
межотраслевого молодёжного конкурса
научно-технических работ и проектов
«Молодёжь и будущее авиации
и космонавтики», приуроченного к 90-летию
Московского авиационного института*

Уважаемые гости, дорогие друзья!

Поздравляю вас с 90-летием Московского авиационного института и приветствую участников приуроченного к этому юбилею XI Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики»!

Тематика конкурса охватывает самые перспективные направления развития авиационной и космической техники и в полной мере отвечает тем масштабным задачам, которые руководство страны поставило перед промышленностью. Это, в частности, – обеспечение независимого доступа в космос, создание новых средств выведения и новых космических аппаратов в интересах науки, народного хозяйства, экологии и безопасности страны, дальнейшее развитие пилотируемой космонавтики и наращивание исследований Луны и других планет Солнечной системы.

Уверен, что участники конкурса смогут предложить и отстоять смелые и оригинальные идеи и разработки, которые помогут сделать работу в космосе проще, дешевле и эффективнее. Состязательность, обмен идеями и неформальное общение молодых специалистов на полях конкурса — это тот дух, в котором должны воспитываться современные инженеры, это продолжение славных традиций Московского авиационного института, выпускниками которого создана современная российская авиация и вымощена дорога к звёздам!

**Генеральный директор
Госкорпорации
«Роскосмос»**

Д.О. Рогозин



*Участникам XI Всероссийского
межотраслевого молодёжного конкурса
научно-технических работ и проектов
«Молодёжь и будущее авиации
и космонавтики»*

Уважаемые коллеги! Дорогие друзья!

Приветствую участников и организаторов XI Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов Молодёжь и будущее авиации и космонавтики. В этом году конкурс приурочен к знаменательной дате – 90-летию образования Московского авиационного института, который традиционно выступает организатором этого знакового мероприятия.

Считаю, что конкурс — это авторитетная площадка, где вы, молодые учёные, можете представить свои идеи, разработки и решения. Это возможность обсудить актуальные темы с ведущими экспертами–представителями промышленности и научного сообщества. Это шанс проявить лидерские качества и таланты, приобрести полезный соревновательный опыт.

Уверен, что и в этом году конкурс удивит оригинальными проектами, которые в недалеком будущем найдут свое практическое применение и послужат успешному развитию авиации, космонавтики и ракетостроения.

Желаю всем плодотворной работы, удачи, новых открытий и побед!

**Генеральный директор
АО «КТРВ»**

Б.В. Обносков



Дорогие друзья!

Рад приветствовать участников XI Всероссийского межотраслевого молодежного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики»!

Проведение подобных мероприятий не является формальностью — это в полной мере доказывает история отечественного вертолетостроения. Два великих конструктора XX века – Михаил Миль и Николай Камов – начинали профессиональный путь с детских и юношеских конкурсов, на которых представляли свои первые авиационные модели.

Возможность поделиться своими идеями, услышать мнение профильных специалистов, скорректировать ход научных изысканий и быть замеченным в профессиональной среде – это то, ради чего стоит прилагать максимум усилий любому молодому инженеру.

В этом году конкурс приурочен к 90-летию образования Московского авиационного института (МАИ) – одного из столпов отечественной авиастроительной науки. Сегодня на плечах профессорско-преподавательского состава МАИ лежит особо важная задача – вырастить новое поколение инженеров и конструкторов, которое сможет совершить принципиальный прорыв в российском авиастроении. Эта задача может быть решена только благодаря совместным усилиям общества, науки и промышленности.

Россия по праву гордится своими сильнейшими конструкторскими школами, известными на весь мир. В вертолетостроении это Миль и Камов, в самолетостроении – Сухой, Микоян и Гуревич, Туполев, Ильюшин. Молодым и талантливым участникам конкурса только предстоит назвать летательные аппараты будущего своими именами. Перед ними открыты все пути, и будущее авиации и космонавтики – в их руках.

**Генеральный директор
АО «Вертолётъ России»**

А.И. Богинский



СУХОЙ

*Участникам, экспертам и гостям
XI Всероссийского межотраслевого
молодёжного конкурса научно-
технических работ и проектов
«Молодёжь и будущее авиации
и космонавтики»*

Уважаемые коллеги!

От имени ПАО «Компания «Сухой» приветствую всех участников Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики», приуроченного к 90-летию основания МАИ.

«ОКБ Сухого» и Комсомольский-на-Амуре авиационный завод «Компании «Сухой» успешно участвуют в конкурсе с 2009 года. Число участников конкурса, проводимого Московским авиационным институтом, с каждым годом растёт, и в сложной конкурентной борьбе лучшими признаются самые сильные конкурсные работы.

Для победителей – молодых специалистов, учёных, студентов и аспирантов – победа в этом конкурсе всегда становится признанием их успехов, позволяет показать свои достижения экспертам и гостям конкурса, мотивирует к дальнейшей научно-технической деятельности. Привлечение экспертов и гостей из МАИ и предприятия промышленности позволяет конкурсу стать площадкой для обмена опытом и мнениями по самым разнообразным вопросам создания авиационной и ракетно-космической техники.

Хорошей традицией конкурса являются именные премии, и «Компания «Сухой» уже не первый год с гордостью является партнёром конкурса. Премии имени выдающегося авиаконструктора Олега Сергеевича Самойловича, создателя уникальных систем управления самолётов Юрия Ильича Шенфинкеля, главного конструктора руководителя «ОКБ Сухого» Александра Фёдоровича Барковского получили лучшие работы направления «Авиационные системы» в прошлые годы. В этом году для работ, в которых актуальность и научная новизна сочетаются с детальной проработкой и реализацией в проектах новейших самолётов и вертолётотв, «Сухой» устанавливает именные премии в честь Михаила Петровича Симонова — генерального конструктора и руководителя ОКБ Сухого, уделявшего много внимания молодым специалистам, продолжившего и развившего «фирменную» традицию Павла Осиповича Сухого доверять молодёжи решение самых сложных технических задач.

Желаю творческих успехов, интересных обсуждений, новых идей и реализации проектов участникам конкурса!

**Первый заместитель генерального директора
ПАО «Компания «Сухой» — директор «ОКБ Сухого»**

М.Ю. Стрелец

ОГЛАВЛЕНИЕ

НАПРАВЛЕНИЕ №1 Авиационные системы	28
ИЗУЧЕНИЕ ПРИНЦИПА ДЕЙСТВИЯ САМОЛЁТНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ	30
РАЗВИТИЕ ЗЕЛЁНОЙ АВИАЦИОННОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ: ЦЕЛОСТНЫЙ ПОДХОД К УСТОЙЧИВОМУ РАЗВИТИЮ «ЗЕЛЁНОГО» РЫНКА	30
ВНЕШНЯЯ МАСЛОСИСТЕМА ГЛАВНОГО РЕДУКТОРА, СОХРАНЯЮЩАЯ ЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЁТА ПРИ ПОВРЕЖДЕНИИ ЛЮБОГО ЕЁ ЭЛЕМЕНТА	31
МЕТОД КОРРЕКЦИИ СИГНАЛОВ СБОЙНЫХ СЧИТЫВАЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ЦИФРОВЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ УГЛА ДЛЯ ПРОЕКТА А-100 «ПРЕМЬЕР» ...	32
ПРИМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	33
ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЁТОВ КОРАБЕЛЬНОГО БАЗИРОВАНИЯ	34
РАЗРАБОТКА СИСТЕМ СИНТЕТИЧЕСКОГО ВИДЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	34
РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, РАБОТОСПОСОБНОЙ В УСЛОВИЯХ ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ ПРОТИВНИКА	37
МЕТОДИКА РЕНТГЕНОСКОПИЧЕСКОГО НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ НАД ЭЛЕМЕНТАМИ ВОЗДУШНОГО СУДНА С СОТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ	39
ИССЛЕДОВАНИЕ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ПОЛЯХ МАССОВЫХ СИЛ	40
ЛОКАЛЬНЫЙ ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА С АДАПТИВНЫМ РЕГУЛИРОВАНИЕМ ДАВЛЕНИЯ	40
АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ДЕФОРМАЦИИ СОСТОЯНИЯ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ ВЕРТОЛЁТА	41
РАЗРАБОТКА АГРЕГАТОВ АВАРИЕСТОЙКОЙ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ	43

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ, СВЯЗАННЫХ С ВЕРОЯТНОСТЬЮ ВОЗНИКНОВЕНИЯ АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ	44
КОМПЛЕКСНАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА АВИАЦИОННОГО ПРИМЕНЕНИЯ НА ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЕ	44
ДИНАМИЧЕСКИЙ СТЕНД ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	46
ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВТОРЯЕМОСТИ ПАРАМЕТРОВ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ	47
СРАВНЕНИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ В АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ НА ОСНОВЕ ГЕНЕРАТИВНЫХ СОСТЯЗАТЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ	49
ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ НА ТРАНСПОРТИРОВКУ СПУСКАЕМЫХ МОРСКИХ АППАРАТОВ ВОЗДУШНОГО БАЗИРОВАНИЯ	50
ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТОВ КОРАБЕЛЬНОГО БАЗИРОВАНИЯ	50
РАЗРАБОТКА МЕТОДОЛОГИИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ВОЗДЕЙСТВИЙ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ НА ТРАНСПОРТНЫЕ ОБЪЕКТЫ	51
ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖА ВИНТОКРЫЛОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	52
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОНЦЕНТРАТОРОВ НАПРЯЖЕНИЙ НА РАЗРУШЕНИЕ МЕМБРАН ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВНУТРЕННЕГО ДАВЛЕНИЯ	53
УПРАВЛЕНИЕ ВИХРЕВЫМ ОБТЕКАНИЕМ СВЕРХЗВУКОВЫХ МАНЕВРЕННЫХ САМОЛЁТОВ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ	54
РАСЧЁТ ВНЕШНИХ СИЛОВЫХ ФАКТОРОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ПРИ ВЗЛЁТЕ	55
ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ КОЛЬЦЕВОГО ОПЕРЕНИЯ НЕУПРАВЛЯЕМОГО МИКРО-ЛА В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ MCS PATRAN	57
АНАЛИЗ РАСЧЁТОВ ЧЕТЫРЕХЗВЕННОГО СФЕРИЧЕСКОГО МЕХАНИЗМА ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ТРЕНАЖЁРА	58

ПРОГРАММА РАСЧЁТА ВЗЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ РАЗБЕГЕ ПО ГРУНТОВОЙ ВПП.....	58
ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА СБОРКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЁТА НА ОСНОВЕ СТОХАСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ РАЗМЕРНЫХ ЦЕПЕЙ	59
ОЦЕНКА ВЗАИМОВЛИЯНИЯ БАЛОЧНОГО ДЕРЖАТЕЛЯ, ПОДВЕСКИ И ОБТЕКАТЕЛЯ НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ	60
INTEGRATION OF THE INVERSE DYNAMICS WITH A REFERENCE MODEL TECHNIQUE, AND ITS APPLICATION FOR THE IMPROVEMENT OF THE HELICOPTER FLYING QUALITIES	61
НАПРАВЛЕНИЕ №2 Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки	64
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ ДОЖИГАНИЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЁРДОМ ТОПЛИВЕ.....	66
МАЛОРАЗМЕРНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	66
ИССЛЕДОВАНИЕ КОНТАКТНОГО ТЕПЛООБМЕНА В СОЕДИНЕНИЯХ КОАКСИАЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ	67
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕРХНОСТИ ГОРЕНИЯ ТВЁРДОГО ТОПЛИВА С УЧЁТОМ ТЕПЛОПРОВОДЯЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ	68
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УЛЬТРАЗВУКОВЫХ КОЛЕБАНИЙ НА ШЕРОХОВАТОСТЬ ОБРАБОТАННОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННОЙ ОБРАБОТКЕ.....	68
РАЗРАБОТКА ГРАДУИРОВОЧНОГО СТЕНДА И СОЗДАНИЕ СИСТЕМЫ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ для ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТОЧНОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ.....	69
ВЛИЯНИЕ МНОГОФАЗНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ НА ШЛАКООБРАЗОВАНИЕ В КАМЕРЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА	71
ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ НАГРУЖЕНИЯ И АНАЛИЗА ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ ГТД ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫХ ЛА	72
ЭЛЕКТРОТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ С НОМИНАЛЬНОЙ ТЯГОЙ 5 Н С МНОГОСЛОЙНОЙ КАМЕРОЙ	

СГОРАНИЯ, ВЫПОЛНЕННОЙ МЕТОДОМ ЭЛЕКТРОХИМИИ, ФУНКЦИОНИРУЮЩИЙ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ БЕЗОПАСНОМ МОНОТОПЛИВЕ	74
ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНАЯ МОДУЛЯЦИЯ КАК СПОСОБ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЯГИ ЭЛЕКТРОТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....	75
МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО РАСЧЁТА КОНЦЕНТРАЦИИ ИОНОВ В КАМЕРЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ	76
ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В МНОГОГОРЕЛОЧНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ.....	77
ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ИЗОСТАТИЧЕСКОГО ПРЕССОВАНИЯ ОБРАЗЦОВ, ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ МЕТОДОМ SLM ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА НОВЫХ КОМПОНЕНТОВ КОРПУСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ.....	79
РАЗРАБОТКА МНОГОРЕЖИМНОГО КАТОДА-КОМПЕНСАТОРА ДЛЯ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ	81
ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ВХОДНОГО УЧАСТКА УТОПЛЕННОГО СОПЛА НА КОЭФФИЦИЕНТ РАСХОДА	81
РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СТЕНДОВОЙ ТРЁХКОМПОНЕНТНОЙ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	83
РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЛОПАТКИ ИЗ ЖАРОПРОЧНОГО СУПЕРСПЛАВА ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ	84
РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ СОПРЯЖЁННЫХ РАСЧЁТОВ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	85
ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ КОЭФФИЦИЕНТА ПОТОКА ЖИДКОСТИ В ОСЕВОМ ЗАЗОРЕ ЭЛЕКТРОНАСОСНОГО АГРЕГАТА ОТ РЕЖИМНЫХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ	86
МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРИМЕНИМОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПРОМОТИРОВАННЫХ «ЗЕЛЁНЫХ» ГОРЮЧИХ ДЛЯ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ	87

ИССЛЕДОВАНИЕ ФРЕТТИНГСТОЙКОСТИ КОМПОЗИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ВТ6/ТС, ПОЛУЧЕННЫХ МЕТОДОМ ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКИ ПОРОШКОВОГО МАТЕРИАЛА	88
УСТАНОВКА ИСПЫТАНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТРАНСМИССИЙ И СИСТЕМ СМАЗКИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	89
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФРАКЦИОННОГО СОСТАВА ЧАСТИЦ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ	90
РАСЧЁТ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	91
РАСЧЁТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ИСТОЧНИКА СЛАБО РАСХОДЯЩЕГОСЯ ИОННОГО ПУЧКА	91
ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	92
РАЗРАБОТКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АДАПТИВНОГО ГАСИТЕЛЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ	94
МЕТОДИКА РАСЧЁТА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПО СЕЧЕНИЮ ПЕРА ЛОПАТКИ, ИЗГОТОВЛЕННОЙ ИЗ ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА	95
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ КОНТАКТНОГО ТЕПЛООБМЕНА В УЗЛАХ СОВРЕМЕННЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК.....	95
ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКАЯ ПЛАЗМЕННАЯ СВЕЧА.....	96
РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ЛАЗЕРНОЙ РЕЗКИ ДЛЯ ОБРАБОТКИ АВИАЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ.....	96
ОЦЕНКА КОРРЕКТНОСТИ ПРИМЕНЯЕМЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ МЕСТНЫХ СОПРОТИВЛЕНИЙ ДЛЯ РАСЧЁТА ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК В ОДНОМЕРНОМ ПРИБЛИЖЕНИИ.....	97
ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ И СМАЗКИ ПОДШИПНИКА УЗЛА ОПОРЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ	98
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ГОРЕНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	100

НАПРАВЛЕНИЕ № 3 Системы управления, информатика и электроэнергетика	103
АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ИСТОЧНИКА РАДИОСИГНАЛА С ПОМОЩЬЮ АНТЕНН, РАСПОЛОЖЕННЫХ НА ЛОПАСТЯХ ВЕРТОЛЁТНОГО ВИНТА	104
ПРИМЕНЕНИЕ БОРТОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЕГО УЗЛОВ	104
АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ОПОРНОЙ ТРАЕКТОРИИ РАЗВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ОРИЕНТАЦИИ АППАРАТА	105
БЛОК ИЗМЕРИТЕЛЕЙ ЛИНЕЙНОГО УСКОРЕНИЯ С ЦИФРОВОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	106
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНИМОСТИ СИСТЕМЫ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ К ИЗДЕЛИЯМ «ОКБ СУХОГО»	107
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЫПОЛНЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПЛАНА АВИАЦИОННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕЧЕТКО-НЕЙРОННОЙ СЕТИ	109
ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА ПРОЦЕССА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ МИКРОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ	110
РАЗРАБОТКА ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ WEB- СОРЕВНОВАНИЙ	112
РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ «ЕСО-365» И «WASTEMES» ДЛЯ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ ЦИФРОВИЗАЦИИ В ПРОЦЕССЕ ОТХОДООБОРОТА НА ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЯХ АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ И В АЭРОПОРТАХ	113
СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДКОЙ ДЛЯ МНОГОРАЗОВО ИСПОЛЪЗУЕМЫХ РАКЕТ	114
РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА РЕЗЕРВНОГО РЕЖИМА «ВОЗВРАТ» СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЁТНОГО ТИПА для ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ	115

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ МОДУЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ КАЛИБРОВКИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ И ТЕПЛОВИЗИОННОЙ АППАРАТУРЫ МАЛОЙ И СРЕДНЕЙ ОПТИЧЕСКОЙ АПЕРТУРЫ И ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ НА ВОЗДЕЙСТВИЯ, ВЫЗЫВАЮЩИЕ НЕМЕДЛЕННУЮ И НАКАПЛИВАЕМУЮ РЕАКЦИЮ ЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ	117
ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРНОЙ ЦЕПИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ МАШИН НА ОБРАЗОВАНИЕ ЭКСЦЕНТРИСИТЕТА	119
ИССЛЕДОВАНИЕ НЕВЗАИМНОГО УСТРОЙСТВА НА ОСНОВЕ ПОСТОЯННОГО МАГНИТА ДЛЯ ЗЕЕМАНОВСКОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА	120
РАЗРАБОТКА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ДАТЧИКА БОЛЬШИХ УГЛОВЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ДЛЯ СТАРТОВОЙ ПЛОЩАДКИ КОСМОДРОМА	120
АКТУАЛИЗАЦИЯ ВЕСОВОГО КОНТРОЛЯ ДЕТАЛЕЙ, СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	121
АЛГОРИТМ ПОИСКА УСЛОВИЙ ДЛЯ ПЕРЕВОДА ИСХОДНОГО КОДА ПРОГРАММЫ НА ЯЗЫКЕ СИ В БЛОК-СХЕМУ	123
КВАЗИОПТИМАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ МЕРЫ ЦЕННОСТИ ИНФОРМАЦИИ Р. Л. СТРАТОНОВИЧА	123
ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАНЕВРЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТОВ КОРАБЕЛЬНОГО БАЗИРОВАНИЯ	124
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАГНИТНОЙ ЖИДКОСТИ В КАЧЕСТВЕ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ В СИСТЕМАХ ОХЛАЖДЕНИЯ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЁТА	125
ТЕХНИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМ ПОДВЕСОМ РОТОРА НА ПРОГРАММИРУЕМОЙ ЛОГИКЕ.....	126
АДАПТИВНОЕ НЕЙРОННОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	126
АВТОМАТИЗАЦИЯ АНАЛИЗА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕСУРСОВ БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	127
АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ СПОСОБА УПРАВЛЕНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ЕГО ИЗНОСЕ	127

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БЛОКОВ СУПЕРКОНДЕНСАТОРОВ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	128
МОБИЛЬНЫЙ КОЛЕСНЫЙ РОБОТ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ОБЪЕКТОВ АЭРОДРОМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ	129
ОСНОВНЫЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛИ COSYSMO	129
НАПРАВЛЕНИЕ № 4 Информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем	131
АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРЕДЕЛЬНОГО БЫСТРОДЕЙСТВИЯ АЛГОРИТМОВ ЦИФРОВОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ ПРИ ИХ РЕАЛИЗАЦИИ НА ПРОГРАММИРУЕМОЙ ЛОГИКЕ	132
ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ И АНАЛИЗА ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАКТОВ АНАЛОГО-ЦИФРОВОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ	133
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СРЕДСТВ ВИРТУАЛИЗАЦИИ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ВЕБ-РЕСУРСОВ АВИАЦИИ ОТ ИНФОРМАЦИОННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ	134
УНИФИЦИРОВАННАЯ КОНСТРУКЦИЯ ДЕШИФРАТОРА КОМАНДНОЙ И ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ	134
ПЕРСПЕКТИВЫ СОВМЕСТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПУТНИКОВОЙ ИНФОРМАЦИИ И ДАННЫХ СЕТИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ О ВЕРТИКАЛЬНОМ РАСПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЁТОВ	135
БЕСКОНТАКТНАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ТЕМПЕРАТУРЫ В АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ	136
КОМПЛЕКС АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ ОПЕРАТИВНОГО МОНИТОРИНГА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ПОБОЧНЫХ ПЕРЕОТРАЖЕНИЙ БЕЗЭХОВОЙ ЭКРАНИРОВАННОЙ КАМЕРЫ	137

ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫЕ ПАРЫ ГМВ– ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ДЛЯ СИСТЕМ ПЕРЕДАЧИ ЦИФРОВОЙ ИНФОРМАЦИИ	138
СХЕМОТЕХНИКА ПАРИРОВАНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ ОДИНОЧНЫХ И ДОЗОВЫХ ЭФФЕКТОВ В БОРТОВЫХ РЕТРАНСЛЯТОРАХ.....	139
ОХЛАЖДАЕМОЕ ОСНОВАНИЕ ДЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ РЕШЕТКИ	139
ДАТЧИК ОХРАНЫ ПЕРИМЕТРА АЭРОДРОМА НА БАЗЕ СВЕРХШИРОКОПОЛОСНОГО РАДИОЛОКАТОРА	140
ПОМЕХОУСТОЙЧИВОЕ КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ МУЛЬТИ- И ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ В ОПТИКО- ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПЛЕКСАХ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВЕРТОЛЁТОВ	140
ЗАДАЧА КОНТРОЛЯ ДАННЫХ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАБОТОЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ОХВАТА ПРОБЛЕМНОЙ ОБЛАСТИ.....	142
НАПРАВЛЕНИЕ № 5 Ракетные и космические системы.....	143
ПЕРЕРАБОТКА ТЕХНОГЕННОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ТОПЛИВО НА НИЗКИХ ОРБИТАХ	144
СИСТЕМА ЗАПУСКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ТИПА CUBESAT С ТРАНСПОРТНОГО ГРУЗОВОГО КОРАБЛЯ «ПРОГРЕСС МС».....	145
ВЛИЯНИЕ РАДИОПРОЗРАЧНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ	147
ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ ВОПРОСОВ ОПТИМИЗАЦИИ КОНСТРУКЦИИ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ.....	148
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА, СПОСОБНОГО ОСУЩЕСТВЛЯТЬ МАНЕВРЕННЫЙ СПУСК В АТМОСФЕРЕ ВЕНЕРЫ	149
ПОВЫШЕНИЕ БЕЗОТКАЗНОСТИ, ДОЛГОВЕЧНОСТИ И ИНФОРМАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВЫХ ИНФРАКРАСНЫХ ЗОНДИРОВЩИКОВ ВЫСОКОГО СПЕКТРАЛЬНОГО РАЗРЕШЕНИЯ.....	150

КОМПЛЕКСНЫЙ МОНИТОРИНГ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С БОРТА РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС	151
РАСЧЁТ И ОЦЕНКА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ БЛА С КРПДТ С РЕГУЛИРУЕМОЙ И НЕРЕГУЛИРУЕМОЙ ПОДАЧЕЙ ТОПЛИВА	152
ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ И ИСПЫТАНИЯ КОНТАКТНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА В УСЛОВИЯХ ИМИТАЦИИ ВАКУУМНОЙ СРЕДЫ	152
СРЕДСТВА ИНДИВИДУАЛЬНОЙ ЗАЩИТЫ ОРГАНОВ ДЫХАНИЯ С ХИМИЧЕСКИ СВЯЗАННЫМ КИСЛОРОДОМ ДЛЯ ЭКИПАЖЕЙ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ	154
БУДУЩЕЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАКЕТ В КАЧЕСТВЕ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА	154
ИЗОЛИРУЮЩИЙ ПРОТИВОГАЗ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ для ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ С РАКЕТНЫМ ТОПЛИВНОМ	155
СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ОСНОВАННАЯ НА МЕТОДОЛОГИИ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ТЕПЛООБМЕНА	155
НАПРАВЛЕНИЕ № 6 Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение	157
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГИБРИДНОГО ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА НА СТЕНДЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ	158
РАЗРАБОТКА ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ «АДАПТИВНОЕ АВИАЦИОННОЕ КАТАПУЛЬТНОЕ УСТРОЙСТВО – АВИАЦИОННАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА»	158
РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА С ШАРИКО-ВИНТОВОЙ ПЕРЕДАЧЕЙ С СЕПАРАТОРОМ	159
РАЗРАБОТКА АРХИТЕКТУРЫ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНЦЕПЦИИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ИМА	160

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ ДИАГНОСТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА В УСЛОВИЯХ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИЗБЫТОЧНОСТИ	161
ТРЕНАЖЁР СЪЁМНОЙ ПОДВИЖНОЙ ПУШЕЧНОЙ УСТАНОВКИ	162
СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ КООРДИНАТОМЕТРИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ОТСУТСТВИЯ СПУТНИКОВЫХ СИГНАЛОВ	164
СИСТЕМА БЫСТРОГО МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ПОСРЕДСТВОМ ОБЛАЧНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ	166
РАЗРАБОТКА КОНЦЕПТА СОЗДАНИЯ КЛАССА ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ НА БАЗЕ МОСКОВСКОГО АВИАЦИОННОГО ИНСТИТУТА (НАЦИОНАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО УНИВЕРСИТЕТА)	166
РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕВОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ	168
РАЗРАБОТКА АРХИТЕКТУРЫ СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ	170
ПОЛУАВТОНОМНЫЙ РОБОТ ТЕХНИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ КОСМОНАВТА ПРИ ПЕРЕМЕЩЕНИИ ПО ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТ	171
СТРУКТУРНЫЙ АНАЛИЗ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРА И БОРТОВОГО СЛЕДЯЩЕГО ПРИВОДА	172
МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НА ОСНОВЕ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОГО СИГНАЛА	173
АЛГОРИТМ РЕКОНФИГУРАЦИИ МОДУЛЕЙ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ БОРТОВЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ С АРХИТЕКТУРОЙ В СООТВЕТСТВИИ С КОНЦЕПЦИЕЙ РАСПРЕДЕЛЁННОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ МОДУЛЬНОЙ АВИАНИКИ	174
ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС АВТОНОМНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ МОБИЛЬНЫХ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ	175

МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ БОЕВОЙ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА САМОЛЁТА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ДИСТАНЦИОННЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ	176
СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТЫ НА МАНЕВРИРУЮЩИЕ ЦЕЛИ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКОГО ТИПА ...	176
ПОСТРОЕНИЕ МИКРОПРОЦЕССОРНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗРЕДУКТОРНОГО ПРИВОДА НАВЕДЕНИЯ	177
РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АВТОМАТИЗАЦИИ СЛОЖНЫХ ЭТАПОВ ПОЛЁТА НА ОСНОВЕ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	179
РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ ПАРЫ АКТИВНЫХ РУЧЕК УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ.....	180
РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДАМИ МНОГОЗВЕННОГО МАНИПУЛЯТОРА	180
СПОСОБЫ ФОРМИРОВАНИЯ НАБОРОВ ВЕКТОРОВ МАГНИТНОЙ ИНДУКЦИИ ЯКОРЯ ДВУХФАЗНОГО ЧЕТЫРЁХСЕКЦИОННОГО ВЕНТИЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ	181
ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЛНОВОЙ ПЕРЕДАЧИ С ПРОМЕЖУТОЧНЫМИ ТЕЛАМИ КАЧЕНИЯ.....	182
СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ СТРЕЛЬБОЙ ИЗ АВИАЦИОННОГО АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ОРУЖИЯ НА ОСНОВЕ СТОХАСТИЧЕСКОГО ПОДХОДА	183
ВОПРОСЫ НАГРУЖЕНИЯ И ПРОЧНОСТИ БОЕВЫХ ЧАСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ ПРИ ПРОБИТИИ КОРАБЕЛЬНЫХ ПРЕГРАД ПО НОРМАЛИ	183
АРХИТЕКТУРА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ АКТИВНЫХ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ С СИСТЕМАМИ ДИСТАНЦИОННОГО И АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ	185
ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА МАЛОГАБАРИТНОГО ВЫСОКОМАНЁВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	186
РАСЧЁТ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ НА ОСНОВЕ УЧЁТА СЕЗОННЫХ ВАРИАЦИЙ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ.....	187

ПОСТРОЕНИЕ 3D КАРТЫ СЦЕНЫ ПО ОДНОЙ ФОТОГРАФИИ НА ОСНОВЕ ГЕНЕРАТИВНО-СОСТЯЗАТЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ МАРШРУТА БПЛА	188
РЕАЛИЗАЦИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНО-ЗАГРУЗОЧНОГО МЕХАНИЗМА РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ ПЛАНИРУЮЩЕГО БОЕПРИПАСА ДЛЯ СТЕНДА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ	189
СПОСОБ ИДЕНТИФИКАЦИИ ОБЪЕКТОВ НЕОДНОРОДНОЙ КОРАБЕЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ПРИ ЗАЛПОВОМ ПРИМЕНЕНИИ УПРАВЛЯЕМЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ С ПОСЛЕДУЮЩИМ ЦЕЛЕРАСПРЕДЕЛЕНИЕМ.....	190

НАПРАВЛЕНИЕ № 7 Математические методы в аэрокосмической науке и технике 192

РАЗРАБОТКА И АПРОБАЦИЯ МЕТОДИКИ РАСЧЁТНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФОРМ И РАЗМЕРОВ ЛЕДЯНЫХ НАРОСТОВ НА КРЫЛЕ ПЕРЕМЕННОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ	193
СПОСОБ ИСКЛЮЧЕНИЯ КОЛЕБАНИЙ ВИБРАЦИОННО- ЧАСТОТНОЙ ПОДСТАВКИ ИЗ ВЫХОДНОГО СИГНАЛА ТРЁХОСНОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА.....	193
ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК РАССЕИВАНИЯ ПУЧКА БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ТРАЕКТОРИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЕРОЯТНОСТНОГО АНАЛИЗА	195
СИНТЕЗ ПАРАМЕТРОВ НЕЛИНЕЙНЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ	196
МОДЕЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ТЕРМОУПРУГОДИФфуЗИОННОГО СЛОЯ	197
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ ПАРАМЕТРА ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТА, ПОЛУЧЕННЫХ В ХОДЕ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ.....	197
СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ВООРУЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ СКРЫТНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ЦЕЛЬЮ	198
РАСЧЁТ БЕЗОПАСНЫХ РЕЖИМОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ БОЕВОГО САМОЛЁТА С НЕСИММЕТРИЧНО РАЗМЕЩЕННЫМ ВООРУЖЕНИЕМ ПРИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ КРЕНА	199

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ НЕЙРОСЕТЕЙ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ИЗДЕЛИЙ	200
ВИРТУАЛЬНЫЙ СТЕНД СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	202
МОДИФИКАЦИЯ ЗАМКОВ ФИКСАЦИИ И ОПТИМИЗАЦИЯ ГРУЗОВОЙ РАМПЫ САМОЛЁТА	204
МЕТОДИКА ИДЕНТИФИКАЦИИ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ ПО СПЕКТРОФОТОМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ НА ОСНОВЕ ФАКТОРНОГО АНАЛИЗА	204
РЕШЕНИЕ КОМПЛЕКСА ЗАДАЧ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ННПУ ОБ.Т-50	205
НАПРАВЛЕНИЕ № 8 Новые материалы	
и производственные технологии в области	
авиационной и ракетно-космической техники	208
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОРИСТОСТИ СРЕДЫ НА ЭФФЕКТИВНЫЙ МОДУЛЬ УПРУГОСТИ	210
ВЫБОР ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСНОВНЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КРЫЛА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ	210
АНАЛИЗ СПОСОБОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ РАЗНОНАПРАВЛЕННЫХ ВНУТРЕННИХ ВИНТОВЫХ ПАЗОВ ТРУБНЫХ КОРПУСНЫХ ДЕТАЛЕЙ И ВЫБОР ИНСТРУМЕНТА ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ ...	212
ПЕРСПЕКТИВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТИТАНОВЫХ ОТЛИВОК ДЛЯ НУЖД ВОЕННОЙ И СПЕЦИАЛЬНОЙ ТЕХНИКИ	212
АНАЛИЗ ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА ВЫБОР ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ БАЗ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ДЕТАЛЕЙ	213
ЗАКОНОМЕРНОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ СТРУКТУРЫ И ТЕКСТУРЫ В ОБРАЗЦАХ ИЗ СПЛАВА Т1-6AL-4V, ПОЛУЧЕННЫХ ПРИ ПОМОЩИ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ	213
СТРУКТУРНЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРО-ДУГОВОГО ТЕРМОБАРЬЕРНОГО ПОКРЫТИЯ НА ЛОПАТКАХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПОСЛЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ	214

АПРОБАЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЦИФРОВЫХ ДВОЙНИКОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	215
МЕХАНИЗМ ФОРМИРОВАНИЯ ВНУТРЕННИХ НАПРЯЖЕНИЙ В ОБРАЗЦАХ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА, ПОЛУЧЕННЫХ ПРИ ПОМОЩИ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА.....	215
ВЛИЯНИЕ ГОРЯЧЕГО ИЗОСТАТИЧЕСКОГО ПРЕССОВАНИЯ НА СТРУКТУРУ ОБРАЗЦОВ, ВЫРАЩЕННЫХ ИЗ ЖАРОПРОЧНОГО СПЛАВА INCONEL 738 МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ.....	216
РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПОЛЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ НИОБИЯ ВЫТЯЖКОЙ С УТОНЕНИЕМ СТЕНКИ.....	218
ВСТРАИВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ДОПОЛНЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ В ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ АВИАСТРОИТЕЛЬНОГО ЗАВОДА	219
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРЁХСЛОЙНОЙ ПОЛУСФЕРИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ С ДИСКРЕТНОЙ СТРУКТУРОЙ ЗАПОЛНИТЕЛЯ	220
ИЗГОТОВЛЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ ГТД МЕТОДОМ РОТАЦИОННОЙ ВЫТЯЖКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЛАЗЕРНОГО НАГРЕВА	221
ИМИТАТОР ТЕСТОВЫХ КОГЕРЕНТНЫХ СИГНАЛОВ С ПРОГРАММИРУЕМЫМИ ФАЗОВЫМИ СДВИГАМИ.....	222
ФИЗИКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ УПРОЧНЕНИЯ ДЛИННОМЕРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В УСТРОЙСТВАХ С ВРАЩАЮЩИМСЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМ ПОЛЕМ.....	224
МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ НОМЕНКЛАТУРЫ ИЗДЕЛИЙ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА ПРЕДПРИЯТИЯ (ОТРАСЛИ) ..	225
АНАЛИЗ ДОПУСТИМОСТИ ВЫВЕДЁННЫХ ЛИТЕЙНЫХ ДЕФЕКТОВ НА ЛОПАТКАХ СОПЛОВОГО АППАРАТА ТУРБИНЫ	227
ИЗГОТОВЛЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ ПРЯМОГО НАНЕСЕНИЯ МЕТАЛЛА	228
ФОРМИРОВАНИЕ ПРИНЦИПОВ И МОДЕЛЕЙ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ УЧЁТА ТРЕБОВАНИЙ К СБОРКЕ ВЫСОКОТОЧНЫХ	

ИЗДЕЛИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ	229
ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОДКРЕПЛЕНИЯ ОТВЕРСТИЙ ПОД КРЕПЁЖ В КОМПОЗИТНЫХ АГРЕГАТАХ С ПОМОЩЬЮ ТЕРМОКОМПРЕССИОННОГО МЕТОДА УСТАНОВКИ КОМПОЗИТНЫХ ВТУЛОК.....	231
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ПРОКАТКИ И ОТЖИГА НА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ, МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА И МИКРОСТРУКТУРУ СПЛАВА В-1579.....	233
ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭКОНОМНО ЛЕГИРОВАННОГО ПРИПОЯ ПМ 17 ДЛЯ ПАЙКИ МЕДНО- СТАЛЬНЫХ УЗЛОВ «ГОРЯЧИХ» АГРЕГАТОВ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РН «АНГАРА»	234
ГИБРИДНЫЙ КОМПОЗИТ НА ОСНОВЕ СТЕКЛО-УГЛЕТАНИ И ЭПОКСИДНОГО СВЯЗУЮЩЕГО.....	235
ВЛИЯНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ОБРАБОТКИ НА СТРУКТУРУ И МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ЖАРОПРОЧНЫХ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ.....	235
ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМОВ РАЗРУШЕНИЯ СТРУКТУРНО И КРИСТАЛЛОГРАФИЧЕСКИ ТЕКСТУРОВАННЫХ ТИТАНОВЫХ ЗАГОТОВОК ДЛЯ АВИАЦИИ И КОСМОНАВТИКИ	236
ОРИГИНАЛЬНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ БЕСКОНТАКТНОЙ ВЫКЛАДКИ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.....	238
ТЕХНОЛОГИЯ МОНИТОРИНГА БЕЗОПАСНОГО СОСТОЯНИЯ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	239
ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ И НЕРЖАВЕЮЩИХ СПЛАВОВ, ПОЛУЧЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЕЙ ПРЯМОГО ЛАЗЕРНОГО ВЫРАЩИВАНИЯ	241
ПРИМЕНЕНИЕ ГРАФЕНА В АВИАЦИИ.....	241
КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЯЕМОЙ СБОРКИ РОТОРОВ	242
ПОДБОР ТИПА СВЯЗУЮЩИХ ДЛЯ КОМПОЗИЦИЙ НА ОСНОВЕ НАНОДИСПЕРСНЫХ ПОРОШКОВ ZRB2 И УГЛЕРОДА	

ПРИ ФОРМОВАНИИ ШЛИКЕРНЫМ ЛИТЬЕМ ЗАГОТОВОК КЕРАМИКИ ZRB2-SiC	244
ПРИМЕНЕНИЕ УЛЬТРАСТРУЙНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ДЛЯ ДИСПЕРТИРОВАНИЯ НАНОСО-ДЕРЖАЩИХ СУСПЕНЗИИ	244
НАПРАВЛЕНИЕ № 9 Экономика и менеджмент	
предприятий аэрокосмического комплекса.....	247
РАЗРАБОТКА МЕТОДА ОЦЕНКИ ПЕРСОНАЛА ПО КЛЮЧЕВЫМ ПОКАЗАТЕЛЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ	248
ИССЛЕДОВАНИЕ РЫНОЧНОГО ПОТЕНЦИАЛА АО «ОБЪЕДИНЁННАЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНАЯ КОРПОРАЦИЯ» В УСЛОВИЯХ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ	248
ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ВЫПУСКАЕМОЙ ПРОДУКЦИИ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ	249
КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ИНВЕСТИЦИОННЫМИ ПРОЕКТАМИ ПРЕДПРИЯТИЙ	250
МОДУЛЬ «УЧЁТ ОТЧЁТНОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ»	252
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ГРУЗОВЫХ АВИАПЕРЕВОЗОК В МАЛОНАСЕЛЕННЫХ РЕГИОНАХ НА ОСНОВЕ БЕСПИЛОТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ	254
ИНФОРМАЦИОННЫЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В СЕЛЬСКОМ ХОЗЯЙСТВЕ	254
ОБ ОЦЕНКЕ УСЛОВИЙ СОЗДАНИЯ АЭРОПОРТА- ПЕРЕСАДОЧНОГО УЗЛА ДЛЯ ВНУТРЕННИХ ПЕРЕВОЗОК НА ТЕРРИТОРИИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ	255
ИССЛЕДОВАНИЕ ПУТЕЙ ПРИВЛЕЧЕНИЯ ЧАСТНЫХ ИНВЕСТИЦИЙ В НИОКР ПО СОЗДАНИЮ КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ	256
РОЛЬ РАЗВИТИЯ ЦИФРОВОЙ ЭКОНОМИКИ В ФОРМИРОВАНИИ ИННОВАЦИОННОЙ СРЕДЫ	256
РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ПРОФОРИЕНТАЦИИ И ПРОФОРИЕНТАЦИОННЫХ РАБОТ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ	257

УПРАВЛЕНИЕ СТОИМОСТЬЮ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА В УСЛОВИЯХ ВЫСОКОЙ ДИНАМИКИ ИЗМЕНЕНИЯ СРЕДЫ	258
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДИК И ИНСТРУМЕНТОВ БЕРЕЖЛИВОГО ПРОИЗВОДСТВА ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ	258
УПРАВЛЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТЬЮ В АЭРОКОСМИЧЕСКОМ КЛАСТЕРЕ: РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ	260

НАПРАВЛЕНИЕ № 1

Авиационные системы



ПАО «Компания «Сухой»

ПАО «Компания «Сухой» входит в состав ПАО «Объединённая авиастроительная корпорация» Госкорпорации «Ростех». Сфера деятельности компании – выполнение полного цикла работ в авиастроении от проектирования до послепродажного обслуживания боевых самолётов.

В состав ПАО «Компания «Сухой» входят «ОКБ Сухого» и авиационные заводы в Комсомольске-на-Амуре и в Новосибирске. Генеральный директор – Озар Игорь Яковлевич.

Председатель Совета директоров – Слюсарь Юрий Борисович.

Основные текущие проекты ПАО «Компания «Сухой»:

- программа по созданию перспективного многофункционального истребителя пятого поколения Су-57;
- истребитель-бомбардировщик Су-34;
- сверхманевренный истребитель поколения 4++ Су-35;
- программа создания беспилотного летательного аппарата «Охотник».

Разработчиком самолётов «Су» является «ОКБ Сухого», которое в этом году отмечает 80 лет со дня основания. За многие десятилетия коллективом ОКБ создано около 100 типов самолетов и их модификаций, из которых более 60 типов выпускались серийно, а общее число серийно выпущенных самолетов превышает 10000 экземпляров. Свыше 2000 самолетов поставлены в 30 стран мира. На самолетах «Су» установлено более 50 мировых рекордов.

Возглавляет «ОКБ Сухого» ПАО «Компания «Сухой» первый заместитель генерального директора - директор ОКБ Сухого – Стрелец Михаил Юрьевич.

ИЗУЧЕНИЕ ПРИНЦИПА ДЕЙСТВИЯ САМОЛЁТНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Аксёнов И.В.
ПГУ, г. Пенза

Работа всех навигационных автономных систем, измеряющих путевую скорость самолёта (летательного аппарата ЛА) и его угла сноса, основана на использовании эффекта Доплера. для проявления, которого при горизонтальном полёте ЛА его приёмопередающее устройство облучает земную поверхность зондирующим сигналом в виде высокочастотного гармонического колебания с фиксированным значением частоты. При этом данное облучение осуществляется под определенным углом, называемым углом визирования и имеющим фиксированное значение, которое устанавливается при сборки самого ЛА. Различные эволюции корпуса ЛА в ходе его полёта приводят к возникновению у него как крена, так и тангажа, которые вызывают явление равносильное изменению значения угла визирования, приводящие к изменению характера проявления эффекта Доплера. Это в свою очередь вызывает возникновение значительной погрешности при оценке значений скорости и угла сноса. Устранение возникновения данной погрешности измерения достигается использованием специальной антенной системы, реализуемой на базе волноводно-целевой антенны, формирующей у навигационной системы X-образную диаграмму направленности.

Предложена достаточно простая схмотехническая реализация частотного дискриминатора, работающего в составе автономной навигационной системы самолёта, применение которой позволяет легко и наглядно уяснить суть принципа компенсации влияния крена и тангажа на измерение угла сноса и путевой скорости самолёта при изучении студентами курса «Основы теории радионавигационных систем и комплексов».

РАЗВИТИЕ ЗЕЛЁНОЙ АВИАЦИОННОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ: ЦЕЛОСТНЫЙ ПОДХОД К УСТОЙЧИВОМУ РАЗВИТИЮ «ЗЕЛЁНОГО» РЫНКА

Аль Дарабсе А.М., Миллер В.В., Маркова Е.В.
УлГТУ, г. Ульяновск

Авиация является одной из самых быстрорастущих отраслей, а также видов транспорта в мире. Глобальная авиация обеспечивает около 2% глобальных выбросов парниковых газов и поддерживает 8% мировой экономической активности с точки зрения ВВП. С феноменальным ростом воздушных перевозок международными авиалайнерами общее углеродное пространство, доступное для полётов, постепенно уменьшается, и соответствующие уровни выбросов также становятся тревожными с течением времени. В статье описывается концепция эволюции «зелёной» транспортной системы с акцентом на производство «зелёных» самолётов и устойчивый «зелёный» маркетинг с участием цепочки «зелёных» поставок. Это влечёт за собой внедрение новых и инновационных технологий, включая проектирование самолётов, повышение эффективности эксплуатации, контроль и мониторинг воздушного движения. В сочетании с мерами по снижению выбросов, направленными на устойчивый рост отрасли, данные технологии могут внести огромный вклад в контроль и сокращение выбросов на системной основе. Предполагается, что эти комплексные подходы будут использоваться для согласования систем и процессов, которые могут по существу составлять предлагаемую основу «зелёной» транспортной системы авиации.

«Зелёный транспорт» – это новая концепция-инициатива по поддержке устойчивого экономического развития без ущерба для окружающей среды. Система «зелёный транспорт» направлена на то, чтобы предоставить обществу транспортную систему, которая оставляет меньший углеродный след, использует меньше энергии и производит меньше CO₂ и других вредных загрязнителей. Тщательное планирование и продуманный дизайн являются

ключевыми элементами в достижении «зелёного транспорта» для того, чтобы сделать возможным сокращение землепользования, особенно сельскохозяйственных угодий, повысить энергоэффективность за счёт эксплуатационных улучшений и снижения вредных загрязнителей за счёт повышения цен на энергоносители и социально ответственной экономической оценки альтернатив.

ВНЕШНЯЯ МАСЛОСИСТЕМА ГЛАВНОГО РЕДУКТОРА, СОХРАНЯЮЩАЯ ЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЁТА ПРИ ПОВРЕЖДЕНИИ ЛЮБОГО ЕЁ ЭЛЕМЕНТА

Ахтырко А.Ю.

АО «МВЗ им. М. Л. Миля», г. Москва

В настоящее время на вертолётах, имеющих внешнюю систему маслопитания, применяется система, обеспечивающая постоянную циркуляцию масла для охлаждения и смазки трущихся элементов. Повреждение какого-либо элемента данной системы неизбежно приведёт к полной утечке масла, в результате чего происходит заклинивание главного редуктора вертолёта по причине перегрева и отсутствия смазки, что может привести к катастрофической ситуации с человеческими жертвами. Было принято решение о необходимости исключения подобной проблемы для повышения надёжности, безаварийности и безопасности полётов.

При постановке задачи стояла острая проблема, заключающаяся в необходимости модернизации внешней маслосистемы главного редуктора с целью повышения безопасности полётов, сохранения человеческих жизней и повышения обороноспособности страны. Было принято решение о необходимости обеспечения возможности продолжения полёта с сохранением всех лётных характеристик вертолёта в течение не менее 30 минут при условии повреждения (разгерметизации) внешней маслосистемы главного редуктора.

Проведён поиск аналогов среди изобретений, запатентованных российскими и зарубежными исследователями. Внешние маслосистемы с аналогичным принципом работы и подобной конструкции на международном рынке отсутствуют. В отличие от известных устройств, в которых техническая проблема защиты маслосистемы главного редуктора, в виде дублирующих магистралей подвода масла, от возможной разгерметизации одного или нескольких элементов внешней маслосистемы главного редуктора не решена, изобретение является уникальным, не имеющим аналогов устройством, которое обеспечивает решение данной проблемы. В связи с этим по окончании работ была подана заявка, и в настоящее время уже получен патент.

В процессе выполнения работы был решен ряд конструкторских и расчётных задач, благодаря чему была создана полностью новая внешняя маслосистема главного редуктора. Конструкция была полностью переработана: проанализирован перечень данных, полученных по результатам испытаний опытных образцов, а также серийных моделей вертолётов, благодаря чему были учтены все достоинства и исключены недостатки известных маслосистем.

Разработка комплексного метода, сочетающего выбор наиболее эффективной системы перепуска масла по обводному контуру и применение новейшей логики работы системы, а также сборка исключительно из российских комплектующих, обеспечивающих высокую технологичность и минимальные затраты, позволили воплотить изобретение принципиально новой внешней маслосистемы главного редуктора, которая продолжает осуществлять циркуляцию масла, несмотря на повреждение любого элемента системы смазки, для обеспечения бесперебойной подачи масла, а также существенного увеличения безопасности полёта, и недопущения работы главного редуктора в сухом режиме.

Применён новейший принцип распределения масла, позволяющий сохранить подачу масла в главный редуктор при повреждении любого элемента внешней маслосистемы. Создана маслосистема, содержащая три магистрали прокачки масла. Благодаря уникальному алгоритму происходит подача масла в главный редуктор в обход поврежденного участка

маслосистемы, что позволяет избежать главному редуктору масляного голодания. Компоновка выполнена в минимальном пространстве с учётом возможности монтажа конструкции с удобным доступом, а также протяжки и подключения кабелей электропитания в соответствии с требованиями выдержки минимальных зазоров. Инновационная система включает в себя группу датчиков, при срабатывании которых в случае аварийной ситуации в соответствии с заданным алгоритмом подаётся сигнал на перекрывные краны, оборудованные электрическим модулем управления. Перекрывные краны осуществляют перепуск масла в обход разгерметизированной магистрали, предотвращая утечку. Система остаётся герметичной и полностью замкнутой, циркуляция масла по каналам продолжается. Сохраняются лётные характеристики и возможность продолжать полёт, обеспечивается безопасность жизни пилотов и пассажиров.

Данная разработка вносит существенный вклад в отечественную авиацию и имеет огромный потенциал для дальнейшего развития в области вертолётостроения, может быть применена на существующем парке вертолётов типа Ми-8, позволив обезопасить действующий строй. На основе спроектированной новой внешней маслосистемы главного редуктора возможна модернизация существующих систем на всех типах вертолётов. Результатом модернизации станет:

- повышение «живучести» при повреждении внешней маслосистемы;
- снижение человеческих жертв;
- уменьшение количества внештатных ситуаций, которые приводят к катастрофическим последствиям;
- возможность продолжить выполнение, в том числе задачи, при повреждении вертолёта, в том числе при разрушении радиаторов и других элементов внешней маслосистемы после выстрела из боевого орудия.

Новая внешняя маслосистема главного редуктора позволяет продолжить выполнение поставленной перед экипажем задачи, несмотря на повреждение, избежать потери вертолёта, а главное, сохранить множество человеческих жизней.

МЕТОД КОРРЕКЦИИ СИГНАЛОВ СБОЙНЫХ СЧИТЫВАЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ЦИФРОВЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ УГЛА

Байденко С.В.

ОАО «Авангард», г. Санкт-Петербург

Фотоэлектрические цифровые преобразователи угла (ФЦПУ) предназначены для преобразования угла поворота вала контролируемого объекта в цифровой код. На сегодняшний день, в связи с растущими требованиями к увеличению разрешающей способности, миниатюризации, надёжности и др., ФЦПУ становятся сложными устройствами, сочетающими в себе механическую, оптическую и электронную части. Обобщенно структуру преобразователя можно представить в виде тракта, на одной стороне которого расположен источник оптического излучения, а на другой – считывающий элемент. Между источником излучения и считывающим элементом располагается подвижная кодовая шкала, представляющая собой пространственно-периодическую структуру, содержащую определённую кодовую последовательность, и неподвижная анализирующая структура. Принцип действия ФЦПУ основан на пространственной модуляции потока излучения в сопряжённой паре кодовой шкалы и анализирующей структуры, с последующим считыванием модулированного потока и его обработкой.

В процессе эксплуатации ФЦПУ в изделиях спецтехники одной из причин отказов является выход из строя считывающих элементов. Это приводит к сбоям монотонности выходного кода угла и влечёт за собой потерю боеготовности вооружения и военной техники, и невозможность выполнять поставленные задачи, что крайне негативно сказывается именно на системах в составе воздушных судов.

В то же время актуальным является уменьшение габаритов изделий военной техники и увеличение её надёжности. Вследствие чего применение методов, основанных на аппаратной избыточности (кратное резервирование), становится нецелесообразным, так как это ведёт к ухудшению таких тактико-технических характеристик, как вес, габариты, стоимость, условия эксплуатации (увеличение частоты проверок, числа запасных элементов, узлов и отдельных приборов и т.п.).

В ходе проведения работ по изделию, входящему в состав нового воздушного судна ДРЛО А-100 «Премьер», с учётом Приведённых выше доводов, а также невозможностью технического обслуживания в воздухе в процессе эксплуатации, было предложено решение, позволяющее сохранить работоспособность системы при выходе из строя считывающих элементов ФЦПУ, путём изменения принципа работы преобразователя.

В работе предлагается метод детектирования сбойных считывающих элементов кодовой последовательности с последующим использованием ФЦПУ в квазиабсолютном режиме. В основе метода детектирования сбойных считывающих элементов кодовой последовательности лежат числовые методы, позволяющие определять количество элементов и положение каждого конкретного элемента в кодовой последовательности. При детектировании сбойного выходного кода ФЦПУ формируется синдром ошибки, содержащий информацию о сбойных считывающих элементах: их количестве и позиции. На основании этих данных и сигналов с рабочих считывающих элементов система обработки информации переводит изделие в квазиабсолютный режим работы и формирует корректирующий сигнал, соответствующий каждому выпавшему из строя считывающему элементу.

ПРИМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Беляцкий М.С., Коротеев А.В.
ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

С учётом того, что в Вооруженных силах Российской Федерации имеется острая необходимость в создании собственных стратегических беспилотных летательных аппаратов, в статье рассмотрена процедура проектирования беспилотного летательного аппарата аэродинамической схемы «летающее крыло», а именно:

- произведён выбор геометрических параметров крыла;
- определены геометрические характеристики фюзеляжа;
- определены тип и геометрические характеристики поверхностей управления беспилотного летательного аппарата;
- произведён расчёт объёмно-массовой компоновки;
- произведён расчёт и выбор схем шасси;
- произведён проектировочный расчёт крыла беспилотного летательного аппарата;
- в результате выполненных расчётов, произведено вычерчивание эскизов проектируемого беспилотного летательного аппарата в трёх проекциях (сбоку, спереди и сверху) в программной среде «Компас 3D»;
- произведён расчёт дальности и продолжительности полёта проектируемого беспилотного летательного аппарата;
- проведён анализ экономичности использования беспилотного летательного аппарата, в котором производилось сравнение экономических затрат на подготовку лётчика пилотируемого воздушного судна и пилота-оператора беспилотного летательного аппарата;
- рассчитана дальность и продолжительность полёта, исходя из предназначения беспилотного летательного аппарата по сравнению с традиционным видом авиации.

В завершение данной работы, созданная 3D-модель была помещена в программную среду ANSYS для исследования его аэродинамических характеристик. В следствие чего

были обнаружены наиболее нагруженные части планера и сделаны выводы о возможности выполнения поставленных задач перед проектируемым беспилотным летательным аппаратом.

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЁТОВ КОРАБЕЛЬНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Богданович Д.А.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

В работе рассматриваются особенности технической эксплуатации самолётов корабельного базирования на тяжёлом авианесущем крейсере «Адмирал Флота Советского Союза Кузнецов». Рассмотрены назначение и техническая эксплуатация авиационной составляющей на авианосном корабле, системы корабля, предназначенные для обеспечения технической и лётной эксплуатации летательных аппаратов корабельного базирования, организационно-штатная структура инженерно-авиационной службы авиационной группы, организационно-штатная структура авиационной боевой части корабля БЧ-6.

В ходе проведения исследования особенностей технической эксплуатации летательных аппаратов корабельного базирования, предназначенные для базирования на корабле, были выделены следующие особенности:

- Условия базирования летательных аппаратов корабельного базирования, проведения их технического обслуживания и восстановления на корабле должны обеспечивать поддержание их высокой боевой готовности, эффективности и автономности технической и лётной эксплуатации во время длительной боевой службы корабля. С этой целью авианесущий корабль группового базирования оснащается необходимыми авиационно-техническими средствами корабля, командными пунктами и постами авиационного назначения, техническими средствами обеспечения обслуживания, контроля и эксплуатации летательных аппаратов корабельного базирования, оборудованием для выполнения регламентных работ и войскового ремонта на летательных аппаратах корабельного базирования в условиях корабля.

- Инженерно-авиационная служба корабля на период боевой службы состоит из инженерно-авиационной службы авиационной группы и боевой части БЧ-6. Инженерно-авиационная служба авиационной группы формируется от войсковых частей, летательных аппаратов корабельного базирования которых перебазирована на корабль, и предназначена для проведения технического обслуживания и восстановления летательных аппаратов корабельного базирования. Боевая часть БЧ-6 является подразделением корабля и отвечает за подготовку корабельных систем авиационного назначения к обеспечению полётов, своевременную подачу, качество и кондиционность материальных средств.

- Авиационно-технические средства, обеспечивающие взлёты и посадки летательных аппаратов корабельного базирования на корабле, позволяют выполнять возложенные на них функции.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМ СИНТЕТИЧЕСКОГО ВИДЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

¹Боярский Г. Г., ¹Семавина Н.А., ²Хаустов И.А.

¹МАИ, г. Москва

²ООО «ХартМеханика»

В настоящее время основными производителями бортового оборудования ЛА системы синтетического видения (ССВ) рассматриваются, как средство, позволяющее улучшить ситуационную информированность экипажа при выполнении полётного задания, особенно при посадке, взлёте, в условиях плохой видимости, что позволит повысить эффективность и безопасность выполнения полётного задания.

Анализ опыта отображения, методов кодирования и эргономических правил формирования ССВ, обзор научно-технической документации (НТД), таких международных организаций как FAA, EUROCAE, ICAO, а также НТД РФ показал, что:

- нет единой и обоснованной структурной организации представления информации в ССВ;

- требования, изложенные в НТД, являются устаревшими, неполными и носят рекомендательный характер;

- каждый разработчик ССВ использует НТД по своему усмотрению. При этом разработано крайне ограниченное количество символьных отображений объектов и элементов окружающей среды;

- отсутствуют единые эргономически верные подходы к формированию ИК ССВ;

- правила, применяемые основными разработчиками ССВ, состоят из общих рекомендаций с широким диапазоном цифр, что требует стеновой проверки.

Поэтому целью работы является разработка структуры, типов и конфигураций индикационных кадров.

Разработка структуры представления информации ССВ

Анализ существующих пилотажных приборов позволил разработать методику создания ССВ, включающую следующие этапы:

1. Создание эскиза основных пилотажно-навигационных индикаторов (индикаторных кадров) на поле индикации.

Длину шкал, цену делений и число оцифрованных отметок устанавливают, исходя из необходимой точности и диапазона измерения параметра и обеспечения определенной точности считывания.

Цену деления индикатора назначают, исходя из заданной погрешности отсчёта с учётом быстроты отсчёта. Если погрешность отсчёта не задана, то цена делений не должна быть соизмерима или не должна превышать допустимую погрешность индикатора.

Все отметки вертикальных шкал должны находиться на одной вертикали. Высота букв и цифр в надписях, характеризующих шкалу, задается не менее 3,5 мм – для наименования измеряемой величины, обозначения единицы измерения и множителя шкалы; не менее 2,5 мм – для индекса индикатора и дополнительных надписей.

2. Формируется забортное пространство, для этого необходимо:

- разместить эскиз подстилающей поверхности в виде фона для эскиза основных пилотажных приборов;

- изменить прозрачность указателей: приборной скорости, высоты, скороподъемности, курса, тяги двигателя, таким образом, чтобы приборы контрастно отличались на фоне подстилающей поверхности.

3. Формируется структура второстепенных пилотажных приборов и индикаторов, которая зависит от типа летательного аппарата.

Разработка индикаторного кадра ССВ

При разработке индикаторного кадра (ИК) предполагалось, что они являются частью ССВ и несут информацию об объекте или окружающей среде, при этом они должны иметь следующие отличительные особенности:

1. Подложка основных пилотажных приборов выполняют с прозрачным фоном с измененной прозрачностью.

2. Индикация текущих значений основных пилотажных приборов выполняется в численном виде. Цифры отображаются контрастным шрифтом на черном фоне.

3. В обозначении текущих значений на второстепенных пилотажных приборах используются контрастные цветовые решения (розовый, зелёный, голубой) на затемнённом непрозрачном фоне.

4. Критические значения основных и дополнительных пилотажных приборов обозначают яркими, сигнализирующими цветами.

5. Подстилающая поверхность ИК формируется как гладкая поверхность, разделённая цветом по типу поверхности (суша, вода, воздух); полноцветная, с выделенными цветами элементов рельефа местности (реки, горы, равнины).

6. Выделение потенциально опасных объектов выполняется имитацией реального объекта (горы, высотные здания, высотные вышки); дополнительными информационными метками («галки», «звездочки»).

7. Индикационный кадр системы синтетического видения может делить единую индикационную поверхность с навигационными индикационными кадрами; радарными индикационными кадрами; индикационными кадрами состояния систем и агрегатов ЛА.

8. Возможно совмещение вспомогательных индикационных кадров с основными пилотажными приборами.

Разработка информационного наполнения ИК ССВ

Информационное наполнение выполняется в виде символьного (условного) представления информации (СИП). для разработки СИП использовались типовые картографические символы, установленные ИКАО.

Для символьного представления информации ССВ разработано условное обозначение, которое является универсальным для всех типовых символов ИКАО, позволяющее встраивать их в анимацию изображения, логику отображения, например, при изменении расстояния приближения или удаления ЛА от того или иного объекта, включающее 4 главных области:

- условное картографическое обозначение символа, ограниченное окружностью;
- точка-капля указывает на положение отображаемого символа-объекта на подстилающей поверхности;
- направление привязки к поверхности (3D изображение);
- область подстилающей поверхности или действия данного знака.

Разработана методика создания СИП ССВ для отображения на подстилающей поверхности кадра ССВ.

Для каждого картографического знака из каталога ИКАО разработаны СИП ССВ и логика изменения символического представления индикации ССВ при приближении к объекту или изменении его опасности.

Выводы

Анализ опыта отображения, методов кодирования и эргономических правил формирования ССВ ведущих производителей авионики, обзор научно-технической документации показал, что:

- Нет единой и обоснованной структурной организации представления информации в ССВ.
- Требования, изложенные в НТД, являются устаревшими, неполными и носят рекомендательный характер.
- Каждый разработчик ССВ использует НТД по своему усмотрению. При этом разработано крайне ограниченное количество символических отображений объектов и элементов окружающей среды.
- Отсутствуют единые эргономически верные подходы к формированию ИК ССВ.
- Правила, применяемые основными разработчиками ССВ, состоят из общих рекомендаций с широким диапазоном цифр, что требует стеновой проверки.

В результате выполнения достигнуты следующие результаты:

- Разработана методика создания структуры представления информации с поэтапным проектированием ССВ, которая может использоваться для любого перспективного ЛА.
- Разработана методика наполнения, размерного и цветового решения индикаторного кадра ССВ с учётом специфики представления информации в ЛА, таких как, постоянно меняющее расстояние до объекта, опасности и др.

- Разработана методика символического представления информации на ИК ССВ, включающая условное обозначение. На основе методики спроектированы символичные представления картографических знаков из каталога ICAO, учитывающие логику изменения формы, размера, цвета и др. эффектов при изменении расстояния, опасности и др. факторов, сопровождающих полёт ЛА.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, РАБОТОСПОСОБНОЙ В УСЛОВИЯХ ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ ПРОТИВНИКА

Верейкин А.А.

ПАО «Компания «Сухой», г. Москва

Актуальность. Система автоматических взлёта и посадки (САВП) является одной из наиболее критических систем, входящих в состав системы автоматического управления (САУ) беспилотного летательного аппарата (БЛА). Однако существующие САВП не обеспечивают решение таких задач как: выявление и исключение аномальных результатов измерений (которые могут быть вызваны как отказами средств информационного обеспечения, так и информационным противодействием противника); исключение отрицательного влияния человеческого фактора на безопасность полёта.

В условиях современных локальных вооружённых конфликтов существует высокая вероятность появления в районе боевых действий, в том числе в непосредственной близости к аэродромам посадки, малоразмерных мобильных (как наземных, так и воздушных) и носимых средств информационного противодействия (Drone Dome, MC-HORIZON, Eagle 108, Xpeller и др.), предназначенных для борьбы с летательными аппаратами, в том числе с беспилотными.

С учётом изложенного, актуальной является задача разработки САУ БЛА, обладающей повышенными точностью и надёжностью, работоспособной в условиях информационного противодействия противника, которое может быть выражено как в форме деградации внешних средств информационного обеспечения, включая потерю связи с наземным пунктом управления, так и в форме несанкционированного вмешательства в процесс управления БЛА. Дополнительно должно быть исключено отрицательное влияние человеческого фактора на безопасность полёта.

Цель настоящей работы – разработка САУ БЛА повышенных точности и надёжности, обеспечивающей решение, в условиях информационного противодействия противника, следующих задач: автоматический взлёт; автоматическая посадка; разведка местности как в защищённых, так и в незащищённых зонах (в том числе в режиме пониженной заметности); обеспечение безопасного возврата в случае непреднамеренного захода в защищаемую зону.

Методы исследования. Для достижения поставленной цели были применены методы теории автоматического управления, методы теории комплексной обработки информации, методы теории управления сложными многообъектовыми и многокритериальными системами, метод имитационного моделирования (ИМ), метод отработки и экспериментальной оценки характеристик системы путём выполнения тестовых задач в рамках детерминированного и статистического имитационного моделирования в специально разработанном в программном комплексе MATLAB комплексе имитационного моделирования, метод модельно-ориентированной разработки систем управления.

Технологии. Предложено обеспечить достижение поставленной в настоящей работе цели на базе следующих технологий, созданных в ПАО «Компания «Сухой» в рамках работ, направленных на разработку и исследование системы автоматической посадки БЛА [1]: модификации известного наблюдателя Люенбергера [2, 3]; наблюдателя выравнивания; трёхуровневой архитектуры САУ с анализом полётной ситуации и принятием решений на первом (верхнем) уровне управления.

Применение данных технологий позволяет решить задачу обеспечения движения БЛА по заданной траектории (как в воздухе, так и на земле) с заданной точностью в течение определённого времени после потери внешних источников информации.

Также разработана методика создания комплексов имитационного моделирования (КИМ) САУ в рамках модельно-ориентированного подхода к проектированию систем управления ЛА, что позволяет осуществить автоматизированный переход от имитационных моделей, реализованных в программном комплексе MATLAB, к специальному программному обеспечению (СПО), предназначенному для использования как на стендах полунатурного моделирования (ПНМ), так и на борту БЛА.

Сокращение объёмов лётных экспериментов. С целью сокращения объёмов лётных экспериментов (ЛЭ) предложено использовать имитационное моделирование на специально разработанных КИМ на всех этапах разработки САУ: от создания концепции её алгоритмов до сопровождения ЛЭ.

Заключение. Разработана САУ БЛА, обладающая повышенными точностью и надёжностью, обеспечивающая, в условиях информационного противодействия противника, решение следующих задач: автоматический взлёт; автоматическая посадка; разведка местности как в защищённых, так и в незащищённых зонах (в том числе в режиме пониженной заметности); обеспечение безопасного возврата в случае непреднамеренного захода в защищаемую зону.

В основе САУ БЛА лежат следующие технологии: модифицированный наблюдатель Люенбергера; наблюдатель выравнивания; трёхуровневая архитектура САУ; разработка комплекса имитационного моделирования и применение его в качестве инструментального средства разработки и отладки алгоритмов САУ.

Разработанная САУ БЛА обеспечивает: исключение отрицательного влияния человеческого фактора на безопасность полёта, что достигается за счёт совместного использования модифицированного наблюдателя Люенбергера, наблюдателя выравнивания и трёхуровневой архитектуры САУ; отсутствие необходимости оснащения аэродромов взлёта и посадки инструментальными средствами обеспечения посадки (типа ILS, MLS), что позволяет снизить расходы на оснащение аэродромов и эксплуатацию данных средств (это достигается за счёт того, что модифицированный наблюдатель Люенбергера может служить средством функционального резервирования в случае прерывания сигналов спутниковой навигационной системы, служащей единственным средством внешнего информационного обеспечения); сокращение потребных объёмов ЛЭ за счёт применения имитационного моделирования, как детерминированного, так и статистического.

Дальнейшие работы будут направлены на экспериментальную оценку полученных результатов. Также планируется, по результатам натурных работ, увеличить точность математических моделей бортовых источников информации с целью увеличения времени автономной работы БЛА. Возможные направления развития разработанной САУ показаны в проекте дорожной карты развития систем управления БЛА [4].

ЛИТЕРАТУРА

1. Верейкин А.А., Лернер И.И., Суматохин Д.В. Некоторые особенности системы автоматических взлёта и посадки беспилотного летательного аппарата, работоспособной в условиях деградации информационных ресурсов // Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием «Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли», 8-10 августа 2018 г.: Материалы конференции. Материалы докладов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2018. Т. 3. С. 63-69.
2. Luenberger D. Observing the state of a linear system // IEEE Transactions on Military Electronics, 1964, Vol. 8, Iss. 2, P. 74-80. DOI: 10.1109/TME.1964.4323124
3. Luenberger D. An introduction to observers // IEEE Transactions on Automatic Control, 1972, Vol. 16(6), P. 596-602. DOI: 10.1109/TAC.1971.1099826
4. Верейкин А.А. Проект дорожной карты развития систем управления беспилотными летательными аппаратами // 10-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс

научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» (20.11.18). Аннотации конкурсных работ. Москва, 2018. С. 36-38.

МЕТОДИКА РЕНТГЕНОСКОПИЧЕСКОГО НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ НАД ЭЛЕМЕНТАМИ ВОЗДУШНОГО СУДНА С СОТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ

Глухотко И.И.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Научная работа «Методика рентгеноскопического неразрушающего контроля элементов конструкции воздушного судна с сотовым наполнителем» выполнена на 26 страницах.

Успешному решению ответственных задач, стоящих перед военной авиацией, способствует не только высокая способность лётчиков, штурманов, инженеров, техников, механиков, но и надёжная АТ.

Отечественная авиационная техника имеет высокий уровень эксплуатационной технологичности, надёжности, что обеспечивает высокий уровень безопасности полётов в сложных метеоусловиях, днём и ночью. Вместе с тем, из-за значительных нагрузок, испытываемых ВС, из-за длительных сроков эксплуатации может произойти снижение эксплуатационных свойств материала, некоторых ответственных деталей, образование в них дефектов и их разрушение. Причинами поломок могут быть также производственные дефекты материала, не обнаруженные на заводах-изготовителях.

Одним из мероприятий ИАС по поддержанию ВС в исправном состоянии является своевременное обнаружение, трещин, коррозии, недопустимых изменений механических свойств материалов, а также нарушения нормального положения или разрушения внутренних деталей, узлов, агрегатов и приборов, с тем, чтобы принять меры к своевременному устранению дефектов.

Основной частью научной работы является разработка методики рентгеноскопического контроля деталей с сотовым наполнителем самолёта Ил-76, с использованием установки «Норка» и рекомендации по выполнению неразрушающего (рентгеноскопического) контроля.

В научной работе рассмотрены общие меры радиационной безопасности при эксплуатации и войсковом ремонте авиационной техники (выпуск 4647), меры безопасности при выполнении рентгеноскопического контроля, требования радиационной безопасности при работе с установкой «Норка». Объектом данного исследования являются детали с сотовым наполнителем самолёта Ил-76.

Таким образом, целью данной работы является разработка методики рентгеноскопического контроля элементов конструкции самолёта Ил-76 с сотовым наполнителем.

В процессе проведения исследования были проанализированы роль и место методов дефектоскопии при эксплуатации и ремонте авиационной техники, а также:

- разработана методика рентгеноскопического контроля деталей с сотовым наполнителем самолёта Ил-76;
- выполнена постановка полнофакторного эксперимента рентгеноскопического неразрушающего контроля элементов конструкции Ил-76 с сотовым наполнителем.

ЛИТЕРАТУРА

1. Эксплуатация боевой авиационной техники. Новиков И.А., Романов Н.М., Степанов С.В., М.: ВВИА, 1982г.
2. Крылов А.А., Легенький Д.А. Рентгеноскопический метод контроля элементов конструкции самолёта. Разработка перспективного деактиватора металлов для авиационных топлив // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов её эксплуатации – 2016. Сборник трудов IX Всероссийской научно-практической конференции студентов

и аспирантов (6-8 декабря 2016 г.): в 2-х томах. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2016. – Т. II. – С. 116-117.

3. Мышкин Л.В., Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. – М.: Физмат 2006г.

4. Установка рентгентелевизионная портативная НОРКА /. Руководство по эксплуатации. 2006. – 22 с.

5. Нормы радиационной безопасности (НРБ-99): Гигиенические нормативы. М.: Центр санитарно-эпидемиологического нормирования, гигиенической сертификации и экспертизы Минздрава России, 1999. – 116 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ПОЛЯХ МАССОВЫХ СИЛ

Гритчин Д.М., Ежов А.Д.
МАИ, г. Москва

Целью работы является разработка алгоритма поиска и прогнозирования восходящих потоков воздуха для увеличения дальности и продолжительности полёта беспилотных летательных аппаратов планирующего типа.

Использование подъёмной силы восходящих потоков воздуха (длительного пребывания в поле действия положительной вертикальной скорости восходящего потока) давно используется в сфере планеризма для продолжительности и дальности полёта. Такое применение подъёмной силы возможно и для беспилотных авиационных систем (БАС) планирующего типа. Одна из перспективных направлений разработок БАС – малогабаритные БПЛА, способные решать широкий круг задач, связанных с наблюдением или с измерением физических, радиационных, химических и других параметров атмосферы.

Невысокая продолжительность и дальность полёта является одним из основных недостатков малогабаритных БПЛА. С другой стороны, для решения таких задач как мониторинг заданной местности, метеорологические исследования и т.д., не обязательна ориентирование маршрута полёта по конкретным точкам. Использование подъёмной силы восходящих потоков, в данном случае, способствует более продолжительному пребыванию аппарата в воздухе [1]. В свою очередь процесс переноса тепла, происходящий в движущихся жидкостях либо газов и обусловленный совместным действием двух механизмов теплопередачи-теплоотдачи и теплопроводности, получил название конвективного теплообмена. В свою очередь, движение воздушных масс вызвано наличием неоднородного поля температуры и неоднородной плотности в среде. Подобное движение называют свободным или естественным, а процесс конвективного теплообмена — свободной или естественной конвекцией. [2] Таким образом, задача поиска восходящих потоков воздуха сводится к решению задачи конвективного теплообмена.

ЛОКАЛЬНЫЙ ГИДРАВЛИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА С АДАПТИВНЫМ РЕГУЛИРОВАНИЕМ ДАВЛЕНИЯ

Ерофеев Е.В.
ЦАГИ, г. Жуковский

Для современных и перспективных магистральных самолётов предлагается эффективная архитектура бортовой гидравлической системы, расположенной в хвостовой части фюзеляжа и предназначенной для энергопитания гидравлических приводов руля высоты и руля направления. Предложенная структура гидравлического комплекса и системы рулевых приводов полностью удовлетворяет требованиям безопасности полётов, весовой и энергетической эффективности, а также является своевременным шагом к созданию самолёта перспективной «более электрической» концепции.

Внедрение локальных гидросистем позволяет отказаться от использования централизованных гидравлических систем на борту, где основным источником давления

для энергопитания рулевых приводов (и ряда других систем) являются гидронасосы, установленные на авиадвигателях и имеющие механический привод от коробки приводов. Вместо гидронасосов предполагается установка современных электрических генераторов повышенной мощности. Таким образом, основным источником давления в гидросистеме становятся электроприводные насосные станции, расположенные вблизи с рулевыми приводами хвостовой части самолёта. Технология локальных гидросистем позволяет сократить длину трубопроводных магистралей с гидрожидкостью, сократить число фильтров, клапанов, распределителей и прочего гидравлического оборудования, снижая тем самым вес. Вместо длинных участков трубопроводов по борту самолёта будут проходить электрические провода.

Кроме того, предложенный вариант локального гидрокомплекса самолёта возможно построить с изменяемым уровнем рабочего давления. Указанная технология может применяться в гидросистемах любых типов самолётов и вертолёт, но особенно будет актуальна для магистральных самолётов, у которых основной режим полёта – крейсерский, и на этом режиме не требуется интенсивная работа органов управления. Изменение рабочего давления в гидросистеме возможно реализовать, используя способ комбинированного регулирования скорости гидравлического привода. Проанализированы основные достоинства предлагаемого способа по сравнению с наиболее популярным способом дроссельного-золотникового регулирования скорости, который активно применяется при создании гидравлических приводов ЛА в настоящее время. Преимущества также показаны на основе математического моделирования различных режимов полёта перспективного магистрального самолёта с двумя двигателями.

Исследования по данной тематике, проведённые в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, подтверждают возможность проведения глубокой модернизации существующих и вновь создаваемых самолётов, а именно: снизить вес оборудованного самолёта, уменьшить отбор мощности у авиадвигателей, сократить общее число сложных элементов гидравлических систем, упростить и снизить стоимость эксплуатационного обслуживания самолёта, а также значительное уменьшить массу и габариты системы в случае перехода к повышенному уровню давления гидропитания (28 и 35 МПа) в гидросистемах магистральных самолётов, что ещё до сих пор не реализовано в отечественной гражданской авиации.

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ДЕФОРМАЦИИ СОСТОЯНИЯ НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ ВЕРТОЛЁТА

Жуков С.В., Неверов В.В.

Самарский университет, г. Самара

Одним из важнейших узлов вертолёт является несущая система, включающая в себя несущий винт (лопасти, крепление лопастей и втулка винта) и систему привода винта (редуктор). Несущая система обеспечивает как подъёмную силу, так и полётные качества вертолёт. Именно от целостности этих деталей зависит, жизнь и здоровье экипажа, работоспособность и целостность всего вертолёт.

Знание деформационных характеристик лопастей несущего винта вертолёт и зубчатых передач в процессе эксплуатации позволяет выявлять конструктивно-технологические недостатки или неисправности на ранней стадии их возникновения и принимать оперативные меры по их устранению. Поэтому, объектом исследований в настоящей конкурсной работе является информационно-измерительная система контроля состояния несущей системы вертолёт.

Прежде чем ввести в эксплуатацию вертолёт, его несущую систему необходимо тщательно проверить. Свес лопастей должен исключать возможность их схлёстывания с любыми другими конструктивными элементами вертолёт как на стоянке, так и при всех допустимых условиях полёта, влажности и внешней температуре. Также должна быть проведена проверка соконусности лопастей. Кроме этого, должны быть исключены такие самовозбуждающиеся автоколебания как земной резонанс, флаттер и дивергенция на всех

режимах полёта, включая критические. для контроля привода винта используются многочасовые циклы испытаний, при минимальной максимальной нагрузке, при критических и с превышением критических частот вращения, а также при динамически изменяющейся нагрузке.

Выполнение вышеперечисленных операций на настоящий момент сопряжено с множеством трудоемких, дорогостоящих и не всегда достоверных процедур. Данные процедуры при контроле качества при производстве и межполётном обслуживании требуют затрат большого количества человеко-часов и не всегда дают объективную картину состояния составных элементов несущей системы. Поэтому, исходя из выше рассмотренного возникает необходимость в простых, надёжных и дешёвых средствах неразрушающего контроля.

Целью исследований является разработка конструкции и программно-аппаратного комплекса автоматизированной системы, способной непрерывно обеспечивать достоверной информацией с требуемой точностью о состоянии редуктора и несущего винта, при этом исключая возможность человеческой ошибки.

В рамках данной работы было предложено внедрение радиоволновых методов контроля состояния несущего винта и зубчатых колес редуктора вертолёт. Устройство контроля состояния несущего винта вертолёт позволяет контролировать маховые колебания, выявлять самовозбуждающиеся колебания (флаттер, земной резонанс), измерять углы скручивания и установки лопасти. Анализируя частоту принятых сигналов и сравнивая её с частотой штатного датчика вращения ротора несущего винта, можно получить характеристику неравномерности вращения НВВ. Также устройство накапливает и сравнивает измеренные значения амплитуд маховых колебаний и углов скручивания лопастей и позволяет измерять изгибно-крутильные колебания. для определения параметров колебательно процесса используется дискретно-фазовый метод.

Для контроля состояния зубчатого колеса редуктора вертолёт используется бесконтактный радиоволновой метод контроля, основанный на обработке в реальном времени сигналов, полученных после детектирования отражённого от зубцов колеса зондирующего излучения СВЧ диапазона. Предлагаемый способ оценки рабочего состояния зубчатых колес редукторных систем позволяет проводить анализ состояния текущего износа зубчатых колес в эксплуатации в любых динамических режимах, за счёт анализа фронтов принятых импульсов, отраженного СВЧ-сигнала.

Результатами выполненной работы является: разработка систем, основанных на радиоволновых методах неразрушающих контроля, применение данных систем на этапах сборки и предпродажной эксплуатации позволит автоматизировать систему контроля качества несущей системы вертолёт, что в будущем позволит исключить человеческий фактор и повысить производительность и точность контроля состояния несущего винта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила. Часть 27. Нормы лётной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории. М.: АО «АВИАИЗДАТ», - 2000.- с. 41-44.
2. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила. Часть 29. Нормы лётной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. М.: АО «АВИАИЗДАТ», - 2003.- с. 54.
3. FAA Federal Aviation Regulations. Part 27 - Airworthiness standards: Normal Category Rotorcraft. Federal Aviation Administration, USA. December 20, 2018 (www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations).
4. FAA Federal Aviation Regulations. Part 29 - Airworthiness standards: Transport Category Rotorcraft. Federal Aviation Administration, USA. December 20, 2018 (www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations).
5. Патент 2593652 РФ, МПК G01B7 /30 (2006.01). Способ контроля целостности лопастей несущего винта вертолёт и устройства для его осуществления / Данилин А.И.,

Жуков С.В., Грецков А.А., Бояркина У.В., - 201512720/28(042760); Заявл. 15.04.15; Опубл. 14.07.2016, бюл. 22.

6. Semyon V. Zhukov, Alexander I. Danilin, «A Noncontact System for Monitoring of in-service Condition of Helicopter Main Rotor Blades», Proceedings 2018 Ural Symposium on Biomedical Engineering, Radioelectronics and Information Technology (USBEREIT), Yekaterinburg, Russia, p. 260-262, 7-8 May 2018.

7. Данилин А.И., Жуков С.В., Бояркина У.В., Воронцова С.А., Фазовый метод измерения параметров деформационного состояния лопастей несущего винта вертолёта // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2017. Т.19. №6. -с.188-192.

8. Данилин А.И., Жуков С.В., Экспериментальный стенд бесконтактного контроля целостности лопастей вертолёта // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2016. Т.18. №4(6). -с.1303-1306.

9. Неверов В.В., Данилин С.А. Экспериментальная проверка основных аспектов бесконтактного радиоволнового способа определения технического состояния зубчатых колес // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19. №6. С. 209-213.

10. Данилин А.И., Неверов В.В., Данилин С.А. Способ бесконтактного определения технического состояния зубчатых колес и устройство для его реализации: Пат. 2602488 (РФ). 2016.

11. Данилин А.И., Неверов В.В., Данилин С.А. Способ бесконтактного определения технического состояния зубчатых колес и устройство для его реализации: Пат. 2678929 (РФ). 2019.

РАЗРАБОТКА АГРЕГАТОВ АВАРИЕСТОЙКОЙ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Зязева Т.Ю., Смагин Д.И., Трофимов А.А.

МАИ, г. Москва

С целью обеспечения высокой степени безопасности пассажиров и экипажа современные самолёты и вертолёты оснащаются эффективными средствами пожарной защиты.

В соответствии с АП-25 (п. 25.867, 25.863, 25.865, 26.859, 25.858, 25.869) на самолётах устанавливают различные типы противопожарной защиты, а также принимаются конструктивные меры по снижению пожарной опасности.

Аналогичные требования существуют и к вертолётной технике.

К конструктивным мерам обеспечения пожарной безопасности относятся:

- противопожарные перегородки, выполненные из титановых либо стальных листов (перегородка должна сохранять прочность, целостность и герметичность в условиях пожара при 11000 С в течении не менее 15 минут);

- огнестойкие элементы топливной системы, масляной, воздушной, гидравлической и электрической систем (указанные элементы должны сохранять прочность, целостность и герметичность в условиях пожара при 11000 С в течении не менее 15 минут);

- краны перекрытия топливной магистрали;

- краны перекрытия масляных магистралей;

- краны перекрытия гидравлических магистралей;

- автоматы защиты электрических сетей;

- организация охлаждения элементов конструкции двигателя с высокой температурой;

- негорючие и самозатухающие материалы в отделке кабины и других отсеков;

- и т.д.

Типовая система пожарной защиты включает в себя: систему обнаружения пожара и дыма в отсеках самолёта, систему сигнализации о пожаре, а также непосредственно систему пожаротушения.

Помимо разработки систем пожарной защиты в наиболее опасных с точки зрения пожарной безопасности системах применяются специальные меры.

Наибольшую пожарную опасность представляют отсеки топливных баков, запас топлива в которых на современных ближне-среднемагистральных самолётах достигает 50 – 100 т.

В качестве топлива применяется керосин (топливо самолётное ТС-1), с температурой вспышки около 30 °С.

Современные конструкции самолётов и вертолётов обладают низкой огнестойкостью. За 2 – 3 минуты огонь может привести к необратимым изменениям в конструкции самолёта и к его разрушению. Поэтому при ликвидации пожара в первую очередь необходимо принять меры к спасению людей, защите фюзеляжа самолёта и крыльевых топливных баков. Пожары также могут сопровождаться взрывами топливных баков. [6]

Для предотвращения распространения пламени в топливных баках для самолётов и вертолётов необходимо спроектировать ряд агрегатов.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ, СВЯЗАННЫХ С ВЕРОЯТНОСТЬЮ ВОЗНИКНОВЕНИЯ АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ

Иед Каисс
МАИ, г. Москва

Анализ лётных происшествий со спортивными самолётами говорит о том, что основная их причина заключается в потере управления и, как следствие, столкновении с землей, вследствие ошибок, допущенных при выполнении фигур высшего пилотажа. При этом в действующих нормах лётной годности отсутствуют чёткие требования к определению понятия «безопасного выполнения фигур высшего пилотажа», нет требований к объёму необходимых проверок и методик оценки гарантированной безопасности. Между тем, безопасность выполнения отдельных фигур зависит не только от высоты и скорости при начале их выполнения, но и от темпа и диапазона изменения положения органов управления.

В настоящей статье представлены результаты исследования влияния ошибок пилота на изменение параметров траектории, высоты, скорости полёта и вертикальной перегрузки при изменении значения и скорости отклонения руля высоты.

Чтобы определить безопасную высоту начала маневра и построить систему предупреждения, необходимо определить вероятностные характеристики ошибок пилотирования. Создание функциональной зависимости, основанной на исследовании изменения высоты в случае ошибок пилотирования с учётом вероятности возникновения этих ошибок, позволит с заранее определённой степенью вероятности определять безопасную высоту начала маневра.

Система управления спортивным самолётом, как правило, характеризуется предельной простотой и не дополняется возможностью автоматического управления (автопилотом). Следовательно, стоит задача разработки методики построения системы предупреждения, не основанной на автоматическом управлении (автоматическим уводом с опасной высоты), а содержащей только предупреждение, уровень которого должен быть непосредственно связан с вероятностью возникновения аварийной ситуации, для предупреждения возможности перехода этой ситуации в катастрофическую.

КОМПЛЕКСНАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА АВИАЦИОННОГО ПРИМЕНЕНИЯ НА ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЕ

Корнилов А.В., Лосев В.В., Корчагин К.С.
ПАО «АНПП «ТЕМП-АВИА», г. Арзамас

В работе рассматриваются результаты разработки подходов и средств, обеспечивающих повышение качества пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) летательных аппаратов (ЛА) специального и военного назначения. В частности, представлены результаты

реализации аппаратных и программных решений в составе навигационной комплексной измерительной системы (КИНС), позволяющих расширить функциональность ПНК, достичь требуемой точности измерения параметров полёта ЛА разработанной системой при использовании в её составе исключительно отечественных электрорадиоизделий (ЭРИ) и датчиков первичной информации (ДПИ) «среднего» класса точности – кремниевых акселерометров, кварцевых датчиков давления и твёрдотельных волновых гироскопов, а также обеспечить высокое качество системы в процессе эксплуатации.

Предложена концепция построения системы, при которой инерциальный канал измерения КИНС реализован на основе бесплатформенной схемы построения с применением одноосных компенсационных акселерометров АТ 1104-50 с кремниевым чувствительным элементом и малогабаритных одноосных твёрдотельных волновых гироскопов ДУС ВТГ-1; для измерения полного и статического давлений и вычисления высотно-скоростных параметров движения ЛА применены компактные преобразователи давления и температуры с кварцевой мембраной ПДТК; для измерения магнитного курса использован наиболее распространённый феррозондовый магнитометр; для обеспечения наличия информации от спутниковой навигационной системы (СНС) использован компактный приёмник авиационного применения, устанавливаемый в состав модуля собственной разработки.

Электронная компонентная база и ЭРИ разрабатываемой КИНС подбирались таким образом, чтобы обеспечить работоспособность в диапазоне рабочих температур от - 55 °С до +60 °С и при воздействии внешних механических воздействий, свойственных ЛА специального и военного назначения.

Представлена схема алгоритмов вычисления параметров навигации и ориентации КИНС. Благодаря наличию гироскопов, акселерометров и магнитометра, КИНС может автономно вычислять параметры ориентации (использоваться как курсовертикаль при автономном режиме работы КИНС). Однако, из-за существенных дрейфов гироскопов не могут быть обеспечены требования по точности вычисления навигационных параметров в автономном режиме, поэтому для обеспечения расчёта навигационных параметров в КИНС предусмотрена коррекция показаний по информации от СНС. Режим комплексирования инерциальных датчиков с СНС является основным навигационным режимом.

В случае отказа навигационного приёмника или при пропадании спутникового сигнала коррекция показаний инерциального канала может производиться путём комплексирования с информацией о величине истинной воздушной скорости, рассчитанной по показаниям датчиков давления. В данном случае точность определения параметров навигации будет ниже, чем в случае комплексирования с СНС. В связи с этим, данный режим комплексирования является резервным навигационным режимом. Такой режим работы апробирован и отработан, и обеспечивает повышение точности измерения углов ориентации.

Приведены результаты испытаний опытного образца комплексной измерительной системы в составе подвижной лаборатории.

Испытания опытного образца КИНС показали эффективность принятых аппаратных и алгоритмических решений: в конструкции применена электронная компонентная база исключительно отечественного производства, при этом, удалось обеспечить соответствие требованиям по точности, функциональности и надёжности.

Однако, для дальнейшего повышения качества КИНС необходимо провести дополнительные исследования. Например, для повышения точности КИНС в условиях временного отсутствия сигнала от СНС, необходимо осуществлять оценку дрейфов датчиков угловой скорости.

Как было сказано ранее, в КИНС предусмотрен резервный режим, при котором для коррекции показаний инерциального канала измерения используется скорость, вычисляемая по показаниям от преобразователей давления. Однако отработка данного режима на КНО затруднена, так как барометрический канал измерения начинает вычислять значение скорости с необходимой точностью при движении объекта со скоростью не менее

100 км/ч. Таким образом, отработка данного режима работы может быть произведена только в ходе лётных испытаний.

В преобразователях давления ПДТК при быстром изменении давления на величину более 1,0 МПа/с и изменении температуры со скоростью более 0,1 °С/мин может возникать тепловой градиент, который даёт дополнительную динамическую погрешность измерения давления, которая зависит от величины и скорости изменения воздействующего фактора, и реакции преобразователя (которая обусловлена его конструкцией). Устранение указанного недостатка возможно путём расширения математической модели, по которой осуществляется компенсация погрешностей преобразователя давления, за счёт включения в нее скорости изменения температуры окружающей среды.

Полученные результаты Приведены в работе, и позволяют утверждать, что поставленная научно-техническая задача решена успешно.

ДИНАМИЧЕСКИЙ СТЕНД ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Кошманова Е.Б.

МАОУ «Лицей №1», г. Тула

Беспилотные летательные аппараты все больше набирают популярность. Мониторинг ледовой обстановки, экологический мониторинг, геофизическая и другие виды разведки, картографирование, поддержка поисково-спасательных операций, охрана границ – эти задачи могут решаться беспилотными аппаратами круглосуточно практически в любых погодных условиях и без риска для жизни человека.

Для повышения качества и надёжности БПЛА необходимо проводить множество испытаний для определения их аэродинамических и тяговых характеристик. для БПЛА они значительно отличаются от образца к образцу и в процессе эксплуатации, что не позволяет переложить уже существующие разработки систем управления для всех ЛА.

Определить влияние на поведение МБПЛА изменения его характеристик сейчас возможно только по результатам лётных испытаний, что может стать причиной потери ЛА.

Целью исследования является создание стенда, позволяющего без риска протестировать характеристики, а кроме того и поведение БПЛА в воздушном пространстве.

В процессе работы был проведён анализ в области современных мировых и отечественных разработок БПЛА. Выяснено, что в России данная тема прогрессивно развивается, и активно создаются новые многофункциональные модели ЛА.

Кроме того, были изучены основные аспекты самолётостроения, а также принципы функционирования компонентов. Стенд состоит из аэродинамической трубы, создающей набегающий поток на БПЛА. В ЛА монтируется блок микромеханических гироскопов и акселерометров, показания которых визуализируется на информационное табло, содержащее индикаторы. На стенде выводится основная пилотажно-навигационная информация: ускорения БПЛА в трех направлениях, угловая скорость БПЛА относительно трех осей, а также углы рыскания, тангажа и крена.

В процессе исследования был сделан вывод, что беспилотные летательные аппараты ввиду своей многофункциональности находят применение во многих сферах и активно воссоздаются в современном мире, но требуют испытаний характеристик. Это затрудняет производство новых аппаратов, так как тестирование может служить причиной потери летательного аппарата.

Таким образом, представленный динамический стенд найдет широчайшее применение в данной области и значительно облегчит создание новых БПЛА, сводя риски крушения к нулю.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВТОРЯЕМОСТИ ПАРАМЕТРОВ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Курбацкий Г. В.

СПбГУГА, г. Санкт-Петербург

В верхней тропосфере ветер более устойчив, и его параметры, главным образом, зависят от атмосферной циркуляции. В этом пространстве, на границах воздушных масс, формируются устойчивые воздушные течения с большими скоростями на оси, которые принято называть струйными. В их зоне отмечаются большие градиенты скорости ветра [1], способствующие формированию значительных горизонтальных и вертикальных сдвигов ветра и турбулентности ясного неба. Они могут привести к болтанке и потере управляемости воздушного судна. Попадание гражданских воздушных судов в зону турбулентности, связанные со струйным течением, представляет проблемы для безопасности, эффективности полётов ВС.

При анализе авиационных событий, связанных с попаданием в турбулентность ясного неба, видно, что большинство попаданий в турбулентность от умеренной до сильной происходит на крейсерском эшелоне или при снижении для захода на посадку. В результате чего фиксируются резкие изменения скорости, высоты, отклонения или превышения по числу М, а также срабатывание систем предупреждения TCAS в режиме «RA» и травмы пассажиров.

Поэтому исследование в области методов обнаружения и динамики струйного течения, сопутствующих ему неблагоприятных условий полётов, а также разработка технологий и средств прогнозирования и предупреждения очагов турбулентности ясного неба является важным и актуальным в современной гражданской авиации во всём мире.

Одним из приборов, позволяющих предупредить о приближающемся струйном течении или сдвиге ветра, является лидар, который определяет доплеровский сдвиг по отраженным лучам [3]. Но установка лидаров на пассажирские лайнеры является дорогостоящим и перспективным процессом. Поэтому для учёта влияния струйных течений и зон турбулентности ясного неба производится наблюдение за пространственной изменчивостью этих метеорологических явлений [2]. Синоптический анализ данных позволил систематизировать критерии, касающиеся определения зон струйных течений и ТЯН, при помощи конфигурации изогипс на картах барической топографии, фактических и прогностических синоптических карт для определения приземного положения фронтов и центров барических образований, карт максимальных ветров и температуры [4].

Исследование позволило определить годовой ход перемещения осей струйных течений, формирующихся над материковой частью Евразии в северном полушарии и оценить зоны максимальной повторяемости расположения СТ на территории РФ.

Анализ статистических данных показал, что на территории Российской Федерации наблюдается преимущественно (85%) широтное направление струйных течений. Данные анализа повторяемости широтных СТ позволили показать на территории РФ зоны наибольшей активности атмосферной циркуляции.

Статистическая обработка карт барической топографии выявила значительные зональные изменения барического поля по густоте изогипс. В зимнее время года наиболее характерны три основные зоны струйных течений, связанных с хорошо выраженными ложбинами, в то время как в летний период таких зон больше трёх и в меньшей степени прослеживается зависимость от формы барического поля. За исследуемый период в зоне наименьшей циклонической активности, между 50° с.ш. и 45° с.ш., наблюдается отклонение направления струйных течений от многолетних средних значений.

В результате проведённого исследования и расчёта количественных климатических показателей струйных течений определены средние значения основных параметров в зависимости от времени года, а также усреднённое отклонение от этих значений.

Зимой высота субтропического СТ выше, чем полярно-фронтального, в среднем на 20%. Летом – на 35-40%. Эти отклонения необходимо учитывать при полётах в северных регионах РФ и при обходе мощных струйных течений над территорией Дальнего Востока. Кроме того, отмечается зависимость пространственно-временной изменчивости расположения струйных течений от времени года, а также изменения её верхней границы. Летом наблюдается незначительные её перемещения по широтам и колебания. Зимой, при повышении активности процессов циркуляции атмосферы, наблюдается увеличение границы СТ до 1,6-1,8 км и смещение к более южным широтам.

При оценке изменения вертикальных параметров СТ нужно учитывать не только границы, но и общую вертикальную протяжённость струйного течения. От этого зависит наличие сильных сдвигов ветра и градиентов температуры, а также учёт и обход зон турбулентности ясного неба. Самые протяженные струйные течения достигают 9,3 км по вертикали и наблюдаются весной в южных широтах (третья зона) при максимальной скорости 325 км/ч на оси СТ. Но при таком значении градиенты существенно уменьшаются и интенсивность турбулентности снижается, что также прослеживается по соответствующим данным, полученным с прогностических карт опасных явлений.

Вертикальная протяжённость СТ зависит от их интенсивности. Если струйные течения со скоростью 120-170 км/ч имеют в среднем вертикальную протяжённость 3-5 км, то со скоростью 200-250 км/ч толщина СТ достигает 7-10 км. Повторяемость интенсивных струйных течений вблизи тропопаузы говорит об охвате верхних слоёв тропосферы и нижней стратосферы.

Анализ собранных данных о средней скорости струйного течения показал, что в пределах одной широтной зоны зимой скорость выше на 17-23% относительно скорости СТ летом. Интенсивность субтропических СТ весной выше скорости полярно-фронтальных на 35%. Летом этот показатель снижается до 25-28%, а в зимний период скорости ССТ и ПФСТ практически равны.

Информация о фактическом местоположении струйных течений и его характеристиках, таких как скорость и максимальное значение скорости на оси, направление, толщина, горизонтальная и вертикальная протяженность, а также пространственно-временной изменчивости имеет большое значение для безопасного выполнения полётов.

Полученные результаты отражают усредненное положение основных типов струйных течений, которые оказывают наибольшее влияние на производство полётов ВС. Эти данные могут использоваться при оптимизации воздушных трасс при прокладке маршрутов ОВД над территориями Дальнего Востока, Корейского полуострова и Японских островов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Нерушев А.Ф., Ивангородский Р.В. Определение зон турбулентности в верхней тропосфере на основе спутниковых измерений // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса: Том 16, номер 1. – М.: Изд. ИКИ РАН, 2019. – с. 205-215.
2. Шакина Н.П., Иванова А.Р. Прогнозирование метеорологических условий для авиации. – М.: Трида лтд, 2016. – 312 с. ISBN 978-5-9908623-2-6.
3. В ИОА СО РАН разработали способ определения турбулентности при ясном небе [Электронный ресурс] – URL: <https://scientificrussia.ru/articles/v-ioa-so-ran-razrabotali-sposob-opredeleniya-turbulentnosti-pri-iasnom-nebe>
4. Aviation Hazards // Commission for Aeronautical Meteorology. – Geneva, Switzerland: World Meteorological Organization, 2018. – 65 с.

СРАВНЕНИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ В АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ НА ОСНОВЕ ГЕНЕРАТИВНЫХ СОСТЯЗАТЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ

Лебедев М.А.

ФГУП «ГосНИИАС», г. Москва

Проблема создания эффективных методов и алгоритмов автоматической обработки изображений по-прежнему актуальна как в задачах обеспечения надёжного автоматического обнаружения и распознавания объектов в широком диапазоне условий их наблюдения, так и в задачах человеко-машинного взаимодействия в части информационной поддержки оператора средствами улучшенного видения операционной среды. Так, например, в приложениях, связанных с анализом изменений земной поверхности, таких как анализ развития городской застройки, анализ последствий стихийных бедствий, сельскохозяйственный мониторинг, обнаружение незаконных мусорных ям или незаконной вырубки деревьев, ручная обработка аэрофотоснимков является трудоёмкой, а в случае их большого количества – громоздкой задачей и занимает много времени. В качестве актуального примера человеко-машинного взаимодействия можно привести пример авиационных систем улучшенного видения (СУВ), где решается задача обеспечения информационной поддержки экипажа в широком диапазоне условий видимости, в частности, задача комплексирования информации, получаемой от разноспектральных датчиков технического зрения.

На сегодняшний день основной парадигмой в области обработки и анализа изображений являются методы, основанные на глубоких конволюционных нейронных сетях (CNN). Последние несколько лет в тренде находятся генеративно-состязательные сети – один из актуальных видов CNN, которые демонстрируют интересные результаты своей работы в самых разных областях применения, особенно в задачах получения фотореалистичных изображений.

В данной работе предлагается архитектура генеративной состязательной нейронной сети для сравнения изображений, основанной на архитектуре pix2pix, которая также состоит из двух основных частей: генератора и дискриминатора. Отличительная особенность заключается в том, что генератор обрабатывает одновременно все входные изображения, извлекая из каждого характерные признаки. Текущая реализация сети работает с двумя входными изображениями, но это количество может быть увеличено без существенного изменения архитектуры самой сети. для этого к входным изображениям генератора применяется процедура конкатенации.

В работе уделено внимание необходимости увеличения вариабельности данных при обучении и как следствие повышению качества работы обучаемой сети, так как на сегодняшний день вопрос создания больших наборов изображений под конкретную задачу довольно часто является трудно реализуемым. для этого рекомендуется добавлять слой аугментации данных, который на каждом шаге обучения будет случайным образом добавлять заданные искажения входных изображений со случайными параметрами в заданном диапазоне.

Предложенная в работе оригинальная архитектура генеративной состязательной сети основывается на извлечении характерных признаков из каждого входного изображения и их последующей совместной обработке. Она позволяет извлекать, сопоставлять и комбинировать отдельные признаки и, как показано в работе, демонстрирует работоспособность при решении таких практических задач, как комплексирование изображений, полученных в разных спектральных диапазонах, и обнаружение изменений на изображениях, полученных в различных условиях.

Эксперименты по комплексированию видимого и инфракрасного изображений показали результаты, которые не уступают недавно предложенным методам комплексирования изображений и характеризуются низким уровнем шума и сохранением информативных

областей со всех входных изображений различных спектров. Кроме того, имеют следующие особенности:

- происходит устранение артефактов обработки и комплексирования, вносимых известными методами комплексирования (например, комплексирования на основе пирамиды Лаласианов);
- корректно решается проблема информативного комплексирования в случае инверсии контраста двух разноспектральных изображений;
- осуществляется автоматическая внутренняя юстировка изображений в случае небольшого рассогласования входных изображений.

Кроме того, эксперименты по обнаружению изменений на основе той же сетевой архитектуры показали её работоспособность как на реальных данных, так и на основе общедоступного набора данных AICDDataset.

ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ НА ТРАНСПОРТИРОВКУ СПУСКАЕМЫХ МОРСКИХ АППАРАТОВ ВОЗДУШНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Маскайкин В.А.

МАИ, г. Москва

Существует множество видов доставки морских аппаратов (гидроакустические станции, беспилотные подводные аппараты). Основным видом доставки является морской транспорт. В случае непроходимости надводного транспорта вследствие погодных условий или требований быстрого реагирования, применяют воздушный транспорт. Как правило, доставка на место работы морских аппаратов воздушным путём осуществляется вертолётном.

В данной работе рассматривается вариант открытой транспортировки, то есть транспортировка морского аппарата осуществляется на внешней подвеске вертолёт. Такой вариант даёт возможность доставлять аппараты с большими габаритными размерами на место их действия в больших количествах, тем самым увеличив эффективность осуществления заданной задачи. Вследствие вышесказанного, при открытой транспортировке, очевидно, возникают проблемы работоспособности морского аппарата, поскольку на воздушном режиме на него действуют внешние природные факторы, такие как температура, порыв ветра, атмосферные осадки. В случае температуры и ветровых нагрузок существует вероятность сбоя нескольких чувствительных элементов аппарата или механизмов передвижения, что влечёт к недееспособности работы аппарата.

В данной работе осуществлен термический анализ, включающий ветровые нагрузки на момент воздушной доставки морского аппарата. В ходе, которого в данную систему доставки был введён конструктивный элемент в виде оболочки отвечающая за минимизацию воздействия внешних факторов. для удовлетворения таких задач, как термическая изоляция, прочность, минимальная масса оптимальным вариантом служат композитные материалы.

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТОВ КОРАБЕЛЬНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Махнёв С.А.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

В работе рассматриваются особенности определения взлётно-посадочных характеристик самолётов корабельного базирования. При рассмотрении данного вопроса внимание уделено аэродинамической компоновке, особенностям геометрии крыла, механизации крыла и складным консолям крыла, трехопорному шасси, конструкции и использования материалов во всеклиматическом варианте.

В ходе проведения исследования особенностей взлётно-посадочных характеристик самолётов корабельного базирования были выделены следующие особенности:

- На этапе взлёта влияние стартовых устройств на динамику полёта после отрыва от палубы авианесущего крейсера, также их эффективность, преимущества и недостатки. Необходимость обеспечения безопасного старта самолёта с использованием стартовых устройств. Выявление критических параметров, обеспечивающих безопасность взлёта.

- После взлёта с палубы корабля и выполнения задания самолёт возвращается на авианосец и выполняет палубную посадку, используя различные посадочные средства. Процесс палубной посадки является задачей высокоточного пилотирования, целью которого является посадка на финишный блок ограниченных размеров с минимальными отклонениями с выдерживанием заданных скоростей и угловых положений. Лётчику необходимо произвести посадку на блок, не нарушая прочностных ограничений и в условиях действия на самолёт различных возмущений, вызываемых как состоянием атмосферы, волнением моря, вихревых потоков от корабля, качкой корабля. Определение потребных параметров для обеспечения безопасной посадки самолёта и учёт влияния атмосферных возмущений.

РАЗРАБОТКА МЕТОДОЛОГИИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ВОЗДЕЙСТВИЙ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ НА ТРАНСПОРТНЫЕ ОБЪЕКТЫ

Моргачев К.В.

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва

В работе описывается проведение испытаний, которые имитируют столкновение элементов транспортного средства с посторонними предметами, такими, как птицы, лёд, град, фрагментами транспортных средств и др. Основной задачей при проведении подобных экспериментальных исследований является получения доказательств того, что работоспособность транспортного средства, при нормированном регламентами и правилами воздействия, сохраняется.

Научной новизной работы является идентификация объекта при измерении скорости за счёт корреляции габаритов объекта и длительности импульса, генерируемого системой измерения скорости. А также проведение дополнительной верификации за счёт сопоставления полученных результатов с рядом скоростной видеосъёмки, синхронизированной с системой измерения скорости. Можно отметить, что данный подход позволил проводить испытания на столкновение со стайной птицей. Проведённый патентный поиск выявил отсутствие подобных методик в иных стендовых системах.

Разработанные в ходе проведённой работы программно-аппаратные решения, реализованные на стенде Т-15П и Т14-01, были успешно апробированы. Измерительная система ИС-Т-15П стенда Т-15П прошла процедуру утверждения типа средства измерения. Это подтверждается свидетельством об утверждении типа средств измерений и внесением записи в реестр № 66551-17. Процесс измерения скорости полёта регламентирован соответствующей методикой измерений.

На практике подтверждена способность стенда Т-15П осуществлять полный комплекс испытаний на столкновение элементов транспортных объектов с посторонними предметами. Например, градом, льдом, элементами шасси самолёта, элементами двигателя, птицами, алюминиевыми болванками на различных скоростях от 20 до 280 м/с с возможностью увеличения диапазона в большую сторону при желании заказчика. Также стало возможным осуществлять скоростную видеозапись, регистрацию статических и динамических параметров систем, используя возможность термостатирования объектов испытания.

Что позволило улучшить метрологические характеристики и существенно снизить затраты на подобные виды испытаний, валидировать математические модели столкновения с посторонними предметами.

Реализованные в данной работе технические решения внедрены на стендах Т-15П, Т14-01 ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», а методические наработки на стендах ПАО «ОДК-Сатурн» и др. В ходе сертификационных испытаний была экспериментально подтверждена

птицестойкость вертолётных двигателей компаний АО «Мотор Сич» и АО «Климов», авиационного газотурбинного двигателя компании АО «ОДК-Авиадвигатель», птицестойкость и динамическая прочность несущей лопасти, лопасти управления, тяги управления общим шагом несущего винта, остекления и других элементов кабины вертолёт, производства компании АО «Вертолёты России» – «Московский вертолётный завод имени М.И. Милля», остекления и других элементов кабины вертолёт, производства компании АО «Вертолёты России» – «Казанский вертолётный завод», остекления передней части фонаря авиационного комплекса, производства ПАО «Компания «Сухой», киля, стабилизатора, крыла, остекления и других элементов кабины самолёт, производства корпорации «Иркут», а кроме того подтверждена динамическая прочность лобового стекла высокоскоростные электропоезда из семейства «Velaro», производства компании «Siemens AG».

ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖА ВИНТОКРЫЛОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Муравка С.И., Никитин С.О.

АО «Камов», г. Москва

Благодаря отличительным способностям вертолёт, таким как совершение вертикального взлёта и посадки, а также способности совершать полезную работу на режиме висения, эти летательные аппараты стали необходимы во всех регионах мира. Тем не менее, авиационная техника не стоит на месте и, особенно в последние годы все острее становятся требования к качественному повышению лётно-технических характеристик вертолёт. Как правило, современные требования особенно выделяют такие характеристики вертолёт как увеличение скорости и дальности полёта.

В настоящее время в ведущих мировых вертолётостроительных фирмах активно разрабатывается и испытывается ряд аэродинамических схем винтокрылых летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки, призванных реализовать повышение скорости и дальности полёта. В современном вертолётостроении устоялся ряд концепций и комплексов технических решений, позволяющих повысить горизонтальную скорость полёта вертолёт. В соответствии с вышеизложенным, проведение поисковых исследований, проработка технических решений, а также проектов для их реализации, является весьма актуальным направлением.

Настоящая работа посвящена поиску технических решений, их комбинаций и систем, способных качественно повысить лётно-технические характеристики винтокрылых летательных аппаратов. В рамках представленной работы был разработан алгоритм оптимизации формы фюзеляжа винтокрылого летательного аппарата. В том числе, представлен концепт скоростного винтокрылого летательного аппарата, спроектированного с применением указанного алгоритма.

При разработке проекта использованы и продемонстрированы возможности современных компьютерных технологий проектирования. Основной акцент сделан на аэродинамическом проектировании внешнего облика летательного аппарата с внедрением современных тенденций проектирования вертолёт. Рассмотрены основные варианты применения алгоритма при проектировании новых винтокрылых летательных аппаратов. Приведены результаты расчётов аэродинамических характеристик с учётом принятых решений. Сформированы общий вид, компоновка и рассчитаны лётно-технические характеристики летательного аппарата, спроектированного с помощью разработанного алгоритма.

Применение разработанного алгоритма позволило снизить лобовое сопротивление корпуса, достичь безотрывного обтекания и аэродинамической нейтральности корпуса. Разработанный проект имеет обозримые перспективы по дальнейшему развитию, а именно: усовершенствование математического аппарата алгоритма; применение алгоритма на ранних

стадиях проектирования для автоматизации процесса проектирования; применение алгоритма на существующих (разрабатываемых) объектах техники.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОНЦЕНТРАТОРОВ НАПРЯЖЕНИЙ НА РАЗРУШЕНИЕ МЕМБРАН ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВНУТРЕННЕГО ДАВЛЕНИЯ

Олехвер А.И.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

В авиастроении широко используются мембраны как составные элементы клапанов гидравлических и топливных систем, механизмов приводов и систем защиты элементов питания и т.д. При резком повышении давления мембрана за счёт своего разрушения обеспечивают остановку работы системы и, тем самым, предотвратит последствия аварии.

Мембрана представляет собой, как правило, тонкую пластину с насечками – концентраторами напряжений, которая разрушается под действием внутреннего давления. На сегодняшний день на этапе проектирования эти элементы производится приблизительная оценка по зависимостям для плоских мембран по наименьшей толщине с введением дополнительных коэффициентов. Однако, применяемая методика обладает одним существенным недостатком: оценка прочности мембран с насечками производится в предположении о схеме двухосного растяжения вдоль образующей мембраны и концентратора напряжений, что справедливо исключительно для плоской мембраны.

В статье представлено исследование влияния технологии изготовления концентратора напряжений на давление срабатывания мембран методом компьютерного моделирования с целью качественной оценки эффекта с последующим заключением о целесообразности учёта этого фактора в инженерной методике.

Существует три возможных способа получения концентраторов напряжений (насечек):

- чеканка;
- фрезерование;
- лазерная резка.

Исследование влияния технологии изготовления насечек на их форму показало, что для каждой из технологий изготовления характерна своя геометрия профиля концентратора: чеканка – радиусный профиль; фрезерования – трапецевидный; лазерная резка – треугольный профиль.

Проведено нагружение и разрушение мембран методом компьютерного моделирования, получены распределения главных компонентов напряженного в области концентраторов напряжений, проведён анализ полученных результатов.

Выводы:

- в независимости от вида концентратора напряжений, на контактной (плоской) поверхности мембрана подвергается двухосному растяжению, а на свободной поверхности реализуется схема трехосного растяжения, что существенно снижает предельную до разрушения пластичность материала и понижает показатель давления срабатывания изделия, что необходимо учитывать в методиках оценки функционирования мембран;
- при равных начальных условиях разрушение мембраны с треугольной насечкой происходит на давлении 2,53 МПа, радиусной насечкой 2,93 МПа и насечки в форме трапеции 2,33 МПа. Наблюдается существенное влияние параметра формы на срабатывание, которое необходимо учитывать при расчёте и проектировании «разрушающихся» мембран.

УПРАВЛЕНИЕ ВИХРЕВЫМ ОБТЕКАНИЕМ СВЕРХЗВУКОВЫХ МАНЕВРЕННЫХ САМОЛЁТОВ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Осипов К.А.

ЦАГИ, г. Жуковский

Современные сверхзвуковые маневренные самолёты совершают полёты в широком диапазоне скоростей, от малых дозвуковых, транзвуковых, до сверхзвуковых скоростей в широком диапазоне углов атаки и скольжения, вплоть до закритических значений. К каждому новому поколению летательных аппаратов (ЛА) предъявляются различные приоритетные требования, направленные на завоевание господства в воздухе. В частности, к таким ЛА предъявляется требование сверхманевренности, что в свою очередь предполагает выход ЛА на около- и закритические углы атаки. С совершенствованием военной техники происходит расширение допустимых углов атаки, на которых достигается устойчивость и управляемость самолётов, что является чрезвычайно важным в условиях ближнего боя.

При выходе ЛА на около- и закритические углы атаки устойчивость и управляемость самолёта во многом определяется характеристиками вихревого обтекания с элементов аэродинамической компоновки (носовой части, передних корневых наплывов, консолей крыла), а именно, явлением взрыва вихрей, перемещением точки их разрушения вверх по потоку с ростом угла атаки, асимметричным разрушением при обтекании со скольжением, а также взаимодействием вихревых структур друг с другом и с элементами самолёта, например, вертикальным (ВО) и горизонтальным оперениями (ГО).

На этапе предварительного проектирования аэродинамической компоновки стоят несколько проблем, связанные с тем, что все основные органы управления ЛА теряют свою эффективность при его выходе на большие углы атаки, что связано с отрывными явлениями, явлением разрушения вихрей. В связи с увеличением допустимых углов атаки при полёте стоит проблема создания инновационных систем управления вихревым обтеканием маневренных самолётов с целью улучшения его лётных характеристик. для решения поставленной задачи необходимо проведение в том числе расчётных исследований с помощью современных методов вычислительной аэродинамики.

При проведении численных расчётов стоит другая проблема, связанная с точностью определения аэродинамических характеристик (АДХ) на больших углах атаки.

Для решения поставленных задач в данной работе проводится большой объём расчётно-экспериментальных исследований тематической аэродинамической компоновки, характерной для современных и перспективных маневренных самолётов, при малых ($M=0.15$) и умеренных ($M=0.6$) дозвуковых скоростях в широком диапазоне углов атаки и скольжения.

В ряде статей по тематике, связанной с вихревыми течениями на больших углах атаки, высказывается мнение о неприменимости двухпараметрических RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) моделей турбулентности для определения аэродинамических характеристик на данных режимах. В данной работе показано, что данное высказывание является неверным.

Вихреразрешающие подходы (DNS – direct numerical simulation, LES – large-eddy simulation, DES – detached eddy simulation), основанные на разрешении отдельных турбулентных вихрей, достаточно затратны. Например, DNS подход требует сеточного разрешения до масштаба Колмогорова, а в подходе DES в области отсоединенного вихревого течения ячейка расчётной сетки должна попадать в инерционный диапазон спектра турбулентности Колмогорова-Обухова. Кроме того, данные подходы основаны на численном решении нестационарных уравнений.

На этапе предварительного аэродинамического проектирования, когда определяются основные геометрические параметры ЛА, органы управления, что подразумевает проведение колоссального количества численных расчётов для поиска новых технических решений, принципиально невозможно использование данных подходов.

Для определения осредненных аэродинамических характеристик в численных расчётах использовалась двухпараметрическая модель турбулентности $k-\omega$ SST в силу того, что она определяется двумя дополнительными дифференциальными уравнениями для переноса кинетической энергии турбулентности и скорости диссипации кинетической энергии турбулентности, выраженную через характерную частоту турбулентных пульсаций, что соответствует двум основным принципам турбулентных течений – производству турбулентности и её диссипацию. Однако данная модель турбулентности неприменима для расчётов вихревого обтекания, поскольку она сильно искажает значения параметров течения в областях, где имеется большая кривизна линий тока, в результате сильно искажается положение взрыва вихревых структур, что приводит к неточному определению АДХ. По этой причине использовалась процедура коррекции данной модели турбулентности, заключающаяся в модификации выражений, определяющих производство турбулентных параметров в соответствующих дифференциальных уравнениях для k и ω . Данная модель турбулентности с процедурой коррекции на кривизну линий тока позволила получить поразительное согласование результатов расчётов с экспериментальными данными, проведёнными в аэродинамической трубе ЦАГИ, в широком диапазоне углов атаки и скольжения. Кроме того, сравнения по положению взрыва вихря в зависимости от угла атаки проводились по тонкому треугольному крылу при закритических углах атаки, и получена нелинейность в зависимости перемещения точки взрыва вихря по углу атаки, которая наблюдалась в эксперименте.

Причиной точного согласования расчётных АДХ с экспериментальными является то, что было правильно смоделировано явление взрыва вихря, сильно влияющее на продольные и боковые АДХ, и его поведение в зависимости от угла атаки и скольжения.

Также в работе был проведён комплекс расчётно-экспериментальных исследований по отработке инновационных технических средств для управления вихревым обтеканием и были выявлены зоны, максимальным образом влияющие на характеристики вихревого обтекания – явление взрыва и интерференцию вихревых структур. Рассмотрены различные положения носовых щитков, углы их выдвижения, переднее горизонтальное оперение, установленное на оребренной носовой части модели, мини-щитки, установленные на задней кромке стреловидного крыла перпендикулярно потоку. Получено, что данные технические средства сильно влияют на АДХ вследствие изменения структуры вихревого обтекания. В работе проведён анализ изменения структуры обтекания.

Следует отметить, что результаты работы используются в ведущих опытно-конструкторских бюро при проектировании перспективных ЛА.

РАСЧЁТ ВНЕШНИХ СИЛОВЫХ ФАКТОРОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ПРИ ВЗЛЁТЕ

Смирнов А.Н.

ИРНИТУ, г. Иркутск

Применение современных программных средств на начальных этапах проектирования, таких как Siemens NX и FloEFD, позволяет спроектировать, изготовить и затем эксплуатировать беспилотные летательные аппараты с конкурентоспособными эксплуатационными характеристиками.

В данной статье Приведены расчёты эксплуатационных параметров беспилотного летательного аппарата на этапе концептуального проектирования, действующих внешних силовых факторов на критических режимах полёта для дальнейшего использования на этапе рабочего проектирования и изготовления. Приведён краткий обзор конструкции разрабатываемого беспилотного летательного аппарата. Построена упрощенная трехмерная геометрическая модель БПЛА. На её основе в вычислительном комплексе Siemens FloEFD проведён виртуальный аэродинамический анализ выбранной конструкции разрабатываемого беспилотного летательного аппарата. Получены зависимости располагаемой нормальной скоростной и располагаемой тангенциальной перегрузок от скорости горизонтального

полёта. Вычислена минимально допустимая скорость горизонтального полёта. Приведены аэродинамические коэффициенты используемого профиля крыла в конструкции БПЛА. Получено значение располагаемой тангенциальной перегрузки для различных скоростей полёта. Построена зависимость максимального угла наклона траектории от скорости полёта при полёте у земли. Вычислена минимально допустимая скорость взлёта при запуске с катапульты, по этой скорости определен допустимый угол наклона траектории при прямолинейном наборе высоты. Получено распределение давления на внешней поверхности фюзеляжа и консолей крыла беспилотного летательного аппарата, вычислено значение действующей продольной силы на режимах взлёта с различными углами наклона траектории и при горизонтальном прямолинейном полёте с постоянной скоростью.

ЛИТЕРАТУРА

1. Петров М.В. Практический опыт использования БПЛА swinglet производства компании senseFly (Швейцария) / М.В. Петров // Интерэкспо Гео-Сибирь – Новосибирск: Изд-во СГУГиТ, 2013. – 42с.
2. Воропаев Н.П. Применение беспилотных летательных аппаратов в интересах МЧС России / Н.П. Воропаев // Вестник Санкт-Петербургского университета Государственной противопожарной службы МЧС России – СПб.: Изд-во СПб УГПС МЧС России, 2014. – 13с.
3. Васин К.В. Использование беспилотных летательных аппаратов – новое слово в прогрессивном земледелии / К.В. Васин, С.Г. Герасимов // Геопрофи #5 – М.: Изд-во ООО «ГРОМ», 2014. – с.46-50
4. Nickel Karl. Tailless aircraft in theory and practice / Karl Nickel, Michael Wohlfahrt. – Washington, DC: American Institute of Aero-nautics and Astronautics, 1994. – 498p. – ISBN 1563470942.
5. Смирнов А.Н. Разработка элевона для беспилотного летательного аппарата / А.Н. Смирнов, А.С. Говорков // Сборник статей участников I всероссийской научной конференции Информационные технологии в моделировании и управлении: подходы, методы, решения – Тольятти: Изд-во ТГУ, 2017. с. 233-239
6. Смирнов А.Н. Кинематический анализ движения элевона в конструкции крыла БПЛА / А.Н. Смирнов, А.С. Говорков // Сборник статей участников X международной научно-технической конференции Авиамашиностроение и транспорт Сибири – Иркутск: Изд-во ИРНИТУ, 2018. с. 95-102
7. Austin R. Unmanned aircraft systems: UAVs design, development and deployment. – John Wiley & Sons, 2011. – Т. 54.
8. Fahlstrom P., Gleason T. Introduction to UAV systems. – John Wiley & Sons, 2012. – 62с.
9. Бобарика И.О. Применение математических средств моделирования при аэродинамическом проектировании летательных аппаратов / И.О. Бобарика, С.В. Молокова // Решетневские чтения – Красноярск: Изд-во СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2013. – 6с.
10. Гуров Л.В. Применение вычислительного комплекса FLoEFD для расчёта аэродинамики летательных аппаратов с газоструйными органами управления / Л.В. Гуров, Г. Е. Думнов, А.В. Иванов // Вестник концерна ПВО Алмаз-Антей – М.: Изд-во ВКО «Алмаз-Антей», 2015. с.61-68
11. George L. Defoe A comparison of the aerodynamic characteristics of the normal and three reflexed airfoils in the variable density / De-foe George L. / Technical notes – Washington: Langley Memorial Aeronautical Laboratory, 1931. – 13p.
12. Кривель С.М. Динамика полёта. Расчёт лётно-технических и пилотажных характеристик самолёта / С.М. Кривель – М.: Изд-во Лань, 2016. – 25с.
13. Медников В.Н. Динамика полёта и пилотирование самолётов / В.Н. Медников / учебник – Монопо: Изд-во ВВА им. Ю.А. Гагарина, 1976. – 155с.
14. Mueller T. J., DeLaurier J. D. Aerodynamics of small vehicles //Annual review of fluid mechanics. – 2003. – Т. 35. – №. 1. – С. 89-111.
15. Shyy W. et al. A study of flexible airfoil aerodynamics with application to micro aerial vehicles //28th Fluid Dynamics Conference. – 1997. – С. 1933.

ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ КОЛЬЦЕВОГО ОПЕРЕНИЯ НЕУПРАВЛЯЕМОГО МИКРО-ЛА В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ MCS PATRAN

Тихонов А.А.

ГосМКБ «Радуга» им. А. Я. Березняка», г. Дубна

В статье рассмотрена исследовательская работа по расчёту статической и динамической аэроупругости кольцевого оперения неуправляемого микро-ЛА с целью оценки нагрузок с учётом упругости и обеспечения безопасности от явлений флаттера и дивергенции при больших дозвуковых скоростях полёта на различных углах атаки.

Для оценки нагрузок и аэроупругой устойчивости, в программном комплексе MSC Patran была построена аэроупругая модель кольцевого оперения, в которой реализованы аэродинамические силы на одной из лопастей (наиболее нагруженной по результатам расчётов аэродинамики).

Получены результаты расчёта собственных частот и форм колебаний для упругой модели. Проводился расчёт частот и форм изолированной лопасти, далее расчёт частот и форм с учётом упругого взаимодействия лопастей, когда перемещения исследуемой лопасти ограничены другими лопастями (для этого введены упругие связи между лопастями), так же был рассмотрен случай расчёта собственных частот и форм колебаний при жёсткой фиксации лопастей друг относительно друга в замке. После чего проведён расчёт статической аэроупругости лопастей без фиксирующих замков и с фиксацией в них.

Получены результаты статического расчёта аэроупругости без фиксирующих замков и получены коэффициенты производной аэродинамической силы, действующей на лопасть. Также получены перемещения для упругого оперения (без фиксации в замках) с учётом взаимного влияния жёсткостей соседних лопастей.

Проведён расчёт статической аэроупругости с фиксацией в замках получены коэффициенты производной аэродинамической силы, действующей на одну лопасть. Получены перемещения для лопасти кольцевого оперения с фиксацией лопастей в замках. Определены условия, при которых статическая устойчивость кольцевого оперения обеспечивается.

Далее проводился расчёт динамической аэроупругости изолированной лопасти и расчёт динамической аэроупругости при фиксации лопастей в замках.

В расчёте динамической аэроупругости для изолированной лопасти из-за нелинейности и больших перемещений в конструкции, расчёт флаттера с учётом влияния упругости соседних лопастей не проводился т.к. будет велика математическая погрешность и достоверность расчёта не будет обеспечена. Получены результаты расчёта аэроупругой устойчивости при различных толщинах лопасти, критическая скорость флаттера и необходимый запас по критической скорости флаттера для максимальных скоростей потока. Так же был проведён расчёт динамической аэроупругости для лопасти, фиксированной в замке при максимальных скоростях набегающего потока и скоростных напорах. Жёсткая связь в конструкции между лопастями позволила провести расчёт флаттера. По результатам расчёта получены критические скорости флаттера при различных скоростях набегающего потока.

По результатам проведённых исследований разработаны практические рекомендации для изменения конструкции. Была определена минимальная толщина лопасти для обеспечения статической устойчивости, без фиксации. Была также определена минимальная толщина лопасти для обеспечения динамической устойчивости без фиксации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Фершинг Г. Основы аэроупругости: Пер. с нем. К.Ф.Плитта/ Под ред. Г. М. Фомина. – М.: Машиностроение, 1984. – 600 с, ил. Ф43.
2. Анурьев В.И. Справочник конструктора –машиностроителя: В 3-х т. Т. 3. -7е изд., перер. и доп. - М.: Машиностроение, 1992. -720с.:ил. ISBN 5-217-01110-6.

3. РДК ЦАГИ по проектированию самолётов. Том III, книга 2, выпуск 1. 1980г.
4. Наука и технологии. Том 1. Материалы XXXIX Всероссийской конференции. –М.: РАН. 2019. – 161с., с. 92.

АНАЛИЗ РАСЧЁТОВ ЧЕТЫРЕХЗВЕННОГО СФЕРИЧЕСКОГО МЕХАНИЗМА ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ТРЕНАЖЁРА

Фаизов М.Р., Хабибуллин Ф.Ф.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

В данной статье представлен механизм с четырьмя звеньями, соединённый между собой вращательными кинематическими парами. С помощью программы моделирования была создана модель механизма. Модель механизма задана параметрами звеньев, использующихся в устройстве тренажёра в роли рабочих органов. Модель механизма позволила получить графики угловых перемещений, скоростей и ускорений. На основе системы технических вычислений Maple 17 была рассчитана математическая модель кинематики сферического механизма. Расчёт программы Maple 17 позволил получить графики кинематики механизма. Математическая модель кинематики сферического механизма проработана и найдены дополнительные кинематические параметры звеньев ведущего шатуна и ведомого кривошипа, также определена кинематика центральной точки капсулы и шарнирная точка капсулы. Кинематический анализ был использован для математической модели момента инерции, где момент определен для капсулы тренажёра и задан от закона угла ведущего кривошипа. Определены углы поворотов шатуна по осям. Также с помощью Maple проверен расчёт движения с моментом инерции самого механизма, с заданной массой. Учтены моменты инерции ведущего кривошипа и ведомого кривошипа. Проведён сравнительный анализ в программах SolidWorks и Maple. Оба метода приравнены через параметр угловой скорости ведущего кривошипа. Полученные графики отражают движение шатуна (капсулы тренажёра).

ПРОГРАММА РАСЧЁТА ВЗЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ РАЗБЕГЕ ПО ГРУНТОВОЙ ВПП

Фирсов Е.В., Абдуллин А.А., Алексеев А.А.

ПАО «Туполев», г. Москва

Целью данной работы являлось создание программы расчёта взлётных характеристик различных типов самолётов при разбеге как по искусственной взлётно-посадочной полосе (ВПП), так и по грунтовой:

- при различных атмосферных условиях;
- в зависимости от высоты расположения аэродрома;
- с учётом ветра;
- с учётом состояния и уклона ВПП;
- с использованием различной методики торможения колёсами шасси;
- с учётом коэффициента сцепления колёс шасси в зависимости от ВПП;
- с учётом отказа одного или нескольких двигателей.

Для расчёта взлётных характеристик самолёта при разбеге пользователь должен задать исходные данные:

- по самолёту;
- по двигателю;
- по шасси;
- дополнительные данные.

Программа использует набор аэродинамических характеристик, включающих зависимости $C_y = f(\alpha)$ и $C_x = f(\alpha)$. Перед расчётом задаются поляры самолёта с учётом механизации крыла, с влиянием и без влияния поверхности земли. Пользователь может

скорректировать полярю, вводя поправки ΔC_x и ΔC_y , в зависимости от наличия дополнительных внешних элементов.

Значения тяг двигателей задаются в числовом материале в виде зависимостей $R = f(\Gamma_{руд}, M, \Gamma_t)$ для одной или нескольких высот. Корректировка тяги и расходов двигателей может выполняться посредством введения дополнительных коэффициентов.

Также программа позволяет ввести потери тяги двигателя в воздухозаборнике, сопле двигателя, от применения реверса, а также потери, обусловленные отбором воздуха на самолётные нужды. Кроме того, программа использует динамические характеристики двигателей в виде заранее заданных зависимостей, что позволяет имитировать работу двигателя на взлёте.

Результатом работы программы являются таблицы взлётных параметров по времени, требующиеся для решения поставленных задач в области взлёта самолёта.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА СБОРКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЁТА НА ОСНОВЕ СТОХАСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ РАЗМЕРНЫХ ЦЕПЕЙ

Чигринец Е.Г.

ПАО «Роствертол», г. Ростов-на-Дону

Надёжность, улучшенные лётно-технические и балансовочные характеристики современного вертолётной одновинтовой схемы могут быть обеспечены соосностью выходных осей двигателей и приёмных осей главного редуктора, а также строго определённым углом их взаимного поворота. В условиях серийного производства вертолётных эта задача решается на этапе сборки путём изменения длин регулируемых элементов ферменных конструкций, с помощью которых двигатели и главный редуктор крепятся к фюзеляжу. Поскольку пространственное положение твёрдого тела определяется шестью координатами (три линейные и три угловые), то взаимной увязки трёх тел (главный редуктор и два двигателя) необходимо выполнить совместную регулировку как минимум 18 элементов, что является достаточно сложной технической задачей, особенно в условиях мелкосерийного производства. Задача осложнена наличием размерных цепей, которые характеризуются многозвенностью, пространственностью, наличием одновременно как линейных, так и угловых звеньев, связанностью, т.е. свойством, когда изменение одного из звеньев влияет сразу на два и больше замыкающих размера. Большие габаритные размеры собираемых изделий, когда точки регулирования и контроля разнесены друг от друга, а размеры звеньев заданы в различных системах координат и их реальные значения не поддаются прямому измерению, также вносит существенные трудности в процесс достижения точности замыкающих звеньев размерных цепей. Поскольку в каждом отдельном случае структура размерных связей агрегата коренным образом отличается от других подобных агрегатов, теория таких размерных цепей носит общий характер и не позволяет оптимизировать необходимые регулировки.

Решить обозначенные выше проблемы стало возможным благодаря широкому внедрению информационных CAD/CAE технологий и нейросетевых алгоритмов в сборочное производство, которые позволили формализовать технологический процесс увязки пространственных многозвенных размерных цепей, провести статистический анализ входящих звеньев путём массивованных симуляций и выявить размеры, к изменению которых наиболее чувствительны нормы точности собираемого изделия. Здесь следует отметить, что такие звенья размерной цепи, как размеры главного редуктора, двигателя, фюзеляжа, кронштейнов крепления, а также обеспеченные креплением редуктора на фюзеляже размеры не подлежат измерению, поскольку выполнены в пределах заданных допусков на предшествующих агрегатно-сборочных и механических операциях.

В рамках данной работы норма точности совместной сборки главного редуктора вертолётной Ми-24 и двигателя, устанавливаемого на четыре регулируемых подкоса с обратной от редуктора стороны, представлена как четырехмерный вектор и является

замыкающим звеном исследуемой размерной цепи. Причём замыкающее звено состоит из двух элементов: несоосности осей главного редуктора и двигателя, контролируемой косвенно по четырем зазорам между стыковыми плоскостями, и угла поворота двигателя вокруг собственной оси.

Поставленная задача решалась математическим моделированием размерных связей с последующим решением прямой (определение длин подкосов по измеренным нормам точности замыкающего звена) и обратной (определение норм точности по заданным размерам регулируемых подкосов) задач. Ввиду ограниченной серийности собираемых изделий (единичное и мелкосерийное производство) и невозможности провести достаточного количества натуральных экспериментов, частично исследование выполнено численными методами с формированием базы данных виртуальных сборок, что позволило разработать алгоритм и программное обеспечение достижения точности сборки силовой установки вертолёта, сокращающее число регулировок с 7–15 до одной. Эффективность разработанных программных средств доказана в рамках опытных работ в цехе окончательной сборки ПАО «Роствертол» на четырёх вертолётах Ми-24, когда правый двигатель монтировался по традиционной технологии проб и ошибок, а правый с применением рекомендаций по регулировке, получаемых из базы данных виртуальных сборок в зависимости от величины первого замера. По результатам хронометрирования предложенный метод показал сокращение трудоёмкости монтажа более чем в 5 раз, что говорит о значительной практической значимости исследования для серийного авиационного производства.

Затронутые проблемы в данном исследовании, а также методы их решения несут не только практическую значимость для авиастроения, но и обладают научной новизной, которая заключается:

- в создании математической модели, описывающей взаимное угловое расположение элементов трансмиссии через линейные размеры установочных элементов;
- в разработке алгоритмов решения прямой и обратной задачи увязки пространственных размерных цепей путём численного решения систем трансцендентных уравнений;
- минимизация отклонений угловых координат элементов трансмиссии от их нормированных значений при минимальном количестве регулировочных операций;
- в реализации массива виртуальных сборок для выявления звеньев размерной цепи, оказывающих наибольшее влияние на показатели точности.

Номенклатура агрегатов, собираемых с использованием разработанных методов и программных средств, может быть существенно расширена, что позволит добиться повышения производительности трудоёмких монтажных операций, точности, и, в конечном итоге, надёжности высокотехнологичных изделий авиастроения. Это особенно актуально в связи с ростом глобальной конкуренции и высокими требованиями к производимым товарам и услугам, обозначившим направления цифровой трансформации экономики Российской Федерации.

ОЦЕНКА ВЗАИМОВЛИЯНИЯ БАЛОЧНОГО ДЕРЖАТЕЛЯ, ПОДВЕСКИ И ОБТЕКАТЕЛЯ НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ

Шишков И.Н., Ерохин П.В., Кудашкина Е.А.

ПАО «Туполев», г. Москва

Целью данной работы было проведение оценки влияния на аэродинамические коэффициенты интерференции комбинации стреловидного крыла с балочным держателем, подвеской, обтекателем.

Численное исследование проводилось путём решения уравнений Навье Стокса, осреднённых по Рейнольдсу, на вычислительном программном комплексе для гидрогазодинамики ANSYS FLUENT.

Моделирование обтекания стреловидного крыла с установленными обтекателем, балочным держателем и подвеской проводилось при числах $M=0,6$ и $M=0,8$ для углов атаки $\alpha = 0^\circ; 2^\circ; 4^\circ$, а также при $M=1,5$ для $\alpha=2^\circ$.

В ходе численного моделирования обтекания крыла с балочным держателем, подвеской и обтекателем при различных граничных условиях были получены значения коэффициентов лобового сопротивления C_{x0} , нормальной силы C_y , боковой силы C_z , момента крена m_x , момента рыскания m_y , момента тангажа m_z .

В ходе работы получены распределения коэффициента давления по поверхности крыла с балочным держателем, подвеской и обтекателем.

Полученные результаты дают возможность предварительно провести оценку влияния установок подкрыльевого обтекателя на безопасность отделения подвески.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ерохин П.В., Кудашкина Е.А. Оценка влияния приращения аэродинамических характеристик в условиях интерференции на самолёт-носитель с космическим разгонным блоком // Сборник тезисов: Материалы XXVII Научно-технической конференции по аэродинамике п. Володарского, 21–22 апреля 2016 г. ЦАГИ 2016 г.

INTEGRATION OF THE INVERSE DYNAMICS WITH A REFERENCE MODEL TECHNIQUE, AND ITS APPLICATION FOR THE IMPROVEMENT OF THE HELICOPTER FLYING QUALITIES

Mbikayi Zoe

МАИ, г. Москва

The application of inverse dynamics for aircraft control is considered. It can be used along with a feedback controller to enhance the flying qualities of an aircraft. This research focused on a full model of a helicopter with its multiple input – multiple output (MIMO) characteristics, and couplings between the longitudinal dynamics and the lateral - directional one. The mathematical model of the aircraft was given in a state space form for different flight velocity. The results were then compared to the classical feedback control used on the helicopter.

The inverse dynamics requires a stable aircraft as a preliminary condition. Considering our MIMO system, the stability was provided by a gain matrix used in full states feedback. And it was calculated using the pole placement method.

After making sure that the aircraft was stable, the inverse dynamics of the closed loop system was computed. To achieve this, the MIMO system represented in state space form was taken in a square form such that the number of inputs was equal to the number of outputs, in order to avoid a mathematical singularity. The outputs chosen were the pitch, roll, yaw and climb rates. The system was then converted in a matrix of transfer functions, and each transfer function was inverted before putting them back together in state space form.

The actuator dynamics were modeled as a first order system, and there was time delay in the system that was approximated as a third order system.

Because of this, the numerators of the inverse dynamics were of orders greater than the denominators and it was necessary to use a fifth order low pass filter to make the inverse dynamics proper.

The frequency of the filter was chosen by trial and error, as to be high enough not to affect the dynamics of the system, but not too high as to require non physical actuator rate.

For these investigations, experiments were carried out on one of the simulators of the Pilot Vehicle Laboratory of MAI, with the pilot in the loop during a tracking task.

The performances were represented by the mean square of the tracking error throughout a flight of 144 seconds.

The first set of experiments was carried out without taking into account the couplings between the dynamics. The pilot was only controlling one dynamics channel, regardless of the other and how it was affected.

The aircraft was flown with the inverse dynamics in the control loop, and the results were compared to the aircraft flown with the traditional feedback controller.

The first experiments carried out were in a case when the aircraft dynamics were known entirely. The accuracy of the task with the inverse dynamics in the loop was 2.8 times better than the feedback controller alone.

Experiments were then carried out with atmospheric disturbances. The inverse dynamics performances were good for certain disturbance amplitudes and frequencies, but the pilot load was high as the analysis of the pilot performances showed. As the amplitude and/or the frequency of the disturbances increased, the tracking performances with the inverse dynamics deteriorated, and eventually they were worse than those with the classical feedback controller.

Experiments were also carried out in case of modeling uncertainties.

When the uncertainties were in the average poles that were neither too fast nor too slow, the experiments with inverse dynamics showed good performances compared to the feedback. And the performances deteriorated as the level of uncertainties was increasing.

However, when the uncertainties were in the slow poles, the performances of the inverse dynamics depreciated considerably.

The uncertainties were also tested in case of uncertain stability derivatives.

In both cases, as the uncertainties were getting more severe, the performances of the inverse dynamics were worsening, and eventually, the aircraft became uncontrollable, even though it was still controllable with the feedback controller alone.

A new scheme using a reference model and its inverse was then introduced to counter these effects and enhance the performances in case of disturbances and/or modeling uncertainties.

The reference model was chosen to be the filter used with the inverse dynamics. This choice was led by the fact that the dynamics of this filter were very close to the dynamics of the whole system of the aircraft with the inverse dynamics.

In the case when there were no disturbances or modeling uncertainties, the reference model did not change the dynamics of the aircraft at all, and the experiments showed that the performances with the inverse dynamics remained the same when the reference model was added to the loop.

Experiments were carried out again with the reference model in the control loop in case of atmospheric disturbances and the performances with the inverse dynamics increased considerably. The tracking accuracy was at least 7 times better than the feedback controller.

In case of modeling uncertainties, experiments were also carried out once again with the reference model in the loop, and they showed that the inverse dynamics outperformed the classical feedback controller. The investigations took place with 20% of uncertainties. When the uncertainties were in the poles, including the slow poles, the performances with the inverse dynamics were 2.2 times more than the feedback ones. When the uncertainties were in the stability derivatives, the performances were 1.8 times better.

A second set of experiments was carried out in a coupled environment where the pilot was aware of the coupled dynamics and was trying to decouple while performing the tracking task. The inverse dynamics is taken together with the reference model.

In the case when we supposedly knew 100% of the aircraft dynamics and there was no atmospheric disturbance, the experiments showed that the performances were 2.9 times better with the inverse dynamics.

With atmospheric disturbances, the performances with the inverse dynamics were 6.2 times better than the feedback alone.

With 20% of uncertainties in the poles, including the slow poles, the tracking performances were 2.5 times better with inverse dynamics; and with 20% of uncertainties in the stability derivatives, they again 2.5 times better than when the feedback controller was used alone.

The results of the experiments, as presented above show that the use of the inverse dynamics and the reference model in the control loop proved to enhance the performances and flying qualities of both the longitudinal and lateral-directional dynamics of the helicopter, and suppress the couplings between these dynamics.

НАПРАВЛЕНИЕ № 2

**Авиационные,
ракетные двигатели
и энергетические
установки**



АО «Объединённая двигателестроительная корпорация» (АО «ОДК») сформирована по указу Президента России от 16 апреля 2008 года №497 и распоряжению Правительства России от 4 октября 2008 года №1446-р для консолидации интеллектуального и производственного потенциала отечественного двигателестроения в целях обеспечения конкурентоспособности отраслей продукции на мировом рынке. В настоящее время в АО «ОДК» интегрировано более 90% активов российского авиадвигателестроения. С 2015 года генеральным директором АО «ОДК» является А.В. Артюхов.

АО «ОДК» входит в Государственную корпорацию «Ростех» и представляет собой интегрированную структуру, специализирующуюся на разработке, серийном изготовлении и сервисном обслуживании двигателей для военной и гражданской авиации, космических программ и ВМФ, а также нефтегазопрома и энергетики.

Миссия ОДК заключается в обеспечении конкурентоспособности российского двигателестроения на внутреннем и мировом рынке. Стратегическими целями являются: выполнение заданий Государственного оборонного заказа и Государственной программы вооружений, поддержание и развитие компетенций во всех основных сегментах газотурбиностроения, обеспечение достаточных ресурсов для реализации перспективных программ и проектов развития.

Ключевыми проектами ОДК на современном этапе являются:

создание двигателя ПД-14 для российского авиалайнера МС-21-300, изделия для боевой авиации АЛ-41Ф-1С и РД-33МК, вертолётных двигателей ТВ7-117В и ВК-2500ПС, малоразмерного двигателя 36МТ, перспективного двигателя для самолёта Су-57 и двигателей ТВ7-117СТ/СТ-02 для самолётов Ил-112 и Ил-114.



«Ростех».

ПАО «ОДК – Уфимское моторостроительное производственное объединение» (ПАО «ОДК–УМПО») – крупнейшее в России двигателестроительное предприятие, основанное в 1925 году. Входит в состав АО «Объединённая двигателестроительная корпорация» Госкорпорации

Управляющий директор ПАО «ОДК–УМПО» – Е.А. Семивеличенко.

В состав ПАО «ОДК–УМПО» входят два филиала: опытно-конструкторское бюро имени А. Люльки (г. Москва), Лыткаринский машиностроительный завод.

Основными видами деятельности предприятия являются: разработка, производство, сервисное обслуживание и ремонт газотурбинных авиационных двигателей; производство и ремонт узлов вертолётной техники; разработка, производство и ремонт газоперекачивающих установок.

ПАО «ОДК–УМПО» занимается серийным производством газотурбинных авиационных двигателей АЛ-41Ф-1С для истребителя Су-35С, АЛ-31ФП для самолётов Су-30 и его модификаций, АЛ-31Ф для самолёта Су-27 и его модификаций, деталей и узлов для вертолётов Ка-32, Ми-26, газоперекачивающих агрегатов мощностью 16 МВт.

В рамках кооперации предприятие принимает участие в ключевых проектах АО «ОДК» по созданию двигателя ПД-14 для гражданского самолёта МС-21 и вертолётного двигателя ВК-2500.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ ДОЖИГАНИЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЁРДОМ ТОПЛИВЕ

Акимкин Д.В.

АО «КТРВ», г. Королёв

В данной работе представлены результаты численного моделирования течения в камере дожигания ракетно-прямоточного двигателя на твёрдом топливе. Целью численного моделирования является оценка температурного состояния камеры дожигания для определения возможной продолжительности функционирования конструкции. Особенностью данной камеры дожигания является оригинальная конструкция рубашки охлаждения, для которой в качестве материала применён углепластиковый композиционный материал. Особенности конструкции камеры дожигания также являются наличие эксцентрической фасонной прорези для подвода воздуха в рубашку охлаждения и наличие в конструкции рубашки охлаждения направляющих рёбер сложной формы, задача которых заключается в обеспечении равномерного распределения воздушного потока по площади поперечного сечения рубашки охлаждения.

В работе представлена теоретическая схема камеры дожигания с описанием принципа функционирования конструкции. Приведены основные характеристики материалов конструктивных элементов камеры дожигания. Помимо этого, в работе представлены результаты построения расчётных сеток для некоторых конструктивных элементов и проточных зоны камеры дожигания, а также продемонстрированы результаты проведения численного моделирования теплового состояния камеры дожигания в программе ANSYS CFX. Моделирование проводилось для режима полёта с числом Маха набегающего потока $M = 3.5$ и высотой полёта $H = 18000$ м в течение времени $t = 900$ с. По результатам численного моделирования построены графические зависимости изменения температуры по времени для нескольких характерных точек поперечного сечения камеры дожигания. На основании полученных данных проведён анализ результатов численного моделирования с точки зрения возможного улучшения теплового состояния элементов конструкции и истекающей из этого возможности повышения времени функционирования камеры дожигания.

МАЛОРАЗМЕРНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Анкудимов В.В., Сейид Джафари, Висам Ю.М.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

В последние годы, в связи с возросшим интересом к созданию беспилотных летательных аппаратов, появилась необходимость в разработке малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД). Учитывая, что при их разработке и создании не может быть применён принцип масштабирования большихразмерных газотурбинных двигателей (ГТД), вопросы теории, расчёта и проектирования таких силовых установок вызывают дополнительное затруднение. В данной работе представлены результаты проектирования МГТД для беспилотного летательного аппарата, рассматриваются особенности расчёта основных элементов его проточной части: центробежного компрессора, противоточной камеры сгорания и радиально-осевой турбины; описывается конструкция входного и выходного устройства, опор ротора и системы смазки.

Входное устройство разрабатываемого МГТД состоит из головного обтекателя, в котором располагается электростартер, и воздухозаборника, имеющего конфигурацию близкую к лемнискате и изготовленного по аддитивной технологии из полилактида, что обеспечивает уменьшенный вес конструкции.

Учитывая, что создание нового МГТД требует определённых проектных, производственных и технологических затрат, разработка его турбокомпрессора велась на

базе существующего прототипа ТКР-7С-6, применяемого для наддува двигателя внутреннего сгорания автомобиля КамАЗ-740. С целью уменьшения габаритов турбокомпрессора были произведены следующие изменения прототипа: безлопаточный диффузор центробежного компрессора был заменён лопаточным диффузором, причём его лопатки выполнены прямолинейной формы с углом клина равным 8° и скругленными входными и выходными кромками. В радиально-осевой турбине вместо улиткообразного, как в прототипе, был применён лопаточный сопловой аппарат. для упрощения её конструкции был выбран тип профилирования сопловых лопаток (каналов) простой формы с прямолинейными параллельными образующими, так называемыми крыловидными лопатками, причём их профиль имеет сравнительно утолщённую профилированную внешнюю кромку.

Конструктивно камера сгорания разрабатываемого МГТД выполнена по противоточной кольцевой схеме, её жаровая труба (ЖТ) состоит из головной части – первичной зоны, зоны горения и поворотного на 10° выходного участка – зоны смещения. Воздух из компрессора после поворота на 90° поступает во внешний межрубашечный канал и движется в направлении головной части, втекая в ЖТ через 3 пояса отверстий, затем, огибая головную часть, разворачивается на 180° и движется в направлении турбины, втекая в ЖТ через 2 пояса отверстий в её внутренней обечайке.

В отличие от больших ГТД, в малоразмерных, учитывая необходимость уменьшения веса, нецелесообразно устанавливать отдельную систему смазки, в таком случае смазка опор ротора осуществляется авиационным керосином, из системы топливопитания двигателя, который впоследствии отбрасывается в реактивное сопло. для обеспечения приемлемого межремонтного ресурса и частоты вращения ротора, возникает необходимость замены подшипников, применяемых в прототипе турбокомпрессора. В настоящее время, одним из наиболее приемлемых вариантов, отвечающим предъявленным требованиям, являются шарикоподшипники безсепараторные металлокерамические, то есть с керамическими телами качения. Также отметим, что в связи с конструктивными изменениями турбокомпрессора возникла необходимость уменьшения исходной длины вала.

В качестве выходного устройства применено дозвуковое реактивное сопло с удлинительной трубой, конструкция которого представляет из себя удлинительную трубу, оканчивающуюся нерегулируемым реактивным насадком.

В настоящее время по результатам проведённых расчётов создана действующая модель МГТД, на испытательном стенде получены основные её характеристики, составлена программа отладки и намечены дальнейшие шаги доводки двигателя.

ИССЛЕДОВАНИЕ КОНТАКТНОГО ТЕПЛООБМЕНА В СОЕДИНЕНИЯХ КОАКСИАЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Арефьев Н.О., Ежов А.Д., Талалаева П.И.
МАИ, г. Москва

Использование конструкционной схемы коаксиальных цилиндров широко распространено в различных областях инженерной деятельности, например, линии электропередач, тепловыделяющие элементы на атомных электростанциях, а также цилиндрические камеры сгорания для двигателей.

В Приведённых изделиях, особенно при работе на высоких температурах, характерны высокие тепловые потоки, протекающие по отдельным деталям конструкции. для повышения эффективности энергоустановок, разработчики заменяют материалы некоторых элементов, например, на композиционные материалы.

В узлах стыка этих элементов, при протекании высокоинтенсивных тепловых потоков, появляется контактное термическое сопротивление (КТС). Но поверхности контактирующих материалов сильно отличаются от идеальной плоскости, и обобщающие зависимости по расчёту КТС, полученные в результате обобщения опытных данных, имеют ограниченное применение, а также низкую точность, и как следствие применимы только для узкого круга задач инженерной практики. Исходя из вышеуказанной проблемы, авторами

усовершенствована существующая методика расчёта достоверного определения КТС для коаксиальных цилиндров.

Использование представленной методики позволяет определять методом математического моделирования контактные термические сопротивления пар коаксиальных цилиндров. А имея величину контактного термического сопротивления для рассматриваемых пар материалов в широком диапазоне давлений, можно с определенной достоверностью рассчитать тепловое состояние конструкции при реальных условиях эксплуатации контактных пар материалов

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕРХНОСТИ ГОРЕНИЯ ТВЁРДОГО ТОПЛИВА С УЧЁТОМ ТЕПЛОПРОВОДЯЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ

Беляков А.Ю.

АО «МКБ «Искра», г. Москва

В данной статье описывается программа по моделированию поверхности горения заряда твёрдого или пастообразного ракетного топлива.

Построение математической модели горения твёрдого топлива производилось в пакете MATLAB. Исходными данными для построения поверхности горения заряда являются: коэффициенты теплопроводности всех элементов топливного заряда (самого топлива и включенных в него теплопроводящих элементов), геометрия заряда, заложенная в виде таблицы (сетки конечных элементов) и закон горения топлива. В законе горения топлива учитывается только температурное поле заряда, без учёта давления продуктов сгорания в камере и эрозионных процессов, так как для получения качественной картины рассматриваемого процесса этого достаточно. Температурное поле заряда в каждый момент времени строится посредством решения уравнения теплопроводности в конечных разностях. Приведён вывод уравнения теплопроводности в конечных разностях из дифференциального уравнения теплопроводности. В выводе представлены результаты работы программы в виде таблицы с цветным выделением зоны, твёрдого, газообразного и переходного состояния топлива. Было произведено качественное сравнение полученных результатов (поверхности горения заряда на заданный момент времени после начала горения заряда) с результатами экспериментов по данной тематике. Так же было предложено направление для дальнейших работ в данной области, а именно, созданию программ по проектированию ракетных двигателей на твёрдом или пастообразном топливе с включенными в заряд топлива теплопроводящими элементами.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УЛЬТРАЗВУКОВЫХ КОЛЕБАНИЙ НА ШЕРОХОВАТОСТЬ ОБРАБОТАННОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННОЙ ОБРАБОТКЕ

Богданов К.А.

НПО «Техномап», г. Москва

В данной работе проведены исследования по оценке влияния ультразвукового поля на показатель качества прошивки отверстий малого диаметра в коррозионностойких сталях, полученных методом электроэрозионной обработки с наложением внешнего ультразвукового поля.

Нельзя оставить без внимания, что проблема улучшения параметров шероховатости и времени обработки имеет существенное значение в современном машиностроительном производстве. Приведённый факт касается работы с труднообрабатываемыми материалами.

Учитывая острую потребность в разрешении данной проблемы, детерминант экспериментальных исследований ориентирован на повышение производительности и снижение шероховатости электроэрозионной обработки (ЭЭО) с использованием метода наложения внешнего ультразвукового (УЗ) поля [1].

Используя различные варианты установки ультразвуковой головки, направление подачи электролита в зону обработки, варьируя материалами электрода-инструмента и режимами работы электроэрозионного и ультразвукового оборудования, установлены режимы обработки образцов деталей.

Найденные режимы позволили получить качественно обработанную поверхность отверстий в деталях ракетно-космической техники по технологии электроэрозионной обработки с наложением внешнего ультразвукового поля.

Наложение ультразвуковых колебаний на латунный электрод-инструмент и полив рабочей жидкости в зону обработки способствуют наилучшему удалению продуктов эрозии из зоны обработки и повышает производительность процесса электроэрозионной обработки при сохранении точности позиционирования прошиваемых отверстий. Тем самым происходит улучшение качества поверхности обработанных отверстий по сравнению с традиционной электроэрозионной обработкой на 15–20 %.

РАЗРАБОТКА ГРАДУИРОВОЧНОГО СТЕНДА И СОЗДАНИЕ СИСТЕМЫ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ для ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТОЧНОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ

Версин А.А.

МАИ, г. Москва

В конкурсной работе «Разработка градуировочного стенда и создание системы позиционирования для обеспечения точности перемещений» представлены результаты разработки и создания стенда (аэродинамической трубы) для градуировки приёмников полного и статического давлений. Такие приёмники получили название «гребёнки». Данные измерительные средства изготавливаются индивидуально под конкретное место расположения по тракту нового авиационного газотурбинного двигателя, поэтому для получения достоверной измерительной информации о значениях реальных скоростей и направлений газового потока необходимо каждый оригинальный экземпляр созданной гребёнки градуировать в эталонном газовом потоке.

Целью работы было:

- разработать конструкцию для получения эталонного газового потока;
- провести расчёт основных узлов и деталей градуировочного стенда;
- составить рабочие чертежи узлов и деталей конструкции градуировочного стенда;
- подобрать оборудование для комплектации стенда;
- подобрать измерительные системы, предусмотренные для использования на градуировочном стенде.

Основанием для проведения перечисленных работ послужило техническое задание (ТЗ) от Заказчика «Опытно-конструкторское бюро им. А. Люльки» филиала ПАО «ОДК-УМПО».

Основные отличия разработанного градуировочного стенда от существующих (новизна работы):

- получение на стенде эталонной струи газа в широком диапазоне контролируемой скорости (относительная скорость газового потока $\square$ может изменяться от 0,3 до 1,00) в зоне установившейся гребёнки с погрешностью $\pm 0,01$;
- создание системы позиционирования приёмных отверстий гребёнки (координатного устройства) для обеспечения высокой (заданной) точности угловых и линейных перемещений.

Для выполнения условий ТЗ в работе были проведены следующие расчёты:

- определен источник сжатого воздуха – компрессорная станция МАИ на базе двух компрессоров ОК-500 с расходом воздуха до 6 кг/с и давлением до 4 кгс/см²;
- рассчитаны конструкции ресивера, сопла, рабочей камеры, диффузора и координатного устройства (КУ);
- разработаны рабочие чертежи и изготовлены элементы градуировочного стенда;

- разработана автоматизированная измерительная система (АИС), предназначенная для измерения следующих параметров:

- расхода воздуха через рабочий участок АТ для определения заданного рабочего режима стенда;

- перепада давлений (полного и статического) в сопле стенда АТ для определения заданной скорости газовой струи в рабочей камере;

- линейных и угловых перемещений испытываемых гребёнок, установленных на КУ;

- давлений на испытываемых гребёнках;

- температуры газового потока;

- влажности и температуры в помещении, где проводятся градуировочные работы.

Указанные расчёты подробно представлены в статье «Разработка экспериментальных средств для градуировки приёмников давлений». Труды МАИ. – 2017– №95).

После проведения подробного анализа современной измерительной техники, с учётом требований Федерального закона от 26 июня 2008 г. №102 «Об обеспечении единства измерений», в соответствии с которым работы по градуировке гребёнок входят в сферу государственного регулирования обеспечения единства измерений, было приобретено необходимое оборудование, характеристики которого представлены в данной работе.

Особое место занимают разработка и создание координатного устройства.

Исходными условиями для определения основных конструктивных решений КУ были:

- КУ не должно влиять на газодинамические характеристики контролируемого воздушного потока, скорость которого на срезе сопла изменяется от $0,3 \lambda$ до $0,95 \lambda$ (λ – относительная скорость газового потока внутри двигателя), а диаметр сопла остаётся постоянным и равным $0,11$ м;

- КУ должно обеспечивать плавное, с возможностью регулирования значения скорости, перемещение приёмного отверстия исследуемой «гребёнки» в пределах рабочей камеры стенда на расстоянии до $0,4$ м;

- КУ должно позиционировать приёмные отверстия гребёнки вдоль геометрической оси сопла и изменять угол между вектором скорости потока и осью приёмного отверстия в диапазоне от минус 45° до $+45^\circ$ в тангенциальной и меридиональной плоскостях. Дискретность линейного перемещения позиционирования – 1 мм с погрешностью $\pm 0,5$ мм; дискретность углового позиционирования – 1° с погрешностью $\pm 0,5^\circ$;

На этапе концептуального проектирования было принято решение использовать портальную качающуюся схему координатного устройства.

Объект исследования – гребёнка, которая крепится сверху и вращается вокруг своей оси. Применение данной конструкции позволяло исключить создание существенных возмущений, завихрений и отрывов в модельном газовом потоке от конструкции координатного устройства.

Для определения структуры и основных параметров струи и влияния портала на поток в работе было проведено трёхмерное численное моделирование в пакетах прикладных программ гидрогазодинамики ANSYS CFX с учётом влияния на поток всех основных конструктивных элементов АТ: ресивера, сопла, рабочей камеры и КУ.

Исходя из анализа полученных результатов расчёта параметров струи газа, были подтверждены характеристики модельного потока и получены основные габаритные размеры КУ.

В работе проведена предварительная оценка погрешности измерений на разработанном стенде и предложена модель определения погрешности измерений при градуировке гребёнок.

ВЛИЯНИЕ МНОГОФАЗНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ НА ШЛАКООБРАЗОВАНИЕ В КАМЕРЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Германович Е.С.

ТулГУ, г. Тула

В продуктах сгорания твёрдого топлива содержится не только газ, но и твёрдые, расплавленные частицы металлов и других веществ. Соприкасаясь с элементами конструкции, указанные частицы могут осаждаться и прилипать к ним, образуя слой твёрдого вещества на стенках двигателя. Такой процесс и называется шлакообразованием. Шлакообразование оказывает негативное влияние на рабочий процесс в ракетном прямоточном двигателе твёрдого топлива. Одна из главных причин — это налипание шлака на стенки в районе критического сечения сопла, что приводит к искажению диаграммы давления.

На процесс шлакообразования оказывают влияние ряд факторов:

- состав продуктов сгорания топлива, прежде всего наличие к-фазы;
- агрегатное состояние к-фазы, её фракционный состав;
- материал стенки камеры сгорания в районе осаждения, так как от него зависит механизм взаимодействия частиц со стенкой;
- картина течения газового потока в районе стенки и т.д.

В настоящее время наиболее разработаны модели шлакообразования при горении алюминизированных топлив в РДТТ с утопленным соплом. Экспериментальные исследования, показали, что отложение шлака в горловине сопла зависит от толщины вкладыша из графита и характера его поверхности.

При горении металлизированных ТТ частицы металла плавятся и образуют агломераты на поверхности топлива. Шлак образуется в том случае, если капли, текущие по стенке или в газовом потоке, попадают в зону улавливания, например, за утопленным соплом. Это улавливание капель происходит либо в случае столкновения со стенкой сопла, либо при попадании в зону рециркуляции. Если капли, которые ударяются о сопло вне зоны рециркуляции, отскакивают, то они будут сноситься потоком и вылетать из сопла. Однако, если они дробятся и прилипают, то слой капель может течь по поверхности сопла. Толщина шлака в застойной зоне может достигать 30-35 см.

С целью изучения процесса шлакования сопловых вкладышей газогенератора ракетно-прямоточного двигателя и поиска факторов, влияющих на этот процесс, с помощью программы GAS2, разработанной на кафедре «Ракетное вооружение» Тульского государственного университета, проведён комплекс вычислительных экспериментов по исследованию особенностей течения гетерогенного потока в камере ГГ.

На первом этапе исследований изучалось движение гетерогенного потока продуктов сгорания в предсопловой полости ГГ без учёта прилипания частиц к поверхности конструкции и определялись зоны концентрации частиц к-фазы с целью анализа их влияния на характеристики рабочего процесса.

Анализ результатов показывает, что в предсопловом объёме данной конструкции ГГ образуется торообразный вихрь. Вращающиеся в данном вихре частицы к-фазы центробежными силами отбрасываются на стенки конструкции и на поверхность горящего топлива. Возле поверхности поток и частицы к-фазы тормозятся, а затем сносимые потоком газа вдоль поверхности частицы неравномерно концентрируются в зоне входного конуса сопла и движутся вдоль этой поверхности к критическому сечению.

Повышенная концентрация частиц к-фазы около поверхности входного конуса может приводить к их осаждению на поверхность сопла и образованию жидкой или твёрдой пленки.

Поэтому на первом этапе доработки конструкции конусная поверхность входной части сопла была заменена на профиль Витошинского. Однако такая замена не привела к снижению шлакообразования.

На втором этапе для снижения интенсивности осаждения к-фазы на поверхность входной части соплового блока исследован вариант с увеличенной длиной предсопловой полости.

Система вихрей имеет совершенно другую картину: торообразные вихри находятся непосредственно у поверхности горения, а по мере приближения к соплу они вырождаются в один вихрь, находящийся на оси камеры, частицы к-фазы увлекаются потоком газа и подходят к стенке сопла с преобладанием касательной к стенке составляющей скорости. Таким образом, в ГТ с удлиненной камерой сгорания в предсопловом объеме не образуется интенсивное вихревое движение частиц. Частицы к-фазы в данном варианте конструкции увлекаются потоком газа и движутся в сторону критического сечения, концентрируясь в основном на оси двигателя. При проведении огневых опытов удлиненного варианта ГТ на кривой давления практически отсутствуют забросы давления, что свидетельствует об отсутствии шлакования критического сечения.

Исследования газодинамической картины течения в случае перемещающейся поверхности горения показали, что вихревая торообразная зона в процессе работы газогенератора перемещается за поверхностью горения твердого топлива, удаляясь от предсоплового объема. Концентрация частиц к-фазы увеличивается на оси камеры. Это свидетельствует о снижении с течением времени интенсивности осаждения частиц к-фазы на поверхность соплового тракта и зашлаковки критического сечения.

С целью исследования возможного уменьшения шлакообразования проведены численные эксперименты при использовании утопленного варианта сопла с малой и большой степенью вхождения сопла в камеру сгорания.

При малом вхождении сопла в камеру в предсопловом объеме сохранился торообразный вихрь, отбрасывающий частицы к-фазы на свою периферию таким образом, что они подходят к стенке входного конуса сопла с максимальной нормальной составляющей, особенно это заметно для частиц крупных фракций. Концентрация к-фазы на внутренней поверхности входного конуса сопла по-прежнему велика.

При большой степени вхождения картина течения существенно изменяется: торообразный вихрь над утопленной частью сопла увеличивается в размерах, соприкасается с первичным вихрем и разрушает его. Это наиболее благоприятный вариант для исключения шлакообразования. Поэтому целесообразно планировать экспериментальные работы именно для этого варианта конструкции с целью подтверждения теоретических результатов.

Для исправления картины течения в предсопловом объеме путём разрушения торообразного вихря в предсопловом объеме, локализации течения к-частиц в области, примыкающей к оси камеры, направления их в сопло двигателя с вектором скорости практически параллельным оси проведено численное моделирование процесса при наличии конусных, концентрически расположенных решёток в предсопловом объеме с двумя и тремя направляющими. Их использование может рассматриваться в качестве перспективного направления снижения вероятности шлакообразования. Однако надо учитывать, что в случае узкого критического сечения масса частиц может накапливаться непосредственно на входе в критическое сечение и может наблюдаться их осаждение на входную часть сопла.

С использованием программно-методического комплекса проанализированы гетерогенные газодинамические процессы в газогенераторах ракетно-прямоточного двигателя с различными профилями соплового тракта газогенератора.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ НАГРУЖЕНИЯ И АНАЛИЗА ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ ГТД ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫХ ЛА

Гогаев Г. П., Немцев Д.В.
МАИ, г. Москва

В настоящее время при серийной эксплуатации высокоманевренных ЛА наблюдается преждевременное истощение отдельных ресурсных показателей двигателей, приводящее к

их досрочному съёму для прохождения незапланированной инспекции или капитального ремонта, что отрицательно сказывается на поддержании требуемого уровня боеготовности и приводит к увеличению стоимости жизненного цикла.

В рамках работ по определению нагруженности ГТД и его узлов в эксплуатации, а также для решения широкого круга задач, возникающих в процессе доводки, опытной и серийной эксплуатации двигателей, авторами разработан программный комплекс «Экскон v.1» [1], функционал которого был расширен в новой версии программы «Экскон v.1» [2].

Следует отметить, что до настоящего времени в России отсутствовал инструмент анализа данных эксплуатации ГТД высокоманевренных ЛА, позволяющий определить потребные значения нагруженности двигателей.

Возможности программного комплекса «Экскон v.1»:

1. автоматизированный анализ эксплуатационной информации;
2. определение длительного и циклического нагружения двигателя и его основных деталей;
3. определение длительного и циклического нагружения поворотного реактивного сопла (ПРС);
4. определение наработки двигателя:
 - в интервалах по частотам вращения роторов;
 - в диапазонах высот и скоростей;
 - в интервалах по полному давлению на входе в двигатель;
 - в интервалах по полной температуре на входе в двигатель;
 - определение наработки двигателя в пересечении диапазонов параметров (таких как высота, скорость полёта, полное давление и температура на входе в двигатель, частоты вращения роторов и т.д.);
5. формирование базы интересующих параметров обработанных полётов и наземных гонок;
6. пакетная обработка файлов;
7. возможность модификации программного комплекса при возникновении новых задач.

Программный комплекс «Экскон v.1» успешно применяется при решении широкого круга практических задач, таких как:

- анализ фактических условий эксплуатации и определение типового полётного цикла ряда двигателей высокоманевренных ЛА;
- определение продолжительности работы в резонансных диапазонах опытных двигателей для обоснования возможности зачета их наработки в качестве специальных резонансных испытаний, предусмотренных программой специальных стендовых испытаний (ССИ);
- определение по эксплуатационным данным наработки двигателя в резонансном диапазоне колебаний лопаток компрессора в процессе лётных испытаний.

На основе анализа эксплуатации ГТД высокоманевренных ЛА посредством программного комплекса «Экскон v.1» разработана методика контроля технического состояния двигателя и его элементов с учётом полётных условий [3]. Данная методика позволит наиболее полно использовать возможности конструкции по ресурсу при обеспечении высокого уровня боеготовности, и тем самым снизить стоимость жизненного цикла двигателя. Разработанная методика согласована с НИИ заказчика и НИИ промышленности. В настоящее время ведутся работы по её внедрению.

Направления дальнейшего применения программного комплекса:

- работы по статистическому обоснованию требуемой продолжительности дорогостоящих высоконагруженных режимов («наддувы», «подогревы» «наддув и подогрев») при проведении ресурсных испытаний;
- работы по совершенствованию методов контроля, анализа нагружения и управления истощением ресурса ГТД, наиболее полно учитывающих особенности эксплуатации каждого двигателя [4];

- работы по анализу эксплуатации ГТД высокоманевренных ЛА при эксплуатации у разных ВС.

Выводы

- Разработаны программные комплексы, позволяющие провести анализ эксплуатации двигателей высокоманевренных ЛА [1-2].

- Программные комплексы использованы при анализе фактических условий эксплуатации и определении типового полётного цикла ряда ГТД высокоманевренных ЛА.

- Подтверждение полученных потребных значений ресурса двигателей при ресурсных испытаниях позволит предотвратить досрочный съём двигателей, что в свою очередь позволит снизить стоимость жизненного цикла и повысить уровень боеготовности парка высокоманевренных ЛА.

- Анализ эксплуатации посредством программных комплексов позволил разработать методику контроля технического состояния двигателя и его элементов с учётом полётных условий [3]. Разработанная методика позволит снизить стоимость жизненного цикла ГТД высокоманевренных ЛА и повысить уровень боеготовности парка.

- Результаты работы позволят продвинуться в направлении достижения организации серийной эксплуатации двигателя по его техническому состоянию.

ЛИТЕРАТУРА

1. Эксплуатация v.1.0 // Программа ЭВМ РФ № 2018618690, 17.07.2018 г. / Шубин И.А., Богданов М.А., Гогаев Г. П.

2. ЭксКон v.1.0// Программа ЭВМ РФ № 2018665849, 11.12.2018 г. / Шубин И.А., Богданов М.А., Гогаев Г. П.

3. Патент на изобретение РФ «Способ эксплуатации авиационного газотурбинного двигателя по его техническому состоянию» РФ № 2696523 от 12.09.2018 г, Гогаев Г. П., Богданов М.А., Шубин И.А., Немцев Д.В.

4. Г. П. Гогаев, Е. Ю. Марчуков, М. А. Богданов, И. А. Шубин. Совершенствование методов контроля выработки ресурса основных деталей ГТД. Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. Том 23 №2; стр. 10-16.

ЭЛЕКТРОТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ С НОМИНАЛЬНОЙ ТЯГОЙ 5 Н С МНОГОСЛОЙНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ, ВЫПОЛНЕННОЙ МЕТОДОМ ЭЛЕКТРОХИМИИ, ФУНКЦИОНИРУЮЩИЙ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ БЕЗОПАСНОМ МОНОТОПЛИВЕ

Гоца Д.А., Кузьмина О.П.

ФГУП «ОКБ «Факел», г. Калининград

Для выполнения манёвров коррекции космических аппаратов используются жидкостные ракетные двигатели малой тяги. Преимущественно, из-за простоты конструкции двигательной установки, применяются электротермокаталитические двигатели малой тяги. В России и зарубежом для решения задач коррекции, в основном, применяются двигатели с номинальной тягой от 5 до 10 Н.

В России было разработано альтернативное экологически безопасное топлива на основе нитрата гидраксиламмония, имеющее повышенную плотность и удельный импульс тяги, а также – более низкую температуру замерзания. Однако, и температура горения у данного топлива достигает свыше 2000 К, что требует внедрение специальных конструкционных материалов.

Основной целью работы было экспериментальное исследование возможности применения многослойной камеры сгорания, выполненной с помощью метода электрохимии и внедрение её в состав модели ЭТКД коррекции с номинальной тягой 5 Н.

Применение композитной камеры сгорания, внутренний слой которой состоит из металла платиноидной группы, является перспективным направлением, так как данные

камеры сгорания способны выдержать высокие ресурсные наработки. Проблемой создания такой камеры являются технологические сложности, а именно – использование специальной технологии электрохимии.

Начиная с 2000-х годов была продемонстрирована возможность осаждения иридиевых, рениевых, танталовых и молибденовых покрытий методом гальванопластики, включая осаждения на элементы сложных форм по типу пористого карбида кремния.

С 2014 года, после успешных лётных испытаний космических аппаратов «PRISMA», были опубликованы работы по созданию камер сгорания для перспективных двигателей на «зелёном топливе».

В ОКБ «Факел» активно разрабатывают и отрабатывают ЭТКД на экологически безопасном монотопливе с номинальными тягами от 1 до 5 Н для решения задач ориентации, стабилизации и коррекции орбиты.

Модель двигателя коррекции проходила огневое функционирование в непрерывных и импульсных режимах, при этом в непрерывных режимах, помимо изменения входного давления топлива в диапазоне от 0,8 до 2,6 МПа, изменялись граничные условия: температура посадочного места и температура топлива на входе изменялась от минус 20 до плюс 25 °С, т.е. впервые в России проводились испытания ЭТКД на монотопливе при подаче топлива, имеющего отрицательную температуру. Стоит отметить, что даже зарубежные лётные двигатели компании ECAPS на экологически безопасном топливе на основе АДНА могут функционировать только при минимальной температуре топлива более плюс 5 °С.

Тяга модели в диапазоне входных давлений от 2,6 до 0,8 МПа составила F от 6,4 до 2,0 Н. При этом продемонстрирована работоспособность модели двигателя при подаче топлива с отрицательной температурой.

Из представленных данных видно, что при снижении температуры топлива тяга при номинальном значении входного давления

$P_{вх.т} = 2,0$ МПа составило около 0,65 Н, или ~ 13 %. При форсировании двигателя на входное давление $P_{вх.т} = 2,6$ МПа снижение тяги при понижении температура топлива на входе составило $\sim 1,1$ Н, или ~ 17 %.

При минимальном входном давлении $P_{вх.т} = 0,8$ МПа снижение тяги составило 0,25 Н или ~ 13 %.

ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНАЯ МОДУЛЯЦИЯ КАК СПОСОБ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЯГИ ЭЛЕКТРОТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Гоца Д.А., Чубенко Т.А.
ОКБ «Факел», г. Калининград

Электротермокаталитические двигатели применяются в составе двигательных установок космических аппаратов. В зависимости от выполняемых задач космического аппарата, возможностей его бортовых систем и состава двигательной установки ЭТКД могут функционировать при:

- постоянном давлении топлива на входе в двигателя (обеспечивается с помощью баллона наддува с газом-вытеснителем);
- снижении входного давления топлива на входе в двигателя.

В первом случае у двигателей обеспечивается их постоянная тяга в процессе огневого функционирования в течение всего срока активного существования аппарата. Минусом такой системы является наличие баллона наддува, в котором газ-вытеснитель находится под высоким давлением (более 200 атм.), что требует специального оборудования для проверки и заправки таких систем, специальных запорных элементов на высокое давление, ограничителей расхода и т.д.

Во втором случае, состав двигательной установки упрощается по причине функционирования двигателей при монотонно снижающемся входном давлении

при выработке топлива из бака хранения и подачи, однако, требует подготовки бортовых систем и алгоритмов работы двигателя в части учёта снижения давления с последующей корректировкой алгоритмов работы двигателей.

С учётом вышеизложенного, в ОКБ «Факел» разработан ЭТКД не с помощью изменения входного давления двигателя, а при помощи специального алгоритма работы электромагнитного клапана двигателя, который, помимо основной функции запорного элемента в конструкции двигателя, начинает выполнять дополнительную функцию ограничителя расхода. Такой механизм работы существенно расширяет функционал ЭТКД малой тяги, что актуально для обеспечения точного позиционирования малых космических аппаратов, включая космические аппараты типа CubeSat.

Основной целью работы было получения экспериментальной зависимости тяги опытного образца двигателя в зависимости от коэффициента заполнения импульсного режима и входного давления топлива.

В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований возможности регулирования тяги электротермокаталитического двигателя с номинальной тягой 0,5 Н при работе клапана двигателя МЭК в режиме широтно-импульсной модуляции.

В работе представлены особенности малогабаритного электромагнитного клапана МЭК, его динамические характеристики и результаты работы в режимах широтно-импульсной модуляции.

Результаты огневых испытаний двух образцов двигателей типа К50-10 показали возможность регулирования тяги с помощью широтно-импульсной модуляции двигателя.

Было получено, что тяга двигателя может изменяться от 0,51 до 0,11 Н при фиксированном давлении $P_{вх.г} = 0,88$ МПа при работе в режимах ШИМ при времени открытия от 6,5 до 42 мс при частоте 20 Гц. При длительности импульса на открытия более 37 мс при $P_{вх.г} = 0,88$ МПа двигатель функционирует на режиме, близкому к непрерывному, при номинальном значении тяги изделия. Также, тяга двигателя типа К50-10 на режиме ШИМ при длительности открытия 4,0 мс при давлении топлива на входе $P_{вх.г} = 0,20$ МПа составила 14 мН, что практически в 10 раз ниже номинальной тяги при данном давлении.

По результатам исследования была получена формула зависимости тяги от коэффициента заполнения и входного давления для работы на режимах ШИМ с частотой 20 Гц.

Необходимо отметить, что при изменении частоты также повышается область регулирования тяги двигателя.

Отметим, что ШИМ может быть применим к другим двигателям производства ОКБ «Факел», включая двигатели с номинальной тягой 0,05 и 5,00 Н, что существенно расширяет возможности их применения, повышает ресурс по количеству включений, а также – возможность космического аппарата выполнять любые манёвры с высокой точностью за счёт точного регулирования тяги, и, как следствие – импульса на выполнения манёвра.

МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО РАСЧЁТА КОНЦЕНТРАЦИИ ИОНОВ В КАМЕРЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Гордеев С.В.
МАИ, г. Москва

В работе предложена методика численного расчёта концентрации ионов в камере высокочастотного ионного двигателя. Методика основана на расчёте траекторий заряженных частиц в плазме высокочастотного индукционного разряда, в электрическом поле, возникающем вследствие ухода из плазмы на стенки разрядной камеры более подвижных частиц – электронов.

Расчёт ведётся итерационно следующим образом. На первой итерации задается начальное приближение для распределения квазистационарной составляющей электрического потенциала в расчётной области. Далее на основе этого распределения рассчитываются траектории ионов, точки старта которых равномерно распределены

по области. Затем, с помощью балансовых соотношений, рассчитывается распределение концентрации ионов по длине каждой траектории. После этого в каждом узле сетки внутри расчётной области суммируются концентрации от каждой траектории, проходящей вблизи рассматриваемого узла.

В результате получается распределение концентрации ионов, по которому пересчитывается распределение электрического потенциала для последующей итерации. Создана математическая модель, позволяющая получить распределение концентрации в расчётной области. Верификация модели проведена путём сравнения результатов численного расчёта с аналитическим решением для распределения концентрации ионов в сферическом плазменном объёме. Расхождения не превышают 10%, что говорит о возможности применения предложенной методики для моделирования разряда в камере высокочастотного ионного двигателя. Полученная математическая модель может быть использована для изучения рабочих процессов в разрядной камере и для предварительных расчётов при проектировании высокочастотных ионных двигателей.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В МНОГОГОРЕЛОЧНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Ершова Е.А.

МГТУ ГА, г. Москва

В результате развития газотурбинных двигателей (ГТД) возрастают температура воздуха на входе и температура газа на выходе из основной камеры сгорания (КС), расположенной между компрессором и турбиной. При этом осложняются проблемы обеспечения её эффективности, прочности, надёжности, ресурса, приемлемых экологических характеристик (эмиссия вредных веществ) и характеристик запуска.

Развитие авиационных ГТД в части КС характеризуется созданием и внедрением новых технологий, позволяющих обеспечить высокий уровень теплонапряженности и других характеристик камеры. Существует много различных вариантов исполнения конструкции КС, каждый из которых уникален, но до сих пор не разработана схема, которая отвечала бы всем требованиям по уровню вредных выбросов, установленным международной организацией гражданской авиации ИКАО (ICAO).

В качестве модели исследования в работе рассматривается кольцевая двухъярусная КС, особенностью которой является применение двух ярусов вихревых противоточных предкамер, выполненных по конструкции камеры сгорания вихревого противоточного типа (КСВП). Такая КС имеет два ряда предкамер, по 27 в каждом. На максимальном режиме работы двигателя работают все предкамеры, на крейсерском режиме – 36, а на режиме малого газа – 27.

Зона горения может быть сформирована в вихревых противоточных предкамерах первого и/или второго яруса, в зависимости от режима работы, и в жаровой трубе основной ступени КС. При этом, жаровая труба основной ступени КС служит зоной дожигания, промежуточной зоной и зоной смешения.

По результатам теоретического исследования была выявлена возможность работы кольцевой КС с вихревыми противоточными предкамерами с уменьшением количества подаваемого топлива на 25% и уменьшенной длиной жаровой трубы основной ступени КС на 24%, сохраняя, при этом, все характеристики КС.

Эффективность смешения потоков воздуха и газа в КС достигается за счёт применения вихревых противоточных предкамер и подвода воздуха в жаровую трубу основной ступени через сопловой тангенциальный закручивающий аппарат. За счёт этого, наблюдается размещение области максимальных температур в центре жаровой трубы КС, что свидетельствует об отсутствии необходимости подвода воздуха для охлаждения стенок жаровой трубы. При этом происходит выравнивание структуры потока в выходном сечении КС, и наблюдается снижение концентрации вредных веществ, что свидетельствует о завершении процесса горения.

Конструкция рассматриваемой КС позволяет выполнять переход с одного режима на другой при перемещении рычага управления двигателем (РУД) посредством регулирования подачи топлива. При этом происходит включение или отключение подачи топлива в определенные группы предкамер в зависимости от режима работы, на который переходит КС. Работа предкамеры, за счёт особенностей структуры потока на «холодном» (пусковом) режиме, позволяет осуществить плавное изменение режимов работы КС, обеспечивая полноту сгорания топлива.

Во время перехода с максимального на крейсерский режим работы двигателя, осуществляется уменьшение подачи топлива, которое приводит к отключению некоторых предкамер. В случае возврата к режиму максимальной тяги, возобновляется подача топлива во все предкамеры. При этом в «нерабочие» предкамеры, топливо в которые не подавалось, поступал воздух в том же количестве, как и в «рабочие» предкамеры, в которые подавалось топливо. При подаче топлива в «нерабочие» предкамеры, за счёт соплового тангенциального закручивающего аппарата, создается циркуляционное течение продуктов горения из зоны горения основной ступени в направлении неработающих на «горячем» режиме предкамер. Это циркуляционное течение непрерывно пополняется свежим воздухом, подаваемым в жаровую трубу основной ступени КС через второй сопловой тангенциальный закручивающий аппарат, расположенный на входе в основную ступень КС. После воспламенения топливовоздушной смеси, формируемой в предкамере, зона циркуляции исчезает, и горение продолжается в зоне горения, расположенной в притоке потока предкамеры. При этом формирование топливовоздушной смеси осуществляется в периферийном сильно закрученном потоке. Эти свойства закрученных течений давно используются на практике для повышения устойчивости и интенсивности горения. Воздух, поступающий из второго соплового тангенциального закручивающего аппарата, вовлекается в зону горения, промежуточную зону и зону смешения основной ступени КС.

Работоспособность кольцевой КС с двумя ярусами вихревых противоточных предкамер подтверждена расчётными исследованиями структуры потока посредством применения программного комплекса ANSYS CFX. Цель расчётных исследований определялась нахождением, как основных термодинамических параметров на входе в предкамеру, соответствующих заданным характеристикам КС, так и структуры потока в предкамере и кольцевой КС в целом.

Цель экспериментального исследования вихревой противоточной предкамеры заключалась в проведении верификации расчётных исследований структуры потоков, полученных посредством применения программного комплекса ANSYS CFX.

Экспериментальные исследования проводились на полноразмерной модели вихревой противоточной предкамеры, выполненной по конструкции КСВП. для визуализации структуры потоков в внутри предкамеры наружный корпус был выполнен из кварцевого стекла. Такой вид исследования не проводился в ранее опубликованных источниках. В процессе экспериментальных исследований варьировались входные параметры воздуха и топлива и геометрические размеры проточной части основных деталей предкамеры.

Проведённые экспериментальные и расчётные исследования качественно подтвердили их полное совпадение. Кроме того, доказана возможность масштабирования конструкции предкамеры, при проведении экспериментального исследования увеличенной по размерам предкамеры, рассматриваемой как трубчатая КСВП. Такое свойство играет важную роль при проектировании индивидуальной КСВП, например, в ГТУ. Следует отметить, что работа КСВП возможна на жидком и газообразном топливе, а также на смеси газообразного топлива с водой и топливо водяной эмульсии.

В результате исследований, доказано отсутствие необходимости применения системы охлаждения для снижения термической нагрузки на стенки КС. Формирование процессов горения в предкамере и основной ступени, в зонах с высокой температурой и малым временем пребывания, способствует снижению количества вредных выбросов на выходе из КС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пат. 2624682 Российская Федерация, МПК F 23R 3/46, F 23R 3/30. Кольцевая камера сгорания газотурбинного двигателя и способ осуществления рабочего процесса/Н.Н. Новиков, Е.А. Ершова; патентообладатель И.Н.Новиков. № 2016127048; заявл. 05.07.2016; опубл. 05.07.2017, Бюл. № 19. – 11 с.

2. Ершова, Е.А. Исследование работы предкамеры кольцевой многорелочной камеры сгорания для авиационных двигателей/Е.А. Ершова, И.Н. Новиков, А.А. Комов//Авиационные двигатели и силовые установки: сб. тез. науч.-техн. конференции молодых ученых и специалистов. Москва: ЦИАМ.2019. – С.132.

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ИЗОСТАТИЧЕСКОГО ПРЕССОВАНИЯ ОБРАЗЦОВ, ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ МЕТОДОМ SLM ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА НОВЫХ КОМПОНЕНТОВ КОРПУСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Калутина М.С., Расулов З.Н.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

Представлены результаты исследования влияния холодного изостатического прессования образцов из высокохромистых жаропрочных сплавов, полученных методом селективного лазерного плавления металлических порошков на размер, количество пор и структуру сплавов. Показано, что в SLM-сплавах применение холодного изостатического прессования позволяет существенно ~ в 2 раза снизить количество и размер пор. Обнаружен эффект упрочнения SLM-сплава 316L, проявляющийся в увеличении твёрдости поверхностного слоя при комнатной температуре деформации.

Возрастающие требования к характеристикам новых изделий связаны с усовершенствованием конструкции, что в свою очередь приводит к необходимости разработки новых материалов и технологий изготовления деталей. Современные материалы позволяют существенно повысить функциональные свойства изделий и обеспечить требуемую длительность эксплуатации, но часто за счёт существенного повышения их стоимости.

Аддитивные технологии обладают рядом преимуществ по сравнению с традиционными формообразующими технологиями. Применение аддитивных технологий определяется не только возможностью изготовления сложнопрофильных деталей, изготовление которых по традиционным технологиям затруднено, сокращением срока изготовления новых образцов техники, снижением трудоёмкости изготовления оснастки, но и уменьшением отходов дорогостоящих материалов. Кроме того, они позволяют применять новые материалы, имеющие более высокие механические свойства.

Наибольший интерес, с точки зрения получения готовой детали из металлического порошка, представляет технология селективного лазерного сплавления SLM (Selective Laser Melting). При работе установки производится послойное нанесение металлического порошка определенного гранулометрического состава на платформу построения и лазерная штриховка текущего сечения в соответствии с предварительно разработанной CAD-моделью. Процесс повторяется циклически до завершения построения детали. Однако широкое внедрение технологии сдерживается рядом факторов: ограниченным количеством порошков собственного производства и не всегда достаточной проработкой технологии изготовления детали из конкретного материала. Последнее приводит к появлению таких дефектов как поры и трещины. Аналогичная проблема существует и при производстве отливок. Данная работа посвящена исследованию синтезированных заготовок, полученных из отечественных порошков, стали 03X18H12M2 и сплава типа ЭП-648, изучению влияния технологии холодного изостатического прессования на микроструктуру и свойства синтезированного материала.

В качестве объекта исследования выбрана сталь марки 03X18H12M2, химический состав которой (содержание элементов, % по массе) соответствует: С– 0,03%, Cr – 18%, Ni – 12%,

Mo – 2% и сплав типа ЭП-648 (C – 0,1%, Mn – 0,5%; Si – 0,4%, Cr – 32-35%, Mo – 2,3-3,3%; Ti – 0,5-1,1%; Fe – 4%; Al – 0,5-1,1%; B – 0,008%; Ni – ост). Оба сплава получены по технологии SLM.

С целью уменьшения пористости сплавы подвергались холодному изостатическому прессованию (ХИП) на специально разработанной установке.

В результате проведения эксперимента анализ пор на поверхности сплавов показал, что основное количество пор имеет усадочное происхождение.

В синтезированном состоянии в сплав ЭП-648 (образец № 1, режим № 1) количество пор оценивалось коэффициентом заполнения, равным для режима №1 обработки SLM – 0,56% и площадью пор – 6440 мкм. Размер пор при этом находился в интервале 6,41 (min.) – 42,3 мкм (max). После холодного изостатического прессования образца №1 (режим обработки №2) коэффициент заполнения снизился в 2 раза, площадь пор уменьшилась более чем в 2 раза. При этом наиболее существенно уменьшилась величина минимального диаметра (~в 2 раза) и количество пор с небольшим значением экв. диаметра.

Анализ образца № 2, подвергнутого холодному изостатическому прессованию, показал, что поры большого диаметра (более 100 мкм) незначительно уменьшаются при этой обработке, что значительно увеличивает значение коэффициента заполнения. Горячее изостатическое прессование также не устраняет поры такого размера. Образец № 3 (сталь 03X18H12M2T, подвергнутая ХИП) имеет большинство пор размером меньше 10 мкм и минимальное значение коэффициента заполнения – 0,18, что, в том числе, свидетельствует о меньшем количестве пор в исходном состоянии материала и определяло высокие значения механических свойств стали, полученные по технологии SLM. Сферические поры, связанные с повышенной газонасыщенностью, присутствуют в минимальном количестве.

На образце № 3 (сталь 03X18H12M2T) определялось распределение микротвёрдости по сечению образца диаметром ~ 5 мм. Микротвёрдость измерена на ПМТ-3м с нагрузкой 20 г и выдержкой 20 секунд, с шагом измерения 153 мкм. Приведено среднее значение по трем измерениям в шаге, в 39 зонах измерения. Максимальные значения твёрдости получены в поверхностном слое стали, что характерно для технологии ХИП.

На поверхности образца (глубина упрочненного слоя ~1,5 мм) максимальные значения микротвёрдости – HV20 280-200, в середине твёрдость снижается до уровня – HV20 150-190. Исследовалась микроструктура сплава после изостатического прессования.

Микроструктура аустенитной хромоникелевой стали в зоне измерения твёрдости, типичная для материала после SLM, где видны поперечные срезы сплавленных лазером дорожек (треков).

Разброс значений микротвёрдости по сечению и размеров отпечатков свидетельствует о неоднородности химического состава твёрдого раствора (снижение твёрдости до значений менее HV20 – 150) и, вероятно, о выделении небольшого количества дисперсных фаз (повышение значений твёрдости до HV20 – 320).

В связи с тем, что в процессе SLM в изделии возникают большие температурные градиенты, происходит неравномерное изменение удельного объёма в разных точках синтезируемого материала, вследствие чего возникают внутренние напряжения, что оказывает влияние на механические свойства и склонность к образованию трещин. Так замер микротвёрдости в центре образца сплава ЭП 648 на основе никеля вызвал появление трещины в зоне отпечатка. В связи с этим целесообразно оценивать возможный уровень напряжений, возникающий в синтезированных сплавах (изделиях) при их производстве и предусмотреть виды обработки, обеспечивающей их уменьшение.

Результаты:

- проведены исследования структуры, характера, вида и размеров пор образцов сплава типа ЭП 648 и стали 03X18H12M2T, полученных с использованием технологии послойного лазерного сплавления;
- изучено влияние холодного изостатического прессования на размер и количество пор в SLM-сплавах;

- показано, что для SLM-сплавов применение холодного изостатического прессования позволяет существенно ~ в 2 раза снизить количество и размер пор;
- обнаружен эффект поверхностного упрочнения SLM-стали и сплава, проявляющийся в увеличении твёрдости при комнатной температуре деформации. Высказано предположение, что обнаруженный эффект связан с наличием в SLM-сплаве как деформационного упрочнения, так и возможным выделением небольшого количества дисперсных фаз.

РАЗРАБОТКА МНОГОРЕЖИМНОГО КАТОДА-КОМПЕНСАТОРА ДЛЯ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Каташов А.В., Каташова М.И.
ФГУП «ОКБ «Факел», г. Калининград

На сегодняшнее время существует потребность в создании высокоэффективного многорежимного стационарного плазменного двигателя, способного выполнять как межорбитальный перелёт, так и поддержание положения космического аппарата в заданной точке. Для этой цели необходим многорежимный катод-компенсатор, способный функционировать при токе разряда до 15 А. Катод работает по принципу газозлектрического источника электронов на основе полого катода и является самым высокотемпературным и энергонапряженным элементом двигателя. На производственной базе ОКБ «Факел» была разработана конструкция катода К-3/15, а также экспериментально исследована на возможность огневой работы по меньшей мере в двух режимах в диапазоне по току разряда от 3 до 5 А и от 6 до 15 А. Главной целью проведения испытаний катода К-3/15 являлась проверка работоспособности катода при различных мощностях запуска, расходах рабочего тела и токах разряда для определения оптимальных режимов запуска. В процессе автономных испытаний было выявлено, что оптимальным режимом запуска для катода является запуск в течение (160 ± 5) с при значениях мощности разогрева 130...139 Вт и расходе в катод рабочего тела от 0,30 до 0,60 мг/с. Особое внимание было уделено определению вольт-амперных характеристик и вольт-расходных характеристик в диапазоне разрядных токов от 3 до 15 А при массовых расходах рабочего тела в катод в диапазоне от 0,30 до 0,60 мг/с. Также был проведен сравнительный анализ основных характеристик огневой работы лётного катода КН-3В с катодом К-3/15. Было выявлено, что значение токовой эффективности у катода К-3/15 по сравнению с катодом КН-3В будет проявляться на сильноточных режимах – свыше 10 А, где значение этого параметра в три раза меньше. Определено, что катод К-3/15 обеспечивает многорежимность по току разряда и имеет существенно большую ресурсную параметрику по сравнению с катодом КН-3В. Прогнозируется, что изменение размера термоэммитера из монокристаллического гексаборида лантана позволит увеличить огневую наработку втрое.

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ВХОДНОГО УЧАСТКА УТОПЛЕННОГО СОПЛА НА КОЭФФИЦИЕНТ РАСХОДА

¹Кириллова А.Н., ²Хаматнурова Ч.Б.

¹КНИТУ-КАИ, г. Казань

²АО «Казанское ОКБ «Союз»

Ракетные двигатели твёрдого топлива (РДТТ) используются для решения различного спектра задач, но обеспечение высокой дальности полёта, широкого диапазона маневренности и повышение массового совершенства конструкции является общей задачей для всех вариантов. Сопло является неотъемлемой частью реактивного двигателя и совершенство его конструкции является одним из определяющих параметров значений расходных характеристик, а значит и тяги двигателя. Отличительной особенностью РДТТ является наличие утопленного в камеру сопла. Сопла данного типа нашли особое применение для баллистических ракет подводных лодок (БРПЛ), что во многом

определилось требованием обеспечения минимальных габаритных размеров. Использование утолщенного сопла в данном случае позволяет избежать потерь на рассеяние, вызванных усечением длины идеального контура. Однако утолщение сопла в камеру ракетного двигателя вызывает дополнительные потери, также требующие учёта, но имеющие порядок ниже, чем потери на рассеяние. Относительно варианта классического (не утолщенного) сопла, при проектировании контура утолщенного сопла существуют определенные особенности, вызванные необходимостью проектировать участок входа в сопло и контур, примыкающий к заднему днищу двигателя.

Рекомендации по проектированию входного участка утолщенного сопла немногочисленны, разнятся и носят общий характер. Известно, что геометрия классических сопел имеет высокое влияние на расходные характеристики проектируемых изделий, поэтому принято решение исследовать влияние геометрии входного участка утолщенного сопла на совершенство расходных характеристик. Показателем совершенства исследуемой геометрии в данной работе является коэффициент расхода. Рассматривалась газодинамическая составляющая коэффициента расхода. Исследования проводилось современными методами вычислительной гидродинамики с использованием пакета программ ANSYS Fluent. Применяемая в данной работе модель исследовалась для классических сопел и утолщенных при исследовании коэффициента потерь удельного импульса и показала удовлетворительные результаты верификации. Данная работа посвящена исследованию форм входного участка сопла, образованных эллипсом и построенных по формуле Витошинского с различными относительными параметрами, определяющими изменение коэффициента расхода. Предполагается, что данные типы входных участков сопел могут быть применимы не только для классических схем БРПЛ, но и для РДТГ, использующих органы управления вектором тяги по средствам качающегося сопла и перепуска газа в закритическую часть сопла. По результатам моделирования получены зависимости, отражающие влияние рассмотренных форм входного участка на коэффициент расхода, как параметр совершенства расходных характеристик. Получено, что оба типа сопел, рассмотренных в данной работе, показывают лучшие результаты относительно ранее исследованных авторами сопел с радиусным входным участком. Сопла, образованные с использованием кривой Витошинского, показали стабильные результаты и потери, не превышающие 0,35% для не усеченного по высоте контура. Изменения коэффициента расхода для усеченного по высоте контура при наличии радиуса входа внешней кромки утолщенной части не превысили 3,5%. Сопла с эллипсоидным входным участком позволяют улучшить показатели самого худшего варианта для радиусных сопел на 7% при удлинении от 1 до 0,29, что незначительно повышает массу входного участка сопла. По полученным результатам представлены рекомендации по проектированию входных участков утолщенных сопел с использованием эллипсоидного контура и контура, образованного с использованием формулы Витошинского. Результаты данного исследования позволяют дополнить существующие исследования формы входного участка утолщенного сопла и расширить полученные рекомендации по проектированию.

ЛИТЕРАТУРА

1. Основы проектирования твёрдотопливных управляемых баллистических ракет. Часть II: Учебное пособие / Ю.М. Николаев, С.Д. Панин, Ю.С. Соломонов, М.П. Сычев. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. 140 с.
2. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / А.М. Губертов, В.В. Мионов, Д.М. Борисов и др.; Под ред. А.С. Коротеева. М.: Машиностроение, 2004. 512 с.
3. Сабирзянов А.Н., Кириллова А.Н. Многофакторность влияния степени утолщенности сопла на коэффициент расхода // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2018. №1. С. 43–50.
4. Энергетика ракетных двигателей на твёрдом топливе / Ю.М. Милехин, А.Н. Ключников, Г. В. Бурский, Г. С. Лавров. М.: Наука, 2013. 207 с.

5. Сабирзянов А.Н., Глазунов А.И., Кириллова А.Н., Титов К.С. Моделирование коэффициента расхода сопла ракетного двигателя // Изв. Вузов. Авиационная техника. 2018. №2. С.105–111.

6. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели / М.: Машиностроение, 1968. 398 с.

7. Лухтура Ф.И. О потерях энергии при течении газа в соплах. Часть 3 // Вестник Приазовского Государственного технического университета. 2007. Вып. № 17. С. 178 –185.

8. Виноградов Л.В., Лотфулин Ш.Р. Исследование геометрических параметров сопла с контуром Витошинского // Вестник РУДН, сер. Инженерные исследования. 2004, № 2 (9). С.44-49

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СТЕНДОВОЙ ТРЁХКОМПОНЕНТНОЙ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Киришина А.А., Галаджун А.А., Кравченко Д.Г.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

Традиционное сопло Лавала, рассчитанное на степень расширения до 1000, имеет на выходе струю с числом Маха порядка 5. Такое сопло очень длинное и с трудом запускается даже в безвоздушном пространстве. На кромке сопла струя разворачивается назад на угол более 270 град. и часто воздействует на элементы конструкции и приборы, что нередко становится причиной их выхода из строя.

Поставленная задача – улучшение характеристик работы двигателя для малых космических аппаратов, путём обеспечения постоянства режима работы сопла, то есть расчётного режима работы сопла на протяжении всей работы двигателя. Предмет исследования – двигатель для малых космических аппаратов с соплом «Тарасова-Левина», преимущество такого сопла – постоянная работа в широком диапазоне высот.

В ходе работ, выполненных в соответствии с соглашением №378ГРНТИС5/42597 от 23.08.2018, были исследованы различные сопловые устройства различной геометрии. Расчёты показали, что тарельчатое сопло эквивалентное по тяге соплу Лавала, при условии его работы в безотрывном режиме, на 40-60% короче сопла Лавала. Расчёты сопла Тарасова-Левина подтвердили предположение, что оно может работать в широком диапазоне высот. Сопло Тарасова-Левина с плоской стенкой показало лучшие характеристики, чем сопло Лавала и тарельчатое сопло на малых высотах, и незначительно уступает им на больших высотах [1,2,3].

Для экспериментального подтверждения энергоэффективности сопла Тарасова-Левина, на базе кафедры «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова была изготовлена стендовая камера ЖРД на трёхкомпонентном топливе и проведено экспериментальное сравнение двух типов сопловых устройств: конического сопла Лавала и сопла Тарасова-Левина. В качестве компонентов топлива применялись этиловый спирт, кислород, балластный компонент – вода. С целью снижения температуры пара газа перед сопловым устройством и повышения экономичности стенда была рассмотрена возможность применения третьего компонента – воды, в составе основного горючего. В результате серии запусков лабораторного стенда ЖРД было определено соотношение воды и этилового спирта для обеспечения бесперебойного запуска и поддержания постоянного горения смеси в течение всей работы стендовой камеры ЖРД.

Предложен аналитический метод расчёта тяги и удельного импульса камеры ЖРД на трехкомпонентном топливе с двумя вариантами конструкции соплового устройства: сопла Лавала и сопла Тарасова-Левина. Проведено сравнение расчётных параметров с экспериментальными значениями, полученными на стендовой камере ракетного двигателя.

По результатам проведённых расчётов, экспериментальных данных можно сделать следующие выводы:

- Подтверждена работоспособность сопла Лавалья в составе работы трёхкомпонентной камеры ЖРД в диапазоне давлений в камере сгорания (6...9) атм., а также систем, обеспечивающих их работу, управление режимом, запуск/останов.
- Подтверждено соответствие значений расчётных и экспериментальных параметров, определяющих характеристики камеры ЖРД с коническим соплом Лавалья. Разница между расчётными и экспериментальными значениями для камеры ЖРД с соплом Лавалья составляет не более 2%.
- Подтверждено соответствие значений расчётных и экспериментальных параметров, определяющих характеристики камеры ЖРД с соплом Тарасова-Левина при принятом допущении, что работа сопла происходит на расчётном режиме.
- Проведено предварительное сравнение эффективности сопла Тарасова-Левина и конического сопла Лавалья в составе работы ЖРД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Исследование кольцевого сопла на продуктах сгорания углеводородных топлив / В. А. Левин, Н. Е. Афонина, В. Г. Громов и др. // Теплофизика и аэромеханика. — 2013. — Т. 20, № 3. — С. 269–276.
2. Экспериментальное и численное моделирование течения в тяговом модуле с кольцевым и линейным двухщелевым соплом / В. А. Левин, Н. Е. Афонина, В. Г. Громов и др. // Теплофизика высоких температур. — 2013. — Т. 51, № 5. — С. 755.
3. Bulat P.V., Grachev L.P., Esakov I.I., Upyrev V.V. Stabilization of combustion front in supersonic flow using streamer's discharge. ComPhysChem, 18, MATEC Web of Conferences 209, 00017 (2018). URL: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201820900017> (дата обращения 24.09.2019).

РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЛОПАТКИ ИЗ ЖАРОПРОЧНОГО СУПЕРСПЛАВА ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Котельников А.В.

АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь

Основным элементом стоимости жизненного цикла двигателя являются эксплуатационные и ремонтные расходы, которые зависят от характеристик долговечности двигателя. Одним из основных элементов, влияющих на характеристику долговечности двигателя, является рабочая лопатка 1 ступени из материала ЖС32.

При эксплуатации двигателя происходит износ торца пера лопатки от взаимодействия со статорной частью двигателя. Одним из методов ремонта является технология высокотемпературной пайки в вакууме, основными недостатками данного метода являются: малый выход годного, проведение ремонта возможно один раз после чего лопатки бракуются и заменяются новыми. Жизненный цикл лопатки при ремонте методом высокотемпературной пайки составляет 50 000 часов.

Метод ремонта деталей газотурбинного двигателя с применением технологии лазерной порошковой наплавки в последние годы в мире получил большое распространение. Данный метод находит применение в таких отраслях, как авиа-двигателестроение, автомобилестроение, космическая отрасль.

В 2018 году в АО «ОДК-Авиадвигатель» была разработана технология восстановления торца пера рабочей лопатки 1 ступени турбины высокого давления методом лазерной порошковой наплавки с применением присадочного материала сплава ЖС-32. Данный метод позволил сократить выход годного до 100% и увеличить жизненный цикл лопатки до 100 000 часов. Аналоги данной технологии в России отсутствуют. Получен патент №2686499 «Способ ремонта охлаждаемой лопатки турбины газотурбинного двигателя».

Метод восстановительного ремонта рабочей лопатки первой ступени турбины высокого давления внедрен в ремонтную конструкторскую документацию.

РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ СОПРЯЖЁННЫХ РАСЧЁТОВ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Максимов А.Д., Чубенко Т.А., Зубанов В.М.

Самарский университет, г. Самара

В результате большой интенсивности термодинамических процессов, протекающих в камере жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), температура её стенок может достигать величины 3500 К и выше, что делает её самым теплонапряженным элементом двигательной установки (ДУ). Такая температура приводит к недопустимым деформациям стенок, вследствие чего изменяется газодинамический профиль сопла, а в местах с высокой скоростью движения газов наблюдается эрозия её поверхности, поэтому крайне важной задачей при проектировании является создание эффективной тепловой защиты.

Теплозащита внутренних элементов камеры осуществляется их теплоизоляцией, охлаждением, либо совместным действием этих принципов. При давлении в камере больше 1 МПа для снятия тепловой нагрузки с внутренних стенок камеры наиболее эффективно использовать проточное охлаждение. для реализации данного способа требуется двустенная конструкция корпуса камеры, полость между которыми образует охлаждающий тракт, по которому течёт охлаждающий компонент.

Однако, при использовании данного метода, значительно усложняется конструкция и технология изготовления камеры ЖРД, для его реализации требуется провести следующие мероприятия:

- дополнительные расчёты;
- оребрение и организация рабочего процесса в охлаждающем тракте;
- эксперименты и исследования.

Всё это приводит к существенному увеличению времени и затрат на создание двигателя, однако, с развитием техники и появлением вычислительной гидрогазодинамики (CFD – моделирования) стало возможным существенно сократить время и количество испытаний. В связи с этим начался поиск литературы по сопряжённому моделированию рабочих процессов в камере ЖРД, которой оказалось крайне мало и везде рассматривался только один охлаждающий канал.

Цель работы – разработка модели для проведения сопряжённых расчётов течения рабочего тела в камере и охлаждающем тракте ЖРД, для решения поставленной задачи был выбран ракетный двигатель РД – 107 [1], работающий на топливной паре кислород-керосин, для которого имелись справочные данные и информация о конструкции. Чтобы достичь поставленной цели, необходимо было провести связанный тепловой расчёт камеры ЖРД и тракта охлаждения, определить подогрев охлаждающего компонента, а также температуры стенок.

Расчёт проводился в 3 этапа.

1. Раздельный газодинамический расчёт камеры и гидродинамический расчёт охлаждающего тракта.

2. В программе NX 8.5 были построены 3D-модели проточной части тракта охлаждения и внутренней полости камеры, которые были разбиты на сетку конечных элементов в ANSYS Meshing. для получения параметров рабочего тела камеры был проведён термодинамический расчёт равновесного состава продуктов сгорания в СПК ТЕРРА [2]. Выполнен пересчёт с учётом компонентов, которые присутствуют в программном комплексе ANSYS CFX, при этом не учитывались ионы, электроны и вещества, массовая доля которых меньше была меньше чем 10^{-10} для охлаждения камеры использовался жидкий керосин из стандартной библиотеки ANSYS.

3. Газодинамический расчёт камеры и гидродинамический расчёт охлаждающего тракта, связанные горячей стенкой.

Опираясь на сведения предыдущего исследования, был проведён сопряжённый расчёт элементов камеры, для связи между которыми была добавлена горячая стенка. Чтобы разбиение на сетку конечных элементов проходило каждое тело (камера, горячая стенка,

тракт охлаждения) было разбито в отдельном файле. После разбиения все тела были соединены в Setup, где на них были наложены связи и граничные условия.

Совместный газодинамический расчёт камеры и гидродинамический расчёт охлаждающего тракта с цельным трактом.

После получения адекватных результатов была добавлена холодная стенка с рёбрами для увеличения теплоотдачи от камеры в охлаждающий компонент, также было проведено измельчение сетки по наружной поверхности камеры. В результате проведённых мероприятий удалось добиться значения параметра Y_{plus} менее 4. для корректного процесса теплообмена были наложены связи между наружной поверхностью камеры и горячей стенкой, горячей стенкой и проточной частью тракта охлаждения, охлаждающем трактом и холодной стенкой, а также между соприкасающимися поверхностями проточной части тракта охлаждения с соответствующими им поверхностями рёбер.

После сопоставления результатов поэтапного моделирования оказалось, что удельный импульс тяги и тяга соответственно снизились на 1,5% относительно расчёта, в котором присутствовала лишь камера, так как часть энергии газового потока была передана охладителю. Однако небольшая потеря выходных параметров позволила существенно снизить температуру: холодной стенки на 7%, а горячей на 12% – что позволяет значительно снизить тепловую нагрузку элементов камеры и повысить надёжность двигателя. Данная модель позволяет изменять геометрию охлаждающего тракта и рёбер, тем самым давая возможность получить требуемые параметры, не прибегая к дорогостоящему эксперименту. Она также довольно проста в технической реализации на предприятии, так как не требует больших ресурсов и мощностей вычислительных машин, а лишь базовых навыков владения программой.

ЛИТЕРАТУРА

1. <http://pre.de/energomash/RD-107/index.html>
2. Егорычев, В.С. Термодинамический расчёт и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA: учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013.-108 с.: ил.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ КОЭФФИЦИЕНТА ПОТОКА ЖИДКОСТИ В ОСЕВОМ ЗАЗОРЕ ЭЛЕКТРОНАСОСНОГО АГРЕГАТА ОТ РЕЖИМНЫХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ

Малов Д.В., Шаблый Л.С.

Самарский университет, г. Самара

В несколько последних лет регистрируются неисправности электронасосных агрегатов (ЭНА), выводящие ЭНА из строя и тем самым нарушающие работу систем терморегулирования (СТР) космических аппаратов (КА). Ресурс и надёжность электронасосных агрегатов (ЭНА) в значительной степени определяются временем работоспособности опор ротора, эффективностью уплотнительной системы, надлежащим режимом смазки и охлаждения. Как правило, уплотнения и опоры конструктивно связаны с проточной частью насоса и между собой гидравлическим трактом, необходимым для нормального функционирования агрегата. Наиболее вероятной причиной отказа ЭНА считается возникновение повышенной осевой нагрузки, следовательно, изучение гидродинамики таких вспомогательных гидравлических трактов является важной задачей для предприятий, работающих в данной отрасли. В то же время, современные методы математического моделирования позволяют прогнозировать возможный диапазон изменения осевых сил с учётом конструктивно-технологических факторов даже на этапе проектирования. Но в данной работе проводился расчёт осевой силы на радиально-упорный подшипник ЭНА с целью поиска причин неисправности действующего изделия. для этого была создана трёхмерная математическая модель течения рабочей жидкости в полости рабочего колеса, исследуемого ЭНА. Процесс создания расчётной CFD-модели выполнялся в 3 этапа: создание геометрии, создание сеточной модели, создание расчётной модели. для вычислительных процедур был использован кластер ЭВМ производительностью 3,1

TFLOPS. Были проведены расчёты нескольких режимов работы ЭНА, а также проведены специальные гидродинамические испытания исследуемого ЭНА на специально подготовленном гидростенде, при граничных условиях, идентичных условиям моделирования. В ходе работы была доказана сходимость CFD модели с результатами испытаний, получены уточненные данные зависимости коэффициента потока жидкости в осевом зазоре от конструктивных и режимных параметров ЭНА.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРИМЕНИМОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПРОМОТИРОВАННЫХ «ЗЕЛЁНЫХ» ГОРЮЧИХ ДЛЯ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ

Масюков Максим

Военная академия МО РФ, г. Балашиха

Работа содержит результаты исследований по разработке методики оценки применимости углеводородных и «зелёных» горючих в экстремальных условиях в образцах летательных аппаратов и обладающих требуемыми эксплуатационными характеристиками, закономерности изменения воспламеняемости, горючести промотированных «зелёных» горючих и влияния промоторов горения на процесс горения ПЗГ в экстремальных условиях работы химических реактивных двигателей летательных аппаратов.

В работе представлены результаты:

1. Анализ основных тенденций развития и совершенствования высокоскоростных летательных аппаратов и горючего для них и показано, что условия эксплуатации горючего в ХРД ЛА во многом определяются режимами полёта, в том числе температурой на входе в камеру сгорания и скоростью полёта в стартовом и крейсерском режимах. Обоснованы требования к пусковому горючему, включающие стабильное воспламенение и горение в камере сгорания ХРД ЛА и к маршевому горючему, в экстремальных условиях работы.

2. Обоснован перечень характеристик горения топливно-воздушных смесей, включающих период задержки воспламенения и нормальную скорость горения, которые в значительной степени определяют эффективность применения ПЗГ ХРД ЛА и требуют разработки соответствующей методики и средства измерений.

Показано, что для устойчивого функционирования ХРД ЛА в экстремальных условиях работы необходимо обеспечить полное сгорание топливно-воздушной смеси в камере сгорания ХРД ЛА до 10 мс, при этом стандартизованные средства измерений не позволяли определять период задержки воспламенения и нормальную скорость горения ТВС в различных режимах работы двигателя в экстремальных условиях.

3. Теоретически обоснованы возможности и сформулированы направления модернизации существующей статической перепускной установки, обеспечивающей варьирование температурой и давлением смеси, количеством вводимого горючего или смеси. При этом для определения периода задержки воспламенения и скорости нормального горения ламинарного потока ТВС в экстремальном режиме полёта на данном аппарате были проведены доработки, включающие установку обогревателей на смеситель и камеру сгорания; высокоскоростных электромагнитных перепускных клапанов на линии ресивер – смеситель – камера сгорания; высокочувствительных датчиков давления; фотоэлемента в камере сгорания для точной фиксации начала самовоспламенения ТВС, разработку уникального программного обеспечения, позволяющего производить подготовку экспериментальной лабораторной установки к работе, производить отображение экспериментальных данных в виде осциллограммы в режиме реального времени и производить обработку экспериментальных данных согласно разработанной методики.

4. Теоретически обоснованы возможности использования термобарометрического метода для определения характеристик горения ТВС в ХРД ЛА в экстремальных режимах работы. Предложен алгоритм определения характеристик горения ПЗГ в модернизированной статистической перепускной установке, включающий последовательно экспериментальное определение изменения давления продуктов сгорания с последующим расчётом нормальной скорости горения, энергии активации и периода задержки воспламенения, основываясь на теоретических положениях Б. Льюиса, Д.А. Франк-Каменецкого, Н.Н. Семёнова, Я.Б. Зельдовича, О.М. Тодеса.

5. Методика оценки применимости ПЗГ для ХРД ЛА, основанная на получении графической зависимости давления в реакторе установки в режиме воспламенения и горения во времени и её математической обработки с получением данных о нормальной скорости горения и периоде задержки самовоспламенения исследуемого горючего в экстремальных условиях работы.

Проведёнными расчётно-экспериментальными исследованиями подтверждена работоспособность методики, обеспечивающей погрешность измерений не более 10% в серии из 24 наблюдений при доверительной вероятности $P=0,95$.

6. По разработанной методике установлено, что нормальная скорость горения ПЗГ увеличивается с ростом начальной температуры топливно-воздушной смеси. Проведено ранжирование промотированных «зелёных» топлив.

7. Установлены закономерности влияния природы и содержания промоторов на характеристики горения ТВС на основе «зелёных» горючих. Показано, что с введением промотирующих добавок в «зелёные» горючие скорость горения ТВС на основе (ЗГ) возрастает в 2 раза, а период задержки воспламенения снижается в 1,2 – 3 раза по сравнению с непромотированными ЗГ. При этом применение промоторов позволяет существенно сократить период задержки воспламенения топливно-воздушной смеси.

8. На основании полученных статистических данных по оценке характеристик горения ЗГ и ПЗГ, проведённой метрологической аттестации методики разработан и утверждён стандарт организации СТО 08151164-0144-2013 «Методика определения характеристик горения углеводородных топлив на лабораторной установке «Пламя»

9. Подтверждены возможности определения нормальной скорости горения и периода задержки воспламенения ТВС на основе ЗГ с использованием модифицированной лабораторной установки «Пламя» и разработанной методики на основе термобарометрического метода в пределах установленной относительной погрешности измерений.

По результатам проведённых расчётно-экспериментальных исследований с использованием разработанной методики рекомендовано для снижения периода задержки воспламенения и времени полного сгорания использовать промоторы горения.

ИССЛЕДОВАНИЕ ФРЕТТИНГОВОЙ КОМПОНЕНТЫ КОМПЗИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ВТ6/ТС, ПОЛУЧЕННЫХ МЕТОДОМ ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКИ ПОРОШКОВОГО МАТЕРИАЛА

¹Мацаев А.А., ²Клейменов П.И., ³Попарецкий А.В.

¹ООО «Технологические системы защитных покрытий», г. Москва

²МАИ, г. Москва

³ОКБ имени А. Лёвочки – филиала ПАО «ОДК-УМПО», г. Москва

Известно, что во время работы газотурбинного двигателя (ГТД) лопатки вентилятора подвергаются периодически изменяющимся силам, вызывающим вибрационный изгиб и крутильные напряжения. для уменьшения величины вибрационного напряжения используется бандажная полка, которая значительно изменяет характеристики вибрации лопаток и венца в целом. Обеспечение нулевого зазора между контактными поверхностями бандажных полок в рабочем состоянии исключает наиболее опасную первую форму

изгибных колебаний лопаток. Поэтому своевременное сохранение геометрии поверхности полки является важным условием надёжности и ресурсов вентилятора.

В процессе работы двигателя на стационарном режиме колебательные движения лопаток и лопаточного венца приводят к микросмещениям контактных поверхностей полок. На переходных режимах работы также происходит взаимное перемещение контактных поверхностей, но в условиях переменного контактного давления, поэтому экспериментальные исследования фреттингостойкости контактных поверхностей имеет важное прикладное значение. Поскольку титановые сплавы, используемые для изготовления вентиляторных лопаток, имеют крайне незначительную стойкость в условиях фреттинг-износа, то это делает практически невозможным эксплуатацию лопаток без упрочняющего покрытия на контактных поверхностях бандажных полок.

В работе Приведены результаты трибологических испытаний покрытий, полученных методом лазерной наплавки порошкового материала, для исследования фреттингостойкости композитного покрытия были изготовлены образцы с различным соотношением компонентов ВТ6/TiC: 10/90, 15/85, 20/80, 25/75, 30/70 (по объёму, %). Испытания на фреттингостойкость проводились на специализированной машине трения модели 3308 при относительном возвратно-поступательном скольжении плоских образцов. Результаты испытаний сравнивались с покрытием, используемом в штатных узлах трения, на основе ВК8, полученном пайкой высокотемпературным припоем ВПр6. Проведённые исследования показали, что технология лазерной наплавки композиции порошковых материалов ВТ6/TiC обеспечивает более высокую фреттингостойкость защищаемых поверхностей по сравнению со штатным покрытием на основе ВК8, а также по итогам испытаний определено оптимальное соотношение порошковых материалов для покрытия.

УСТАНОВКА ИСПЫТАНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТРАНСМИССИЙ И СИСТЕМ СМАЗКИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Мерзляков И.Ю., Агалаков А.А., Шибанова А.А.

АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь

Уникальная установка испытания компонентов трансмиссий и систем смазки двигателя ГТД (единственная в России и СНГ). Аналоги данной установки имеются только у зарубежных фирм. Проект по созданию и эксплуатации установки испытания компонентов трансмиссий и систем смазки двигателя ПД-14 проведён в рамках государственной программы «Двигатель ПД-14 для самолёта МС-21».

Назначение установки:

- проведение испытаний в экстремальных условиях, принципиально недостижимых при испытаниях двигателей;

- верификация математических моделей компонентов трансмиссии и систем смазки ГТД.

Гибкая конструкция позволяет без значительных затрат переоборудовать установку для имитации современных и перспективных авиационных двигателей заказчика, в результате чего возможно:

- перенести значительный объём дорогостоящих лётных сертификационных испытаний на установку;

- провести комплекс испытаний недоступных на двигателе, что позволит ускорить разработку двигателя и заранее обнаружить возможные поломки при бедующей эксплуатации ДУ.

Эффект для заказчика:

- минимизация издержек при разработке двигателя;

- сокращение времени проектирования двигателя.

По расчётам испытания на установке взамен аналогичных испытаний на двигателе сократят издержки в части:

- стоимости изготовления детали-сборочных единиц в 6 раз (в конструкции установки отсутствуют ДСЕ двигателя кроме компонентов трансмиссий и систем смазки);

- проведения испытаний в 70 раз (привод установки от электродвигателей, нет расходов на ГСМ).

Дополнительные возможности:

- использование результатов испытания в зачет дорогостоящих сертификационных испытаний на реальном двигателе;

- проверка работоспособности импортзамещенных ПКИ компонентов трансмиссий и систем смазки на верифицированной модели;

По результатам работ: разработан проект, выпущена РКД и заказы на узлы имитатора двигателя.

Выполнено пять сборок имитатора двигателя в АО «ОДК -Авиадвигатель». В настоящий момент, в конструкцию установки внесены изменения для максимального приближения к типовой конструкции двигателя ПД-14.

Проведены следующие испытания:

- оценка параметров системы смазки и суфлирования в компоновке ДДТ и базового двигателя в наземных и высотных условиях (с учётом эволюций самолёта);

- оценка работоспособности трансмиссионных подшипников и маслосистемы имитатора при работе на продолжительном (180 минут) режиме авторотации:

- а) при нормальной подаче масла;

- б) в условиях масляного голодания.

- проверка функционирования масляной системы при засоренном фильтроэлементе.

Результаты испытаний использованы при сертификации двигателя ПД-14. Что позволило сократить совокупное время проведения всего комплекса сертификационных испытаний, а также уменьшить затраты предприятия.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФРАКЦИОННОГО СОСТАВА ЧАСТИЦ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

Мищенко М.А., Дегтярев С.А.

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», г. Москва

Представлено экспериментальное оборудование для определения фракционного состава ансамбля частиц конденсированных продуктов сгорания твёрдых топлив. Рассматриваются две методики проведения отборов. Первая установка реализует способ отбора из «бомбы» постоянного давления с последовательно размещёнными в ней охладителем и теплоизолирующей проставкой, моделирующей необходимое время пребывания, вторая позволяет производить отбор частиц конденсированной фазы из струи потока продуктов сгорания камеры модельного двигателя. В работе Приведена методология пошаговой подготовки полученных после отбора проб к последующему исследованию и описан дальнейший гранулометрический анализ с применением лазерного дифрактометра, использующего эффект рассеянного света от лазерных лучей, пропущенных через поток разреженной взвеси частиц в жидкости, после чего количество и направление света измеряется детекторной матрицей прибора и анализируется с помощью программного обеспечения. Выполнено сопоставление результатов анализов, полученных с использованием двух типов экспериментальных установок, отличающихся главным образом массой исследуемого образца и способом проведения отбора. Результатом проведённых исследований являются функции распределения частиц по размерам для традиционного модельного состава топлива: бутылкаучук (НТРВ) + перхлорат аммония (АР) + алюминий (А), имеющие определяющее значение для энергетических характеристик высокоэнергетических составов, а также процессов разрушения теплозащитных покрытий двухфазными продуктами сгорания.

РАСЧЁТ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Осипов Д.А., Ганжин А.Г.
ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Современные беспилотные летательные аппараты (далее по тексту – БПЛА) военного назначения позволяют решать задачи, которые невозможно выполнить при помощи наземной техники, авиации или силами сухопутных подразделений. Немаловажным фактом является то, что нанесение ударов по расположению сил, скоплению техники, или по местам расположения стратегических объектов противника производится дистанционно, то есть без прямого участия своих войск, а именно личного состава. Происходит это путём управления БПЛА на большом удалении, где оператору можно обеспечить личную защиту и условия, необходимые для нормальной работоспособности и без угрозы жизни.

Для того, чтобы проектируемый БПЛА смог выполнить поставленную перед ним боевую задачу, он должен обладать такой силовой установкой, которая способна гарантировать его требуемые лётно-технические и пилотажные характеристики.

Двигатель, входящий в состав силовой установки, является самой важной её частью. Ввиду того, что эксплуатационная область беспилотного летательного аппарата очень обширна, двигатель и сама силовая установка должны обеспечить требуемый режим работы.

Для того, чтобы обеспечить бесперебойный и потребный расход топлива в основную камеру сгорания, и для осуществления требуемого режима работы и полёта во всей области применения беспилотного летательного аппарата в систему автоматического управления двигателя закладывается программа управления, полученная в результате расчётов.

Полученная программа управления обеспечивает оптимальную работу компрессоров низкого и высокого давления путём подачи в основную камеру сгорания необходимого количества топлива. Так же, путём ограничения температуры перед турбиной, данная программа не допускает выхода силовой установки на нерасчётные режимы работы.

РАСЧЁТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ИСТОЧНИКА СЛАБО РАСХОДЯЩЕГОСЯ ИОННОГО ПУЧКА

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

Впервые задачу об электростатической системе (далее ионно-оптической системе – ИОС) формирования слабо расходящегося пучка заряженных частиц поставил Пирс применительно к электронным лампам [1]. Найденная им аналитически геометрию электростатической системы для получения ламинарного слабо расходящегося пучка электронов как для ленточного, так и осесимметричного случая, получила в литературе название «пушка Пирса». В качестве источника электронов рассматривался твёрдотельный эмиттер (катод), поверхность которого определяет граничное условие для расчёта электростатической системы. Поскольку в электростатической системе траектории ионов не зависят от массы частиц, то условия формирования слабо расходящегося пучка ионов могли бы опираться на результаты Пирса. Однако, для получения ионного пучка приходится использовать не твёрдотельный, а плазменный эмиттер, граница которого примерно определяется условием равенства электронного и электростатического давления. С математической точки зрения задача расчёта ИОС преобразуется из задачи с фиксированной границей к задаче с «самосогласованной» границей, что существенно усложняет, как расчёт, так и практическую реализацию системы формирования ионного пучка. Тем не менее, идеи Пирса работают и для этого случая.

Задача создания источника ионов с малым углом расходимости возникла в термоядерных исследованиях с токамаками, в которых требовался источник ионов для ввода термоядерного топлива (дейтерий, тритий) в объём магнитной ловушки. Оработка источника, в котором плазменный эмиттер формировался в разряде постоянного тока,

производилась на водороде. Используя «квазипирсовскую» геометрию ИОС [2], удалось получить ленточный пучок ионов водорода с энергией 45-60 кэВ с полууглом расходимости около 10 [3].

В последнее время интерес к слабо расходящемуся ионному пучку обусловлен развитием идеи очистки околоземного космического пространства от крупногабаритных объектов космического мусора (ОКМ) путём воздействия на них интенсивным ионным пучком, инжектируемым с «сервисного» космического аппарата (далее СКА) [4]. Расстояние между СКА и ОКМ в процессе транспортировки ОКМ на орбиту захоронения должно превышать размеры обоих объектов. Это расстояние может составлять 30-60 м, что и определяет необходимую «дальнобойность» пучка.

В качестве бортового средства воздействия на ОКМ планируется использование газоразрядного источника ионов, формирующего слабо расходящийся ионный пучок. Создание такого ионного источника стало результатом расчётно-экспериментального исследования, отражённого в данном докладе. В результате расчётов выбрана схема источника с высокочастотным (ВЧ) индукционным разрядом и трехэлектродной щелевой ИОС квазипирсовской геометрии. В такой геометрии имеет место сильная зависимость угла расходимости пучка от Приведённого первеанса. Выполненные расчёты позволили определить эту зависимость для различной геометрии электродов. По результатам расчётов разработана конструкция ВЧ источника ионов ксенона с торцевым расположением индуктора и проведены его испытания.

При подводе к индуктору ВЧ мощности 100-250 Вт при частоте ВЧ генератора 2 МГц и расходе ксенона 0,2-0,4 мг/с ток ионного пучка составил 90-250 мА при давлении 2 мТорр. Форма ионного пучка была определена по пространственному распределению глубины эрозии мишени, обусловленной бомбардировкой ионами. Определенный таким образом полуугол расходимости пучка поперёк щелей ИОС составил около 3°, а вдоль них – около 1°.

ЛИТЕРАТУРА

1. Pierce J.R. / Rectilinear Electro flowin beams // Journal of applied physics. V.11, 548, 1940
2. А.А. Панасенков, С.А. Равичев, Н.Н. Семашко, В.М. Кулыгин / Водородный источник ионов с периферийным магнитным полем // В кн. Плазменные ускорители и ионные инжекторы. М. Наука. 1984, с.154-163.
3. А.Т. Форрестер / Интенсивные ионные пучки // Мир. 1992

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Пупигаев Н.Д., Касаткин М.М.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Благодаря простоте конструкции, высокой экономичности и способности развивать гиперзвуковые скорости прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) можно считать наиболее эффективными двигателями для авиации больших скоростей. Особое место при расчёте и проектировании ПВРД занимает вопрос об организации многорежимности двигателя при изменении скорости и высоты полёта летательного аппарата (ЛА) и возможности управления рабочим процессом.

При использовании в ПВРД нерегулируемых воздухозаборников на нерасчётных режимах полёта, когда скорость набегающего потока больше расчётной величины, углы наклона скачков уплотнения в сверхзвуковом диффузоре уменьшаются и поверхности скачков попадают не на переднюю кромку, а внутрь горловины. При нагнании невозмущённого потока на обнажившуюся кромку диффузора возникает волна разряжения, вследствие чего в двигатель попадает поток, поджатый в скачках уплотнения, и поток, прошедший волну разряжения. При этом поля скоростей и давлений на входе будут резко неоднородными, что приводит к снижению коэффициента восстановления полного давления. Особенность обтекания сверхзвуковых воздухозаборников состоит в наличии отрывов пограничного слоя в проточной части вследствие проникания внешних скачков во

внутренний канал, а также отрывы в результате скачков уплотнения от обечайки на теле сжатия.

В случае, когда скорость полёта ниже расчётной углы наклона скачков уплотнения возрастают, и они перестают касаться входной кромки диффузора. На коническую поверхность сжатия начинает действовать повышенное давление, уменьшается площадь сечения, захватываемого двигателем набегающего потока и, как следствие, коэффициент расхода падает.

Вторая причина снижения коэффициента расхода входного устройства состоит в том, что площадь поперечного сечения горла сверхзвукового диффузора не способна обеспечить пропуск всего расхода воздуха, который мог бы войти в двигатель согласно обтеканию центрального тела. Перед диффузором образуется отошедшая ударная волна, которая перепускает часть расхода в обход кромки обечайки.

Отсюда возникает задача в организации управления входным устройством ПВРД – сверхзвуковым диффузором – таким образом, чтобы при различных скоростях полёта ЛА обеспечивался наибольший для данного режима коэффициент расхода и коэффициент восстановления полного давления.

Для решения поставленной задачи предлагается использовать плоский многоскачковый входной диффузор с пространственным клином, содержащим подвижные поверхности сжатия с изменяемым углом установки относительно центральной оси, а также подвижные обечайки.

Преимущество использования плоского многоскачкового воздухозаборника в сравнении с другими возможными конструкциями заключается в более высоком коэффициенте восстановления полного давления по сравнению с воздухозаборниками с изэнтропической волной сжатия и осесимметричными воздухозаборниками.

Расчёты оптимальной системы скачков уплотнения, при которой для заданного числа Маха набегающего потока M_0 получается максимальное восстановление полного давления, впервые проведены советскими учеными Г. И. Петровым и Е. П. Уховым, а также немецким исследователем Осватичем. В такой системе скачков нормальная составляющая числа Маха одинакова и не изменяется от скачка к скачку. Таким образом, отношения полных и статических давлений, плотностей и температур во всех косых скачках также постоянны.

Результаты решения задачи об оптимальной системе скачков позволили проводить проектирование сверхзвуковых входных устройств с наибольшим коэффициентом восстановления полного давления, а также позволили определить характер изменения углов наклона поверхностей сжатия воздухозаборника в зависимости от расчётного числа Маха обтекания и числа скачков.

В работе Приведены результаты проектирования плоского воздухозаборника с пространственным клином с системой скачков из 3 косых и одного замыкающего прямого. При этом конструкция воздухозаборника позволяла изменять угол установки поверхностей сжатия пространственного клина относительно центральной оси двигателя и угол установки подвижной обечайки. Данная конструкция позволяет организовать регулярный режим обтекания пространственного клина с наибольшим коэффициентом восстановления полного давления в широком диапазоне чисел Маха.

В основе расчётов конструкции воздухозаборника лежат известные газодинамические уравнения сохранения энергии, массы и количества движения. Также использовались результаты решения задачи о существовании системы скачков уплотнения с максимальным коэффициентом восстановления полного давления Осватича, площадь поперечного сечения горла определялась по критерию Кантровица, справедливому для воздухозаборников, обтекаемых однородным потоком.

Исследуемый диапазон чисел Маха набегающего потока составил $M_0 = 2..5$. Следует отметить, что исследуемый диапазон связан с возможностью применения рассматриваемой конструкции воздухозаборника в перспективном летательном аппарате с двухрежимным гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем, в котором впрыск топлива

в поток осуществляется на дозвуковых скоростях при небольших числах Маха полёта, либо в сверхзвуковой поток при больших числах Маха полёта.

Согласно расчётам, суммарный угол отклонения потока с увеличением скорости растёт. При этом положение пространственного клина относительно воздухозаборника с увеличением скорости изменяется: чем выше скорость набегающего потока, тем дальше относительно входного сечения пространственный клин подается навстречу потоку. Углы установки поверхностей сжатия обеспечивает организацию оптимальной системы скачков уплотнения для каждого режима обтекания пространственного клина. При этом обеспечивается фокусировка системы скачков на обечайке воздухозаборника. Максимальная площадь струи в невозмущенном потоке, входящей в диффузор F1, площадь входа в канал F2, проходная площадь горла диффузора F3 уменьшаются по мере роста скорости набегающего потока.

Для исследования качественных характеристик рассчитанного воздухозаборника целесообразно применить методы численного моделирования в пакетах прикладных программ, позволяющих проводить интегрирование уравнений Навье-Стокса.

В результате проведения ряда численных расчётов получены качественные картины обтекания воздухозаборника ПВРД при моделировании разгона летательного аппарата, на которых наглядно продемонстрированы изменение угла наклона системы скачков уплотнения, образующейся на поверхностях сжатия пространственного клина.

Таким образом, результаты проведения анализов численных расчётов позволяют сделать вывод о целесообразности использования предложенного варианта конструкции входного устройства с подвижными поверхностями сжатия пространственного клина и подвижной обечайкой в ПВРД. Это позволит в значительной степени расширить диапазон эффективной работы ПВРД в широком диапазоне чисел Маха полёта.

РАЗРАБОТКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АДАПТИВНОГО ГАСИТЕЛЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Радин Д.В.

Самарский университет, г. Самара

Одним из ключевых направлений по улучшению экологических и экономических характеристик современных газотурбинных двигателей является разработка малоэмиссионных камер сгорания, реализующих концепцию сжигания бедной гомогенной смеси. Пульсации давления в топливной системе газотурбинного двигателя могут привести к нестабильному горению в малоэмиссионной камере сгорания. Частота вращения насоса сильно изменяется в зависимости от режима работы двигателя. Поэтому для подавления пульсаций давления в топливной системе необходимо применять регулируемый резонатор Гельмгольца, настраиваемый на частоту вращения насоса. В данной работе регулируемым элементом гасителя был объём полости. Данное исследование посвящено разработке и экспериментальному исследованию динамических характеристик адаптивного гасителя пульсаций давления резонансного типа в рассматриваемом частотном диапазоне. Экспериментальный стенд состоял из насоса, системы охлаждения рабочей жидкости, резонатора с поршнем, предназначенным для изменения объёма полости, и имитации топливной системы. Во время испытаний измерялись пульсации давления перед и за резонатором, а также за насосом, когда резонатор не был установлен. Объём резонатора изменялся от минимального до максимального значений. Эффективность настраиваемого резонатора Гельмгольца оценивалась с помощью коэффициента вносимого затухания. Частотная характеристика эффективности настраиваемого резонатора представляет собой монотонно убывающую кривую. Экспериментальные данные подтвердили теоретические

расчёты с высокой точностью. Настраиваемый резонатор Гельмгольца обеспечивает гораздо большее затухание пульсаций давления, чем нерегулируемый, во всём частотном диапазоне.

МЕТОДИКА РАСЧЁТА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПО СЕЧЕНИЮ ПЕРА ЛОПАТКИ, ИЗГОТОВЛЕННОЙ ИЗ ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА

Ратенко О.А.

МГТУ ГА, г. Москва

Лопатки турбин, выполненные из жаропрочных никелевых сплавов подвержены микроструктурным изменениям, в следствие воздействия высоких температур. К микроструктурным изменениям, оказывающим существенное влияние на долговечность материала лопаток, относятся огрубление и подрастание основной упрочняющей γ' - фазы. Механические свойства жаропрочных сплавов напрямую зависят от параметров γ' -фазы: объёмная доля, размерные параметры частиц, параметры пространственного расположения, параметры формы частиц. Во время длительной эксплуатации под действием высоких температур размеры, форма и морфология частиц γ' -фазы непрерывно изменяются. Работоспособность лопаток турбин главным образом продиктована именно этими изменениями. Увеличение температуры, ускоряет эти нежелательные процессы и таким образом значительно снижает работоспособность лопаток. Если температура превышает ограничения, частицы гамма штрих фазы могут полностью раствориться, приводя к внезапному ухудшению высокотемпературных механических свойств, и как следствие к преждевременному разрушению.

В связи с высокой стоимостью замены лопаток первой ступени турбин высокого давления весьма важным является вопрос по изучению состояния микроструктуры сплава, вызванный воздействием высоких температур. В работе представлена методика расчёта распределения температуры по сечению пера лопатки турбины газотурбинного двигателя, позволяющая определить температуру материала лопатки в любой точке сечения пера, и прогнозировать изменения структуры γ' - фазы.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ КОНТАКТНОГО ТЕПЛООБМЕНА В УЗЛАХ СОВРЕМЕННЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК

Талалаева П.И., Ежов А.Д., Артемчук Н.В.

МАИ, г. Москва

В настоящее время поиск оптимального материала, новых соединений, которые возможно применять в промышленности, в особенности в двигателестроении, для использования в конструкции энергоустановки является приоритетной задачей в работе конструктора. При разработке современных газотурбинных энергоустановок все чаще возникает вопрос в повышении эффективности двигателя. Керамические материалы, керамоматричные композиты в соединении с металлом являются одними из перспективных и получили наибольшее одобрение. Например, из этих материалов изготавливаются колёса турбин, турбинные форсунки, камеры сгорания ЖРД, сопловые насадки, керамические лопатки. Однако их применение может быть ограничено прочностными свойствами материалов.

В связи с отсутствием методик и аналитических зависимостей для достоверного определения теплового и механического состояния контактных пар и узлов для новых специфических материалов, целью данной работы является разработка аналитической зависимости контактно термического сопротивления соединения металл-керамика. А также анализ влияния физических свойств на термическую проводимость контакта.

Результаты проведённого моделирования контактного теплообмена в дальнейшем позволит определить аналитическую зависимость, которая с большей определённости и точностью позволит вычислить значения КТС в контактных парах металл-керамики

на начальном этапе проектирования, что в итоге позволит сократить сроки отработки изделия и повысить надёжность всей конструкции современных энергоустановок.

ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКАЯ ПЛАЗМЕННАЯ СВЕЧА

Трубникова К.Ю.

АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В данной работе предлагается для возбуждения регулярной высокочастотной детонации топливной смеси в двигателях с детонационным сгоранием топлива использовать электрогидравлическую плазменную свечу (ЭП), в которой электропроводящая жидкость (раствор солей, кислот, щелочей, расплав металлов и т.д.) подаётся под давлением в канал, проходящий в изоляторе из прочного термостойкого материала, например, нитрида бора, и на участке канала, открытого с одного конца в сторону топливной смеси и закрытом с другого конца импульсным гидравлическим сопротивлением, например, пакетом мелкоячеистой сетки или длинной тонкой трубкой, подаётся высоковольтный (20-30 кВ) электрический импульс. При этом жидкость превращается в плазму с высокой температурой, объём и давление резко возрастают, гидросопротивление запирает канал, струя плазмы «выстреливается» в топливную смесь и возбуждает детонационную волну. Рабочий участок канала опустошается, и электропроводящая жидкость под давлением поступает в него. Как только электрическая цепь замкнется, цикл повторяется. Частота цикла в одном канале зависит от давления подачи жидкости и длины рабочего участка между электродами. Энергия импульса зависит от количества жидкости, превращаемой в плазму, т.е. от диаметра и длины рабочего участка канала и от мощности электрического импульса.

Кроме детонатора ЭП может использоваться в качестве автономного импульсного реактивного микродвигателя, микроплазмотрона для нанесения порошковых покрытий, обработки и других технологических целей.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ЛАЗЕРНОЙ РЕЗКИ ДЛЯ ОБРАБОТКИ ИЗДЕЛИЙ АВИАСТРОЕНИЯ

Хайруллина Л.Р.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

В настоящее время для обработки авиационных изделий используется традиционная технология резки или сверления отверстий. Данная технология без усовершенствования модели может привести к дефектам и разрушению конструкции двигателя. Возникает необходимость в разработке новой и усовершенствовании существующей технологии.

Для удаления расплава из зоны реза используют дополнительную струю газа, подаваемую коаксиально лазерному излучению в зону обработки. В качестве вспомогательного газа используют технологические газы: инертные (азот), активные (кислород), кислород и пассивные (азот, аргон или гелий) или их смеси. При резке с плавлением и удалением расплава требуется на порядок меньший энергетический вклад. На процесс лазерной резки значительное влияние оказывают свойства материалов. Применение струи кислорода значительно эффективнее, чем использование инертного газа или воздуха. При лазерной резке титановых сплавов удовлетворительные результаты по качеству реза получаются при использовании инертных газов (азот, аргон или гелий) или сжатого воздуха. При лазерной резке алюминиевых сплавов требуется более высокая плотность мощности излучения по сравнению с резкой сталей.

Практический интерес представляет лазерная резка и сверление отверстий (вырезание по контуру) деталей и изделий, инструментов из конструкционных, инструментальных и композиционных материалов. При лазерном сверлении отверстий заготовок из листовых материалов скорость резки зависит от минимального радиуса кривизны контура. При автоматизированной резке (сверлении отверстий) радиус детали должен быть меньше расхождения между начальной и конечной точками замкнутого контура. При резке

и сверлении отверстий и материалов по криволинейному контуру при обходе его углов скорость перемещения изменяется по величине. Уменьшение скорости приводит к искажению профиля реза и увеличению шероховатости поверхности.

Внедрение лазерных технологий вызвано необходимостью технического и технологического перевооружения отечественных предприятий и перевод производства на инновационные процессы, в частности – лазерные процессы резки, сварки и сверления отверстий. Лазерная обработка материалов: резка, сварка, сверление отверстий, модифицирование поверхностного слоя и др. не только обеспечивают новый уровень качества и производительности, но и создают предпосылки для принципиально новых конструкторских и технологических решений в авиакосмической, судостроительной и автомобильной отраслях.

ОЦЕНКА КОРРЕКТНОСТИ ПРИМЕНЯЕМЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ МЕСТНЫХ СОПРОТИВЛЕНИЙ ДЛЯ РАСЧЁТА ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК В ОДНОМЕРНОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

Хаматнурова Ч.Б., Кириллова А.Н.
КНИТУ-КАИ, г. Казань

Внутрибаллистический расчёт основных параметров газового потока камеры сгорания (КС) в одномерном приближении является одним из ключевых этапов проектирования ракетного двигателя твёрдого топлива (РДТТ) и позволяет определить основные геометрические размеры двигателя и параметры газового потока по тракту КС, а также характер их изменения во времени.

Для определения действительных параметров двигателя необходимо учитывать потери, отражающие отклонения от идеальных параметров. Для их учёта используются поправочные коэффициенты. При расчёте внутрибаллистических характеристик, потери давления в тракте заряда с непостоянной площадью проходного поперечного сечения рассчитываются с учётом коэффициента местных гидравлических потерь.

Коэффициенты местных гидравлических потерь, используемые в расчётах в одномерном приближении, заимствованы из справочника [1]. Указанные коэффициенты получены для несжимаемой жидкости и каналов с непроницаемыми стенками, а в РДТТ существует постоянный подвод массы со стороны горячей поверхности заряда. В связи с отличием условий применения коэффициентов гидравлических потерь для внутрибаллистического расчёта и отсутствием поправочных данных к ним в данной работе проведена оценка гидравлических потерь по тракту РДТТ и сопоставление полученных результатов.

В представленной работе оценка гидравлических потерь по тракту РДТТ проведена с использованием современных методов вычислительной гидродинамики. Моделирование проводилось в рамках осесимметричного приближения в идеально-газовой адиабатной постановке стационарной задачи средствами программного продукта ANSYS Fluent. В качестве объекта исследования выступал тракт КС РДТТ с участками местных гидравлических сопротивлений. Среда в расчётном объёме рассматривалась гомогенной.

Верификация применяемого метода численного моделирования в сопоставлении с экспериментальными данными [1] проведена для входного участка трубопровода. В качестве рабочего тела рассматривался воздух, подаваемый из входного коллектора. На выходе из трубопровода задавалось постоянство давления в поперечном сечении; стенки трубопровода задавались гладкими с условиями прилипания и непротекания рабочего тела. Расчёты проводились относительно опорного давления, соответствующего атмосферному. Дискретная модель рассматриваемой геометрической схемы представляла собой структурированную сетку с размером элемента 1 мм. В процессе счёта безразмерный параметр y^+ не превышал 15. Моделирование турбулентного потока проводилось на основании осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Получены

удовлетворяющие результаты верификации, которые позволили перейти к намеченным исследованиям.

При исследовании местного сопротивления сужения потока на входе в канал заряда по тракту КС РДТТ в качестве геометрической модели использовалась камера двигателя со сверхзвуковым профилированным соплом и цилиндрическим одноканальным зарядом, «горящим» по внутренней поверхности и по переднему торцу.

Применяемая модель расчёта потерь на входе в канал РДТТ, граничные условия, параметры сеточной модели были аналогичны предыдущим расчётам, использованным при верификации.

Результаты расчёта показали, что за счёт газоприхода с поверхности топлива значительно сократилась величина протяжённости зон возвратных токов по сравнению с данными [1]. Существенно уменьшился коэффициент местных потерь с проницаемыми стенками заряда. Выявлено, что коэффициент гидравлических потерь на входном участке от изменения газоприхода с проницаемой поверхности «горения» зависит незначительно.

Результаты расчёта газодинамических параметров по тракту канала заряда РДТТ с внезапным расширением показали, что за счёт газоприхода от поверхности топлива существенно сократилась длина участка зоны возвратных токов. Ранее отмеченная закономерность существенного уменьшения коэффициента местных потерь при моделировании процесса течения с проницаемыми стенками заряда была справедлива и для случая внезапного расширения поперечного сечения канала.

Результаты проделанной работы подтверждают влияние проницаемых стенок, обусловленных газоприходом с поверхности заряда, на изменение потерь давления на участках с местными сопротивлениями по сравнению с данными для каналов с непроницаемой стенкой. Для рассматриваемых условий течения наблюдается уменьшение значений коэффициентов местных сопротивлений. Данная особенность течения в каналах с проницаемыми стенками обусловлена частичной компенсацией зон обратных токов дополнительным газоприходом. Следует полагать, что уменьшение значений коэффициентов местных сопротивлений будет способствовать ослаблению эрозионного горения твёрдого топлива и изменению ожидаемых тягово-энергетических характеристик двигателя. Полученные результаты позволяют внести корректировочные поправки для использования известных коэффициентов для более правильного учёта влияния формы заряда на внутрибаллистические характеристики при расчётах в одномерном приближении.

ЛИТЕРАТУРА

1. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям // М.: Машиностроение, 1975. 559 с.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ И СМАЗКИ ПОДШИПНИКА УЗЛА ОПОРЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Холманова М.А.

РГАТУ им. П. А. Соловьёва, г. Рыбинск

Для малоразмерных газотурбинных двигателей особо актуально стоит проблема охлаждения подшипников узла опоры, т.к. ротора двигателей имеют высокие частоты вращения. Основной процент отказов, согласно статистическим данным, связан с низкой эффективностью охлаждения и, как следствие, с повышенными температурами в области расположения подшипника. В данной работе Приведены два варианта решения проблемы. Первый вариант — это применение охлаждения и смазки подшипника посредством масла – воздушной смеси, второй вариант – посредством циркуляции графитового пылевого облака. В обоих вариантах применяется система принудительной циркуляции смесей за счёт введения в конструкцию центробежного вентилятора со специально спрофилированными лопатками для достижения максимально полезного эффекта. Все расчёты произведены при помощи программного обеспечения KISSsys и KISSsoft.

Первый предлагаемый вариант охлаждения и смазки подшипника — это применение масловоздушной смеси. Данный метод может применяться во всех малоразмерных газотурбинных двигателях, где допускается попадание паров масла в проточную часть.

Отбор воздуха на охлаждение подшипника производится из проточной части двигателя. Большая часть отбираемого воздуха проходит через дросселирующие отверстия, выполненные в корпусе подшипника, и попадает в зону смешения, где образуется насыщенная масловоздушная смесь.

Максимальный эффект дросселирования достигается путём подбора диаметра и количества отверстий таким образом, чтобы обеспечить максимальное снижение температуры поступающего воздуха.

Задросселированный поток насыщенной масловоздушной смеси проходит через подшипник, попадает на центробежный вентилятор и сбрасывается в проточную часть двигателя. Таким образом, в месте установки подшипника образуется зона локального охлаждения.

Другая часть отбираемого воздуха, попадает через угловые отверстия в проточные канавки на валу и, далее, сбрасывается в атмосферу. При течении воздуха по проточным канавкам, происходит эффективное локальное охлаждение внутреннего кольца подшипника.

Предложенная конструкция увеличивает долговечность и надёжность многорежимной работы опоры ротора газотурбинного двигателя в условиях высоких температур, за счёт создания в зоне расположения подшипника локальной зоны с пониженной температурой, относительно окружающих деталей, а также, за счёт дросселирования масловоздушной смеси, поступающей в зону контакта подшипника и её принудительного отвода из опоры ротора, осуществляемого центробежным вентилятором.

По результатам расчёта данного метода охлаждения, срок службы подшипника составил порядка 74 часов на максимальном режиме работы двигателя и частоте вращения $n = 42454$ об/мин, статический запас прочности 8,2, термически допустимая частота вращения – 48700 об/мин, общая теплопроизводительность 0,385 кВт.

Второй предлагаемый вариант — это применение твёрдой смазки в виде графитового порошка.

Охлаждение подшипника воздушно графитовой смесью следует применять в спецтехнике, где по условиям работы двигателя не допускается попадание частиц паров в проточную часть двигателя, данный метод обладает такими преимуществами, как:

- минимальный расход графитового порошка, вследствие чего в атмосферу сбрасывается минимальное количество вредных веществ, что важно вследствие напряженной экологической обстановки;

- расход графита обусловлен незначительными утечками через уплотнения;
- возможность работы в условиях высоких температур выше 300 °С;
- возможность восполнения графитового порошка в процессе эксплуатации изделия.

Перед началом работы в закрытую область за подшипником через специальные отверстия закладывается графитовая смесь. После запуска двигателя, с повышением частоты вращения вала начинает вращаться центробежный вентилятор, который создает в полости пылевое графитовое облако. Специально предусмотренные импеллерные уплотнения удерживают графитовое облако в замкнутой полости вокруг подшипника. При работе, циркулирующая графитовая смесь дросселируется в специальных отверстиях, выполненных в диафрагме, располагающейся на входе в подшипник. Дросселирование обеспечивает максимальное снижение температуры потока графитового облака за счёт специально подобранного диаметра отверстий. Далее, задросселированный поток графитовоздушной смеси поступает непосредственно в подшипник и обратно в полость, тем самым создавая непрерывную циркуляцию, при помощи которой, происходит эффективная смазка, удаление продуктов износа и охлаждение подшипника опоры газотурбинного двигателя, работающего в специфических условиях. Количество подаваемой графитовой смеси рассчитывается из условий эксплуатации двигателя. Перед началом последующего цикла работы, полости продуваются через специальные отверстия, выполненные в стенке, после

чего восполняют запас графита через те же отверстия. При необходимости, восполнение графитовой массы и продувка возможны даже при работающем газотурбинном двигателе.

По результатам расчёта, срок службы подшипника, при данном способе охлаждения и смазки, составил порядка 55 часов при идентичных условиях работы двигателя, статический запас прочности 8, допустимая частота вращения – 42454 1/мин, общая теплопроизводительность 0,421 кВт.

Основным преимуществом применения графито-воздушной смеси для охлаждения и смазки подшипника, является область применения (спецтехника и сложные системы, где применение масла воздушного охлаждения недопустимо), а также широкий температурный диапазон.

Одним из важных условий функционирования систем охлаждения и смазки подшипников является отвод продуктов износа. В системах с применением масла воздушного охлаждения, отвод осуществляется в окружающую среду, в то время как при охлаждении воздушно-графитовой смесью, продукты износа удаляются из непосредственной зоны трения, но остаются в областях около подшипника, что несколько повышает общую теплонапряженность подшипника.

При анализе и сравнении экономических показателей, система воздушно графитового охлаждения выгоднее на 15-19 % за счёт того, что графитовая смесь не расходует, за исключением минимальных потерь через импеллерные уплотнения в то время, как система масло воздушного охлаждения имеет значительный безвозвратный расход масла.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ГОРЕНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Чубенко Т.А., Максимов А.Д., Зубанов В.М.
Самарский университет, г. Самара

В процессе разработки жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) необходимо иметь информацию не только о газодинамических параметрах в проточной части, которые определяют совершенство рабочих процессов в камере и сопле, но и о выходных параметрах двигательной установки (ДУ) на различных режимах работы. Определить их изменение можно с помощью характеристик.

Характеристики ЖРД – это зависимости его выходных параметров от внешних и внутренних. К выходным параметрам относятся удельный импульс тяги, тяга, к внешним параметрам – давление и температура компонентов топлива после системы подачи, их плотность, а также параметры окружающей среды (ОС). Внутренними параметрами ЖРД являются давление в камере сгорания (КС), соотношение компонентов топлива, массовые расходы и другие [1].

В настоящее время, при проектировании двигателя конструкторы руководствуются справочными и теоретическими зависимостями, однако, в связи с технологическим развитием имеющейся информации становится недостаточно для создания качественных и конкурентоспособных ДУ, которые, в условиях современных тенденций, необходимо создавать при минимальных затратах средств и времени. Но с появлением CFD-технологий стало возможным на этапе конструирования определить не только интересующие характеристики, а также спрогнозировать изменение выходных параметров при нештатных ситуациях для конкретного двигателя, не прибегая к длительным и ресурсозатратным мероприятиям.

Однако использование данного метода неизбежно влечёт к погрешности, которую необходимо сводить к минимуму. На величину погрешности определения характеристик значительно влияют процессы горения, протекающие в камере, на которые, в свою очередь, оказывают воздействие большое количество факторов, сильно усложняющих их описание и расчёт. Кроме таких факторов, как начальные температура и давление, на процесс горения влияют состав топливной смеси, интенсивность и степень турбулентности, процессы тепло-

и массообмена и другие. В связи с этим, крайне важно для конкретной задачи подобрать оптимальную модель горения, поэтому перед получением характеристик было проведено исследование моделей горения топлива:

1) Замороженное течение продуктов сгорания (ПС) с равновесным составом, полученный путём проведения термодинамического расчёта в программе TERRA [2]. Моделирование замороженного течения оказалось наиболее простым и не ресурсозатратным.

2) Модель горения тонкого фронта пламени Flamelet «Jet-A Oxygen WDI» [3,4], взятая из стандартной библиотеки ANSYS CFX. В данной модели рассматривалось диффузионное турбулентное горение, когда реагирующие вещества подаются в КС по отдельности, и скорости реакций зависят от степени перемешивания топливной пары.

3) В системе упрощенных реакций с моделью диссипации вихря EDM (The Eddy Dissipation Model) рассматривалось кинетическое горение заранее перемешанной смеси, где процесс горения происходит в виде распространения фронта пламени от горячих ПС к холодной топливной смеси. Модель основана на предположении, что для очень быстрых реакций скорость образования ПС определяется временем смешения.

Таким образом, наиболее адекватные результаты были получены с помощью системы упрощенных реакций, которую использовали в дальнейшем при исследовании трёх, представляющих наибольший практический интерес, характеристик: 1) по составу топлива, 2) дроссельная; 3) высотная.

Для исследования характеристик камер ЖРД были выбраны два двигателя второй ступени на компонентах кислород+водород (O_2+H_2), кислород+керосин (O_2+T-1), тягой 1760 кН, давлением в КС 14,6 МПа.

В программе NX 8.5 была создана геометрия расчётной области, которая состояла из тридцатиградусного сектора камеры ЖРД и выходной области, которые были разбиты на сетку конечных элементов с помощью программы ANSYS Meshing. для приближения результатов к реальной картине работы ЖРД был создан пристеночный слой, с более низкой температурой, чем в ядре потока.

Исследование дроссельной, высотной, и характеристики по составу топлива двигателя на компонентах O_2+H_2 осуществлялось с помощью системы реакций [5] с моделью горения Eddy Dissipation Model (EDM) в интервале давлений от 1 до 30 кПа, 0,9-1,1 от номинального давления в КС и в интервале коэффициент избытка окислителя 0,7 – 1,2. Аналогично были получены характеристики двигателя на компонентах O_2+T-1 с помощью системы упрощённых реакций с моделью горения EDM [6]. В результате исследования были получены зависимости тяги от давления ОС, от соотношения компонентов и от давления в КС.

В данной работе были рассмотрены три модели горения топлива в камере ЖРД с помощью программного комплекса ANSYS. для характерных сечений камеры были рассчитаны: температура, давление, массовые доли ПС – а также определены зависимости выходных параметров от внешних и внутренних. Полученные зависимости отражают реальную работу двигателя на различных режимах работы, что подтверждается справочными данными, таким образом, данную модель можно использовать для прогнозирования изменения характеристик ЖРД. Поправочный коэффициент определения удельного импульса тяги для компонентов O_2 и H_2 составил 0,945, для O_2 и $T-1$ – 0,961. Она также довольно проста в технической реализации на предприятии, так как не требует больших ресурсов и мощностей вычислительных машин, а лишь базовых навыков владения программой.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей [Текст]: учеб. для студентов втузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
2. Трусов, Б.Г. Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение

и плазмохимия». 24 – 26 августа 2005. Алматы, Казахстан. – Алматы: Казак университети, 2005. – С. 52 – 57.

3. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2011, ANSYS Inc.

4. Zubanov V. M., Egorychev V. S., Shabliy L. S. Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-Modeling // 2015. — Vol. 104. — P. 29-35.

5. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие В.С. Егорычев, Л.С. Шаблий, В.М. Зубанов – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2014.-135 с.: ил.

6. Лепихов А. В. Упрощенная кинетическая схема горения смеси RP-1/O₂ для CFD-расчётов ракетных двигателей//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. Т.17, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-1/articles/626/>

НАПРАВЛЕНИЕ № 3
**Системы управления,
информатика
и электроэнергетика**

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ИСТОЧНИКА РАДИОСИГНАЛА С ПОМОЩЬЮ АНТЕНН, РАСПОЛОЖЕННЫХ НА ЛОПАСТЯХ ВЕРТОЛЁТНОГО ВИНТА

Буланов К.Ю.
МАИ, г. Москва

Работа посвящена проблеме посадки вертолёт на посадочную площадку с переменными значениями координат в пространстве при сложных метеоусловиях.

Представлено исследование возможности определения координат источника радиосигнала, расположенного на посадочной площадке, с помощью пеленгаторов, расположенных на лопастях вертолётного винта. Такое расположение радиоприёмников позволяет увеличить апертуру антенны, что даёт возможность определения направления на источник излучения. Движение антенн в пространстве приводит к появлению доплеровского смещения сигнала, которое даёт возможность измерения дальности до источника радиосигнала.

Пассивная система определения направления на источник излучения имеет следующие преимущества:

- возможность исключения амплитудно-модулированных шумов, так как информация о направлении содержится в частотно-модулированном сигнале;
- лучшее отношение сигнал-шум в момент определения пеленга, чем в следящих системах;
- высокое время реакции, определяемое периодом одного оборота приёмной антенны;
- высокая эффективность с увеличением частоты, так как доплеровский сдвиг увеличивается;
- возможность определения пеленга между движущимися объектами, а также сохранения места в строю летательного аппарата.

Данная система позволяет решать ряд сложнейших авиационных задач, таких как обеспечение навигации, работы с радиомаяками, посадки в сложных метеоусловиях, а также задач поисково-спасательных работ.

В работе рассмотрена функция зависимости доплеровского смещения частоты сигнала, принятого антенной, от направления на источник радиосигнала и дальности до него. Показаны графики изменения доплеровского смещения частоты от дальности до источника радиосигнала.

Результаты работы подтверждают, что пассивная вертолётная система определения координат с размещением приёмных антенн на лопастях винта позволяет измерять азимут, угол места и дальность до наземного источника излучения с одной позиции.

ПРИМЕНЕНИЕ БОРТОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЕГО УЗЛОВ

Волков В.Е.
ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», г. Москва

Выполнен комплекс перспективных исследований, связанных с применением в бортовых системах управления, контроля и диагностики авиационных двигателей всережимных математических моделей двигателя – программного обеспечения «виртуальный двигатель». Это позволяет обеспечить оперативное выявление поврежденного узла двигателя на ранней стадии.

Для проведения этих исследований разработана специальная комплексная математическая модель, содержащая модели проверяемого ГТД («реальный» двигатель), модель его системы автоматического управления и встроенную в САУ математическую модель двигателя с блоком её идентификации («виртуальный» двигатель). С помощью такой комплексной модели для ГТД различных схем проведены исследования для выявления

их повреждённого узла. для этого на различных режимах работы двигателя и для различных условий полёта в «реальном» двигателе поочередно имитировались повреждения его основных узлов (компрессоров, турбин, камеры сгорания). После этого выполнялось сравнение величин измеряемых параметров «реального» поврежденного двигателя (частот вращения роторов, давления воздуха за КВД, температуры газа за ТНД) и расчётных значений этих же параметров, определяемых с помощью «виртуального» исправного двигателя. На основании анализа соотношений величин и знаков полученных разностей между ними сформирован алгоритм для выявления поврежденного узла двигателя.

Выполнена проверка адекватности разработанных алгоритмов распознавания применительно к находящемуся в эксплуатации двигателю типа ТРДД, в котором были выявлены неисправности его узлов. Величины измеряемых параметров этого двигателя до повреждения его узлов и после их повреждения сравнивались с определяемыми с помощью разработанной термогазодинамической математической модели этого двигателя, в которой проводилась имитация повреждения данного узла. Результаты расчётов показали, что изменения параметров неисправного двигателя, полученные по разработанной методике, аналогичны их значениям по величине и знаку, измеренным в полёте.

АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ОПОРНОЙ ТРАЕКТОРИИ РАЗВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ОРИЕНТАЦИИ АППАРАТА

Воробьева Е.А.

ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв

Рассматривается движение космического аппарата (КА) на высокосэллиптической орбите. для таких орбит характерно деление на два участка: рабочий (в окрестности апогея) и дежурный (в окрестности перигея). На ориентацию КА на данных участках накладывается ряд ограничений со стороны системы электропитания, системы обеспечения теплового режима и полезной нагрузки по положению Солнца. Исходя из этих ограничений на рабочем участке ориентация близка к орбитальной, на дежурном – к инерциальной. для перехода с одного участка на другой необходимо осуществлять разворот КА. Как показал опыт, для таких КА на ВЭО довольно часто возникают ситуации, когда при развороте КА вокруг оси Эйлера по кратчайшей траектории [1] ограничения, накладываемые на ориентацию КА относительно Солнца, нарушаются, что может привести к выходу из строя отдельных систем или КА в целом. Чтобы этого не допустить, требуется разработать алгоритм построения опорной траектории, учитывающий все накладываемые ограничения. Задача усложняется ещё и тем, что необходимо сократить до минимума переходные процессы в конце разворота.

Целью работы является разработка алгоритма построения опорной траектории разворота КА, учитывающего ограничения по ориентации КА относительно направления на Солнце и минимизирующего переходные процессы в конце разворота.

Для достижения указанной цели необходимо решить следующие задачи:

- разработать алгоритм построения опорной траектории разворота КА с учётом ряда ограничений по ориентации КА относительно направления на Солнце, обеспечивающий в заданный момент времени требуемые параметры углового движения для минимизации переходных процессов в конце разворота;
 - провести математическое моделирование режимов переориентации КА с использованием данного алгоритма;
 - сравнить предлагаемый алгоритм с разворотом аппарата вокруг оси Эйлера по кратчайшей траектории;
 - разработать программное обеспечение на основе алгоритма построения опорной траектории разворота;
 - отработать на автоматизированном рабочем месте (АРМ) разработанный алгоритм.
- Описание предлагаемого алгоритма:

- в трёх каналах управления определяются три угла рассогласования между инерциальной и жёстко связанной с КА системой координат в начале и в конце разворота, а также производные по времени от этих углов;

- по каждому каналу управления траектория разворота разбивается по времени на два участка: на первом участке рассматривается равноускоренное движение, на втором – равнозамедленное. При решении системы уравнений, описывающих угловое равноускоренное и равнозамедленное движение, определяется величина углового ускорения и время переключения, т.е. время смены знака углового ускорения, в соответствующем канале управления.

Для случая, когда ограничения, накладываемые на ориентацию КА относительно Солнца в соответствующем канале управления, нарушаются в начале разворота, или величина расчётного углового ускорения меньше минимально допустимого значения, вводится дополнительный начальный участок с максимально допустимым угловым ускорением, а продолжительность этого участка определяется из отношения начальной величины производной по времени от угла к величине максимально допустимого углового ускорения. После этого для новых начальных условий оставшаяся траектория разбивается по времени на два участка и рассчитывается время переключения и угловое ускорение.

На основе данного алгоритма было разработано программное обеспечение (ПО). На вход в данное ПО поступает информация об ориентации и угловой скорости КА на начало и конец разворота, и продолжительность разворота. На основе этой информации на каждом вычислительном такте для системы управления движением формируется требуемая угловая скорость и кватернион, требуемой ориентации.

Алгоритм был внедрен в состав АРМ разработчика алгоритма.

Разработан алгоритм построения опорной траектории КА, учитывающий ряд ограничений по ориентации КА относительно направления на Солнце и обеспечивающий в заданный момент времени требуемые параметры углового движения для минимизации переходных процессов в конце разворота

Сравнение данного алгоритма с разворотом аппарата вокруг оси Эйлера по кратчайшей траектории показало, что использование предлагаемого алгоритма позволяет устранить нарушения ограничений по ориентации во время разворота.

Разработано ПО, которое формирует опорную траекторию для системы управления движением космического аппарата в каждый момент времени разворота. Разработанное ПО прошло успешную отработку на АРМ и может быть использовано при разработке системы управления движением широкого спектра КА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бранец В.Н. Лекции по теории бесплатформенных инерциальных навигационных систем управления. М.: МФТИ, 2009. 304 с.
2. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.
3. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.
4. Айзерман М.А. Классическая механика. М.: Наука, 1974. 368 с.

БЛОК ИЗМЕРИТЕЛЕЙ ЛИНЕЙНОГО УСКОРЕНИЯ С ЦИФРОВОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Гнусарев Д.С., Николаенко А.Ю.

Филиал ФГУП «НППАП» – «ПО «Корпус», г. Саратов

В работе описываются принципы построения шестиканального блока измерителей линейного ускорения (БИЛУ) с неортогональной ориентацией осей чувствительности на основе кварцевых маятниковых акселерометров, предназначенного для применения

в составе системы управления космического корабля «Союз-МС». Приводятся структурная схема и краткое описание функционирования кварцевого маятникового акселерометра с аналоговой системой управления, представляющего собой измерительный канал БИЛУ. Рассматриваются причины модернизации блока измерителей линейного ускорения, заключающиеся в отсутствии возможности выполнения импортозамещения в аналоговой системе управления акселерометра при сохранении точностных характеристик прибора БИЛУ. Приводятся структурная схема и описание функционирования кварцевого маятникового акселерометра с цифровой системой управления, предназначенного для применения в модернизированном блоке измерителей линейного ускорения. При разработке цифровой системы управления решались задачи импортозамещения, расширения температурного диапазона работы прибора и снижения его энергопотребления. Приводится краткое описание управляющей программы микроконтроллера цифровой системы управления, которая обеспечивает совместное функционирование чувствительного элемента и цифрового усилителя в качестве измерителя линейного ускорения, а также алгоритмическую компенсацию основных погрешностей акселерометра, в том числе температурных. Представлены результаты компьютерного моделирования механической части чувствительного элемента кварцевого маятникового акселерометра.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНИМОСТИ СИСТЕМЫ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ К ИЗДЕЛИЯМ «ОКБ СУХОГО»

Гуляев А.М., Мишачев А.П.

ПАО «Компания «Сухой», г. Москва

Актуальность. Увеличение объёмов применения углепластиков в силовых и высоконагруженных ответственных конструкциях, требует новых подходов в обеспечении надёжности и безопасности эксплуатации авиационной техники. В последние два десятилетия в наиболее технически развитых странах стали разрабатываться и широко внедряться системы встроенного контроля (СВК).

Из открытых источников известно, что зарубежом ведётся активная работа по созданию так называемых «умных» конструкций (smart structure) с использованием технологий Structure Health Monitoring [1 – 6], однако внедрение подобных систем в изделия затруднено ввиду отсутствия серийных технологий и технологических процессов производства. При этом ряд разработок имеет двойное назначение и, следовательно, остаётся закрытым для широкого круга исследователей. Похожая ситуация наблюдается и в отечественной промышленности. Ключевым моментом при создании данных систем является выбор типов датчиков. Одними из видов перспективных сенсоров являются волоконно-оптические датчики (ВОД). Это датчики физических величин на основе решеток показателя преломления Брэгга. Являясь датчиками деформации, они так же могут выполнять роль датчиков температуры [6 – 9]. ВОД датчики имеют ряд преимуществ по сравнению с традиционно применяемой электрической тензометрией, которые позволяют использовать их для мониторинга авиаконструкций в большинстве климатических зон. Точность измерения относительной деформации ВОД составляет 1 мкм/м (10 – 6 %), точность измерения температуры 0,1 °C [9 – 12]. Конечной целью этих разработок является создание системы, которая, помимо выявления дефектов и неисправностей, должна адекватно реагировать на их наличие и выдавать соответствующие рекомендации обслуживающему персоналу, таким образом, обеспечивая переход от эксплуатации по заданному ресурсу к эксплуатации по фактическому техническому состоянию.

Цель работы – исследование применимости системы встроенного контроля к конструктивно подобным образцам и агрегатам перспективных изделий ОКБ Сухого.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Разработка, изготовление конструктивно-подобных образцов с волоконно-оптическими датчиками (ВОД) и отработка технологии системы встроенного контроля на них;

Были спроектированы и изготовлены конструктивно-подобные образцы с волоконно-оптическими датчиками. В процессе проектирования, для определения мест закладки ВОД, проводились расчёты в программных комплексах конечно-элементного моделирования. Для отработки технологии СВК проводились испытания изготовленных образцов.

Результаты испытаний подтвердили возможность использования СВК применительно к конструктивно-подобным образцам перспективных изделий «ОКБ Сухого». Была определена сходимости показаний ВОД с показаниями тензометрии. Был получен опыт расшифровки графиков показаний ВОД деформации и акустической эмиссии.

2. Проектирование агрегата перспективных изделий «ОКБ Сухого» с СВК;

Была проработана и утверждена схема размещения ВОД в конструкции фляперона.

3. Разработка предложений по использованию результатов работ по направлению «встроенный контроль»;

Были описаны функции, которые позволят СВК стать инструментом, на основании показаний которого, эксплуатационные службы будут выносить решение о продлении ресурса изделия по фактическому техническому состоянию.

Выводы

В рамках отработки технологии встроенного контроля были произведены и испытаны конструктивно-подобные образцы. Разработана технология изготовления углепластика с интегрированными оптоволоконными сенсорами, позволяющая сохранить стабильность работы датчика при изготовлении и эксплуатации. Определены пути дальнейшего развития направления «встроенный контроль» и вынесены предложения по использованию результатов проведённых работ в качестве инструмента для определения текущего технического состояния изделий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шалин Р.Е., Железина Г. Ф., Гуняев Г. М., Машинская Г. П., Гуляев И.Н., Сенсоры для интеллектуальных и самоадаптирующихся композитов / Труды международной конференции «Теория и практика технологии производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов- 21 век». – М.: МГУ, 2001. С. 422-429.

2. Каблов Е.Н., Морозов Г. А., Сиваков Д.В., Гуляев И.Н., Встроенный контроль: от датчиков до инфокомпозигов «75 лет. Авиационные материалы/ Избранные труды «ВИАМ» – М.: ФГУП «ВИАМ», 2007. С.331-341.

3. Шевкопляс Б.В. Элементы схемотехники оптоволоконных систем. Инженерные решения. – М.: ИП РадиоСофт, 2011.- 756 с., ил.

4. Варжель С. В. Волоконные брэгговские решетки //Учебное пособие. СПб: Университет ИТМО. – 2015. – 65 с.

5. Карасик В. Е., Лазарев В. А. Современные проблемы встроенного неразрушающего контроля конструкционных элементов из полимерных композиционных материалов на основе волоконно-оптических брэгговских датчиков // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2011. № 2. С.157-167.

6. Ларин А.А., Федотов М.Ю., Бухаров С.В., Резниченко В.И. Новые области применения систем волоконно-оптических датчиков // Прикладная фотоника. 2017. № 4. С. 310-324.

7. Epaarachchi J.A., Stevenson J., Canning M. Investigation of embedded near infrared fibre Bragg grating (FBG) sensors (830 nm) in structural health monitoring of glass fibre composite structures // 19th International Conference on Optical Fibre Sensors (OFS-19); 15–18 Apr 2008. – Perth, Australia. DOI: 10.1117/12.786896

8. Optical fiber sensors for aircraft structural health monitoring / I. García, J. Zubia, G. Durana, G. Aldabaldetrekú, M. Asunción Illarramendi, J. Villatoro // Sensors. – 2015. – 15. – P. 15494–15519. DOI: 10.3390/s150715494.

9. Integrated system and methods for management and monitoring of vehicles: пат. 3096123 EP; опубл. 23.11.2016.

10. Гуляев И.Н., Гуляева А.Г., Раскутин А.Е., Федотов М.Ю., Сорокин К.В. Молниезащита и встроенный контроль для конструкций из ПКМ /Труды ВИАМ, № 4. М.-ВИАМ, 2017. С. 8 – 14.

11. Гуляев Г. М., Машинская Г. П., Железина Г. Ф., Гуляев И.Н., Соловьева Н.А., Шалин Р.Е. «Сенсоры для интеллектуальных и самоадаптирующихся композитов» /Научно-технический сборник «Авиационные материалы и технологии». Выпуск «Полимерные композиционные материалы», Москва, ВИАМ, 2002. С.45-49

12. Е.Н. Каблов, Г. А. Морозов, Д.В. Сиваков, И.Н. Гуляев Встроенный контроль: от датчиков до информкомполитов //»75 лет. Авиационные материалы /Избранные труды «ВИАМ». –М.: ФГУП «ВИАМ», 2007. С. 331–341.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЫПОЛНЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПЛАНА АВИАЦИОННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕЧЕТКО- НЕЙРОННОЙ СЕТИ

Гусев П.Ю., Гусев К.Ю.

ВГТУ, г. Воронеж

В результате анализа современного состояния вопроса о возможности прогнозирования выполнения производственного плана авиационного предприятия поставлена цель работы – разработка нечетко-нейронной сети, обеспечивающей высокую эффективность классификации входного потока данных.

Для анализа эффективности предлагаемых в статье решений использованы данные цеха по производству деталей из полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Для получения набора исходных данных применен инструмент имитационного моделирования. Имитационная модель позволяет в точности повторить все технологические этапы изготовления деталей реального производства. В созданной и верифицированной имитационной модели производства можно сгенерировать набор данных, достаточный для разработки прогностической модели.

Для создания имитационной модели производства деталей из ПКМ использованы реальные производственные данные: планировка производственных площадей, размеры участков, количество технологического оборудования, количество рабочих, исходные данные деталей, исходные данные оснастки и т.д.

Массив исходных данных представляет собой месячный производственный план. Месячный производственный план является списком из 187 позиций, где в каждой позиции записано требуемое количество единиц данной детали. При этом изготовление некоторых деталей может быть не предусмотрено планом. Количество единиц каждой конкретной детали в месячном плане описывается нормальным законом распределения, что обеспечивает достаточное разнообразие генерируемого массива данных. Все сгенерировано 1500 различных входных массивов, что соответствует 1500 разным производственным планам.

Всего в полученном наборе данных 867 строк с данными, когда производственный план не выполнен, и 633 строки, когда производственный план выполнен.

Полученные данные проанализированы с целью определения взаимосвязей между исходными данными и целевой переменной – выполнением производственного плана. Результаты анализа также могут быть использованы для оптимизации работы производственного подразделения.

Полученный ряд, составленный из данных имитационных экспериментов, имеет составляющие, которые прогнозируются с помощью средств технического анализа с применением аппарата нечетко-нейронных сетей. для автоматизации процесса прогнозирования предлагается модель нечёткой системы с внешней базой знаний, где в качестве формы представления нечётких множеств используется функция Гаусса.

Первым этапом функционирования данной модели является составление из обучающей выборки базы знаний в виде пар «входной вектор» – «прогнозируемое значение». Данные

в базе знаний сохраняются не в абсолютных значениях, а в виде функций принадлежности к соответствующим гауссовым кривым. На втором этапе, используя сформированную базу знаний, составляется прогноз, путём вычисления степени принадлежности имеющейся ситуации и эталонной. Нечёткая система даёт возможность вычисления результата двумя способами:

1) прямое нахождение ситуации в базе знаний, имеющей наибольшую степень принадлежности к входной ситуации, где результатом является совпавшее с найденной ситуацией «прогнозируемое значение»;

2) вычисление результата по оригинальной формуле.

Функционирование нечётко-нейронной сети с нечёткими множествами требуется для выполнения математических операций, производимых следующими блоками:

а) блок приведения переменных состояния к нечётким множествам;

б) блок выработки решения;

в) блок отображения выходных нечётких множеств в значение прогноза.

В результате получен алгоритм функционирования нечёткой системы анализа и прогнозирования:

1. Формирование типовых параметров нечёткой системы прогнозирования. Вводится лингвистическая переменная для описания текущей ситуации по выпуску деталей с набором параметров.

2. Фазификация. С помощью описанной выше лингвистической переменной происходит перевод параметров в нечёткие значения. Вводится двумерный массив, содержащий информацию по всем деталям и массив, содержащий параметры после перевода в нечёткую логику.

3. На следующем этапе производится фазификация данные новой ситуации, из эталонной выборки, то есть перевод параметров в нечёткую логику по лингвистическим переменным. Вводится массив, содержащий информацию по новой ситуации, и формируется массив, содержащий параметры после перевода в нечёткую логику.

4. Далее осуществляется поиск степеней равенства новой ситуации со всеми имеющимися в базе знаний. Степень равенства есть наименьшая из степеней включения одной нечёткой ситуации в другую.

5. Дефазификация. Обратное преобразование в точные значения происходит методом равенства моментов.

На основе описанного выше алгоритма был реализован программный модуль анализа и прогнозирования выполнения производственного плана. Была проанализирована тестовая выборка, из которой формируется база знаний и проведены контрольные проверки на тестовой выборке. Результаты тестовой проверки – 93% совпадений прогноза в тестовой выборке.

Актуальность применения современных интеллектуальных технологий на отечественных производственных предприятиях возрастает с каждым годом. Интеллектуальные технологии позволяют обеспечить производственный процесс качественно новым уровнем поддержки принятия решений.

Предложенная в работе нечётко-нейронная сеть для классификации производственных программ, может обеспечивать оперативную поддержку принятия решений не только на этапе изменения производственной программы, но и также для оперативного управления более мелкими подразделениями.

ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА ПРОЦЕССА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ МИКРОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ

Дрозд О.В.

СФУ, г. Красноярск

В настоящее время процесс проведения испытаний (ППИ) микроэлектронных систем (МЭС) и их компонентов осуществляется в условиях постоянного роста уровня сложности

изделий и ужесточения предъявляемых требований к качеству реализации жизненного цикла МЭС. При этом комплексный ППИ МЭС осуществляется в разнородной информационной среде, включающей в себя множество слабо связанных аппаратных и программных средств обеспечения проведения испытаний, возникновение которых вызвано непрерывным развитием информационных технологий и интенсивной информатизацией проектной и производственной деятельности.

Разнородная информационная среда отличается эффективностью на отдельных стадиях обеспечиваемых ею процессов за счёт узкой специализации её элементов, характеризуется масштабируемостью и расширяемостью путём добавления в цепочку проведения испытаний новых элементов, при этом задачи обеспечения информационной интеграции с существующими элементами цепочки не решаются. Вместе с тем разнородная информационная среда в значительной степени ограничивает взаимодействие программных и аппаратных средств между собой по причине закрытости средств обмена конструкторскими данными при реализации ЖЦ РЭА и отсутствия единого формата представления конструкторских данных, средств их накопления, обработки и анализа.

Наиболее широко распространенный способ устранения недостатков разнородной информационной среды предполагает взаимную интеграцию средств поддержки проведения испытаний МЭС в единое информационное пространство (ЕИП) как испытательной лаборатории, так и предприятия-разработчика в целом. Вместе с тем стоит отметить, что предоставляемых разработчиками бизнес-приложений, систем автоматизированного проектирования, элементной базы и контрольно-измерительного оборудования нуждаются в существенной доработке с целью обеспечения процесса проведения испытаний МЭС в условиях разнородной информационной среды. Таким образом, развитие существующих теоретических и практических методов и средств информационной поддержки проведения испытаний изделий в условиях разнородной информационной среды, представляется актуальной научно-технической проблемой.

Цель данной научно-исследовательской работы заключается в повышении эффективности процесса проведения испытаний микросистемных систем за счёт внедрения методов и средств информационной поддержки в условиях разнородной информационной среды. Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи: разработка модели ЭКД, учитывающей структуру и динамику ЖЦ документа и типовых объектов проектирования, оценка полноты представления конструкторских данных посредством разработанной модели по сравнению с существующими аналогами; реализация разработанной модели ЭКД в виде комплекса средств информационной поддержки проведения испытаний МЭС; внедрение средств информационной поддержки проведения испытаний, оценка полученного эффекта.

Автором предлагается оригинальный структурно-динамический подход к представлению знаний об организации электронного конструкторского документа и типовых объектов проектирования (электронная структура изделия, информационная модель изделия) и процессах их жизненного цикла. Данный подход предполагает взаимосвязанное построение модели структурной организации с использованием аппарата предметно-ориентированных онтологий и конечно-автоматной модели жизненного цикла. Предлагаемые подходы к информационному обеспечению проведения испытаний применялись в ходе разработки цифровой навигационной аппаратуры потребителя МРК-60ПРМ (разработчик – ОАО «НПП «Радиосвязь», г. Красноярск) с функцией определения параметров пространственной ориентации подвижного объекта-базы.

Реализация процесса проведения испытаний навигационной аппаратуры потребителя осуществляется с помощью автоматизированной системы проведения испытаний, которая включает в себя комплекс контрольно-измерительных приборов, средств управления и информационной интеграции в ЕИП предприятия. Автоматизированная система проведения испытаний позволяет проводить в автоматическом режиме контроль процесса проведения испытаний и оценку полученных результатов на степень их соответствия набору эталонных параметров и имитационной модели изделия. Оценка осуществляется путём

сравнения значений эталонных параметров, результатов моделирования и фактических параметров функционирования системы по заранее заданному набору критериев. Также возможно проведение испытаний и имитационной модели в отдельности для оценки степени её соответствия требованиям технического задания на разработку. Полученные экспертные оценки эффективности внедрения разработанных средств информационной поддержки с использованием положений Стэнфордской теории фактора уверенности свидетельствуют о достижении поставленной цели – повышении эффективности процесса проведения испытаний микросистемной системы в условиях разнородной информационной среды за счёт внедрения методов и средств информационной поддержки.

РАЗРАБОТКА ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ WEB-СОРЕВНОВАНИЙ

Егорова Н.А.
МАИ, г. Москва

Стремление к автоматизации в современном мире вынуждает нас с раннего возраста идти в ногу с техническим прогрессом, в том числе в образовании. Еще 5 лет назад в школьной программе обучения не было таких дисциплин, как робототехника и программирование, сейчас же эти предметы являются неотъемлемой частью школьной программы. Но зачастую подобное обучение ведется теоретически или с использованием устаревших технологий, в связи с чем и возникла идея создания платформы для обучения робототехнике и программированию.

Целью данного проекта является создание дистанционной площадки Web-соревнований для изучения следующих областей:

- алгоритмизации;
- робототехники;
- основ программирования микроконтроллеров;
- технического зрения;
- 3D-моделирования.

Основной аудиторией являются ученики средних и высших учебных заведений.

Идея проекта заключается в создании робота, находящегося в трёхмерном лабиринте. Задача участников, зная местоположение робота и точку Финиша, написать алгоритм прохождения препятствий, определяемых двумя вариантами:

- с помощью датчиков, находящихся непосредственно на роботе;
- с помощью камеры, находящейся вне лабиринта.

Разработка обучающей платформы была разделена на несколько этапов:

- 1) Разработка, моделирование робота и концепции соревнований.
- 2) Подбор и закупка наиболее подходящих комплектующих, сборка робота, тестирование прототипа.
- 3) Разработка системы технического зрения, тестирование системы.
- 4) Создание объёмных препятствий, тестирование алгоритмов движения и предотвращения столкновений.
- 5) Создание и настройка Web-сервера, на базе которого будут проводиться онлайн соревнования.

Для реализации управления роботом была выбрана отладочная плата Arduino, основным преимуществом которой является её удобство при проведении обучения основам алгоритмизации и программирования на языке C/C++.

Для реализации системы технического зрения и отслеживания местоположения робота в лабиринте, будет использоваться одноплатный компьютер Raspberry Pi и библиотека OpenCV for Python, позволяющая обрабатывать изображение с камеры и получать координаты робота в пространстве, тем самым имея возможность корректировать траекторию его движения в лабиринте.

Платформа для робототехнических Web-соревнований позволит проводить дистанционное обучение в школах на уроках информатики и робототехники, обучать студентов. Кроме того, с помощью данной площадки могут проводиться робототехнические хакатоны, позволяющие собрать участников не только из одной школы или одного города, но и проводить соревнования между командами из разных стран, без необходимости присутствия всех участников в одном месте.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ «ЕСО-365» И «WASTEMES» ДЛЯ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ ЦИФРОВИЗАЦИИ В ПРОЦЕССЕ ОТХОДООБОРОТА НА ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЯХ АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ И В АЭРОПОРТАХ

Елифанцев К.В., Кульбик В.В.

ГУАП, г. Санкт-Петербург

Руководство аэропортов часто подчеркивает необходимость совершенствования действующей процедуры хранения твёрдых бытовых отходов, что требует информационного обеспечения жизненного цикла продукции – в данном случае жизненного цикла элементов отходов аэропорта или отходов производственного цикла завода по выпуску авиационной техники. Жизненный цикл изделия, который состоит из четырёх важных элементных звеньев: разработка, испытание, эксплуатация, утилизация (ГОСТ 56136-2014) говорит о необходимости цифровизации каждого цикла при производстве и утилизации продукции военного назначения: «Утилизация – стадия ЖЦ, на которой осуществляется изменение целевого назначения или уничтожение изделий по причине невозможности или нецелесообразности их дальнейшего применения по основному назначению с обеспечением возможности вторичного использования таких изделий, либо материалов, полученных при их уничтожении (разборке)».

Основной объект исследования – модернизация современного программного обеспечения ERP-систем.

В настоящее время в области обучения сотрудников, задействованных в Военно-промышленном комплексе РФ, прослеживаются недостатки в области разработки и внедрения новых и перспективных технологий, недостаточный уровень визуализации и цифровизации процесса обучения, от которых требуется эффективное поддержание функционирования системы эксплуатации и ремонта и утилизации авиационной техники.

Приоритетным направлением в переработке отходов является не только создание или модернизация технологии переработки, но и разработка программного обеспечения для моделирования установок и управления хозяйственной деятельностью аэропорта или производственной компании.

Переработка отходов является относительно молодой отраслью, которая начала развиваться с конца 1999 года, поэтому в этом секторе создан программный вакуум за счёт минимального количества вовлечённых экспертов (программистов), большая часть которых имеет большие компетенции в области создания программного обеспечения в области машиностроения, моделирования процессов горной отрасли и систематизации продуктов питания. При анализе существующих САПР возможно выделить несколько основных программных продуктов: Компас-3D, T-Flex, 1C-Предприятие, Csoft (TDMS, TechnologiCS), Интермех (Search), 1C и Appius (1C:PDM), Люция Софт (Lotsia PDM PLUS), Топ Системы (T-Flex DOCs), НИЦ CALS-технологий «Прикладная логистика» (PDM STEP Suite).

Из числа наиболее значимых документов, которые потенциально использовались при создании программного продукта в сфере экологии, необходимо выделить: Федеральный классификатор отходов 2017–2018гг. и ГОСТ Р 54096-2010 «Ресурсосбережение. Обращение с отходами».

Программа ЕСО-365, разработанная автором, является незаменимым помощником в области хранения, переработки и продажи отходов для оператора. В программе систематизированы электронные информационные ресурсы в области переработки отходов,

разработан Java script прямого кода, адаптированный к современным требованиям Росприроднадзора. Метод поиска отходов максимально адаптирован в программном интерфейсе и визуально эргономичен для пользователей. В качестве пишущего приложения был использован язык Java Script language, который является объектно-ориентированным языком.

В исследуемой программе систематизированы электронные информационные ресурсы в области переработки отходов, разработан Java script прямого кода, адаптированный к современным требованиям Росприроднадзора. Метод поиска отходов максимально адаптирован в программном интерфейсе и визуально эргономичен для пользователей. В качестве пишущего приложения был использован язык Java Script language, который является объектно-ориентированным языком.

СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДКОЙ ДЛЯ МНОГОРАЗОВО ИСПОЛЬЗУЕМЫХ РАКЕТ

Залеткина А.Д., Мазаев А.С., Хабаров А.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время становится актуальна идея спасения отработавшей ступени для её повторного использования. Однако, несмотря на множество идей и проектов, единственной серийной многоразовой первой ступенью были только твёрдотопливные ускорители Спейс Шаттла. Это неудивительно, потому что любая система посадки требует дополнительного веса, который очень дорог в ракетостроении.

Ракета-носитель среднего класса Falcon 9 изначально задумывалась для многоразового применения. Инженеры SpaceX испытывали разные варианты возврата на Землю обеих ступеней ракеты. Делать это планировалось при помощи парашютов. С развитием синтетических тканей парашюты становятся всё легче и потенциально привлекательней для возврата космической техники. Парашютная система с воздушными мешками для двадцати тонной ракеты уложится в пару тонн. Самый заметный минус — система неуправляемая и для посадки потребуются выделение зоны отчуждения. Впоследствии от этого способа отказались, сделав выбор в пользу посадки при помощи двигателей. Возвращать для повторных запусков планируется только первую ступень, так как повторная эксплуатация обеих ступеней нецелесообразна. Повторное использование ракетных ступеней должно сократить издержки примерно на треть.

Первая ступень Falcon 9 может быть повторно использована, на неё установлено оборудование для возврата и вертикального приземления на посадочную площадку или плавающую платформу. Удар носителя о землю может привести к серьёзным повреждениям, после которых возможность повторной эксплуатации была мала или же ремонт был слишком дорог. Инженеры SpaceX разработали схему мягкой посадки, которая предполагает не восстановление носителя, а только техобслуживание.

Отметим, что к идее многоразовых полётов постепенно возвращается и отечественная космическая отрасль. В 2016 году в Центре имени Хруничева был восстановлен департамент по многоразовым средствам выведения. Первые проработки по созданию данной системы управления показали, что технических проблем по возвращению первой ступени нет. Самое дорогое в ракете — это двигатель первой ступени, поэтому задача состоит в спасении именно этой части. Чтобы безаварийно опустить эту ступень обратно на землю, необходимо установить на ней собственную систему управления и базу запаса топлива.

В многоразовых космических системах предусмотрен безопасный спуск или возвращение к месту старта и мягкая посадка отработавших ступеней ракет-носителей. Очевидно, что возвращаемые ступени должны иметь собственные системы управления (СУ). Такие СУ должны быть просты, иметь минимальные массу и габаритные размеры.

Основными органами управления являются двигатель ракеты, два вспомогательных двигателя ракеты, расположенных в носовой части. В качестве датчиков используются гироскоп, датчик линейных ускорений, датчик контакта соприкосновения с землей.

В процессе работы были сравнены две методики проектирования САУ посадкой ракеты: метод проектирования с использованием нейросети и аналитический метод проектирования. Нейронная сеть прямого распространения требует двух часов на обучение, в то время как построение внутренних и внешних контуров системы управления при аналитическом методе требуют длительного периода.

В результате выяснилось, что метод проектирования с использованием нейросети быстрее по сравнению с аналитическим, но не столь нагляден по сравнению с аналитическим методом, а также на нейросетевом методе нельзя провести математический анализ. Однако при изменении параметров посадки в аналитическом методе требуется изменение программы полёта, а при использовании нейросетевого метода ракета успешно садится без вмешательства разработчика. Моделирование полёта ракеты с применением нейросети проводилось с использованием OpenAI Gym и Keras с последующей визуализацией на языке Python. Моделирование аналитического метода проводилось в среде Simulink.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА РЕЗЕРВНОГО РЕЖИМА «ВОЗВРАТ» СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЁТНОГО ТИПА для ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ

Зельцер А.Г.

ПАО «Компания «Сухой», г. Москва

Резервные режимы работы системы автоматического управления (САУ) имеют значительную важность в обеспечении безопасности полёта беспилотного летательного аппарата (БЛА) самолётного типа. Это происходит вследствие того, что бортовая вычислительная машина (БЦВМ) имеет множество задач, и потому не обеспечивает достаточную отказоустойчивость. Также, на БЦВМ и САУ влияет большое количество внешних и внутренних факторов:

- отказ бортовой вычислительной техники;
- разрыв связи с наземным пунктом управления (НПУ);
- разрыв связи со спутниками;
- информационное противодействие противника.

Данные факторы могут стать причиной некорректности управляющих сигналов, поступающих от основных алгоритмов работы САУ. Основными алгоритмами считаются те, которые в штатной ситуации осуществляют управление БЛА и работают над выполнением основных задач, поставленных в рамках полётного задания.

Для решения данной проблемы целесообразно использовать метод аппаратного и программного резервирования. для этого необходимо обеспечить отключение некорректно работающих основных алгоритмов и провести запуск функционально независимого резервного алгоритма, предназначенного для управления БЛА в случае отказа основных алгоритмов и обладающего многократным резервированием каналов управления. Данный алгоритм обеспечивает безопасное возвращение БЛА в район включения режима САУ «Автоматическая посадка» из любой точки маршрута, включая траекторию набора высоты и захода на посадку.

Исходя из сказанного выше, резервные режимы управления являются важным элементом обеспечения безопасности БЛА и должны обладать высокой надёжностью и отказоустойчивостью. Данные режимы обеспечивают предупреждение и предотвращение авиационных происшествий, а также безопасное возвращение БЛА на заданный аэродром в случае поступления сигнала об отказе основных контуров управления или их некорректной работы.

В соответствии с вышеизложенным, резервный режим «Возврат» должен отвечать следующим требованиям:

- наличие возможности включения режима из наземного пункта управления;

- движение по прогнозируемой траектории вблизи аэродрома посадки для максимально быстрой оценки корректности работы режима;

- автоматическое включение из навигационных режимов в случае поступления сигнала об отказе БИВМ с целью создания условий для включения режима работы САУ «Автоматическая посадка»;

- наличие возможности включения данного режима в процессе работы режима «Автоматическая посадка».

Целью данной работы является разработка алгоритмов резервного режима «Возврат», отвечающих требованиям, предъявляемым к данному режиму.

Задачами в данной работе являются:

- анализ существующих технических средств, технологий и алгоритмов работы САУ;
- выбор базисного для этого режима алгоритма;
- доработка существующих инструментальных средств имитационного и полунатурного моделирования для обеспечения отработки разрабатываемого режима в различных условиях, сокращения количества натурных работ и повышения их безопасности;
- отработка алгоритма в рамках имитационного и полунатурного моделирования, а также при проведении натурных работ.

В соответствии с поставленными требованиями и задачами алгоритм режима производит управление с помощью сигналов заданного крена и заданной нормальной перегрузки. для создания алгоритма резервного режима «Возврат» были использованы следующие алгоритмы и технологии:

1. Алгоритм выбора значения заданного крена.
2. Алгоритм управления продольной перегрузкой по заданной высоте.
3. Алгоритм управления креном по заданному курсу.
4. Алгоритм управления креном по боковому отклонению.
5. Алгоритм увода БЛА из опасной зоны.

Использование доработанного комплекса имитационного моделирования (КИМ) в качестве инструментального средства разработки, отладки и проверки работы режима в различных условиях.

В процессе работы был разработан алгоритм, задачей которого является выбор нужного на данный момент сигнала в качестве заданного крена. Данное свойство позволяет создать универсальный алгоритм выбора, который приводит БЛА к траектории движения по кругу при движении из любой точки.

Горизонтальная плоскость делится на зоны, различающиеся по номерам. В некоторых зонах используется сигнал заданного крена, поступающего от алгоритма управления креном по заданному курсу. Выбирается точка на траектории, к которой производится движение. Далее, при попадании в зоны другой группы алгоритм использует значение заданного крена, поступающие от алгоритма управления по боковому отклонению. Данный алгоритм обеспечивает эффективный возврат на траекторию в случае возникновения различных факторов, создающих у БЛА боковое смещение.

Алгоритм увода БЛА из опасной зоны осуществляет задачу скорейшего вывода БЛА из запретной зоны, в случае если режим был включен непосредственно в ней, или избежать влета уже невозможно, и представляет собой селектор, который проверяет значение текущих курса и координат.

Достижение условий запуска режима САУ «Автоматическая посадка» в продольном и боковом каналах может произойти в разное время. Благодаря этому БЛА максимально оперативно перестраивается на высоту круга и далее движется в зону включения режима автоматической посадки по заданной траектории или наоборот.

Данное свойство бокового канала даёт преимущество при срабатывании режима непосредственно сразу после взлёта, когда БЛА еще не успел набрать значительную высоту. В таком случае, БЛА максимально быстро занимает безопасную высоту круга и движется далее на посадку.

Заключение

Разработан резервный режим «Возврат», позволяющий БЛА в случае отказа БЦВМ выводить БЛА в район включения алгоритма «Автоматическая посадка». Режим был реализован на основе алгоритмов разделения боковой плоскости на зоны, управления креном по курсу, по боковому отклонению, увода БЛА из опасной зоны, управления высотой по заданной перегрузке. Данный режим был протестирован в ходе натурных работ с использованием БЛА самолётного типа, где продемонстрировал свою работоспособность, однако, данный режим может быть адаптирован для других видов летательных аппаратов.

Доработанный КИМ позволяет провести отработки данного режима в различных условиях, выявить граничные условия его использования, сократить количество натурных работ и увеличить их безопасность.

Последующие работы будут направлены на расширение функционала режима в части увода БЛА от препятствий, как в продольном, так и в боковом каналах, а также на устранение различных недостатков алгоритма, выявленных в процессе натурных работ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Washington post. Drone crash database. E. Chow, A. Cuadra, C. Whitlock. 20 июня, 2014. <https://www.washingtonpost.com/graphics/national/drone-crashes/database> (дата обращения 05.11.2018)

2. Вережкин А.А., Лернер И.И. К вопросу фильтрации нестационарных процессов применительно к задачам автоматической посадки // Всероссийская научно-практическая конференция «Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли»: труды. Казань: Изд-во АН р. Татарстан, 2016. – Т. 2. С. 404-409.

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ МОДУЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ КАЛИБРОВКИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ И ТЕПЛОВИЗИОННОЙ АППАРАТУРЫ МАЛОЙ И СРЕДНЕЙ ОПТИЧЕСКОЙ АПЕРТУРЫ И ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ НА ВОЗДЕЙСТВИЯ, ВЫЗЫВАЮЩИЕ НЕМЕДЛЕННУЮ И НАКАПЛИВАЕМУЮ РЕАКЦИЮ ЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Клочков К.А., Беспашопникова А.П.

РГАТУ им. П. А. Соловьёва, г. Рыбинск

Развитие малой беспилотной и роботизированной авиации, успешно решающей вопросы поиска, наблюдения и регистрации различных объектов, поддержки деятельности МЧС, активного освоения Арктики, роста качества жизни населения и улучшения экологической обстановки, предполагает активное использование термографического оборудования.

Независимо от функциональной и конструктивной сложности такое оборудование в обязательном порядке должно подвергаться калибровке, как во время выпуска, так и в процессе эксплуатации, в том числе с целью адаптации к динамически меняющимся условиям использования.

В лёгких (малых) беспилотных летательных аппаратах (МПЛА) в качестве бортовой оптической и тепловизионной аппаратуры используется оборудование малой и средней оптической апертуры с разрешением не хуже 720x1080 пикселей, позволяющее получить чёткое визуальное и тепловое телевизионное изображение при условии устранения аддитивной ошибки и технологического разброса параметров каждого чувствительного элемента тепловизионной матрицы.

Следует также отметить, что как при калибровке, так и при эксплуатации инфракрасное излучение активно вступает во взаимодействие с содержащимися в воздушном пространстве молекулами двуокиси углерода и воды, вызывая поглощение части излучения и генерацию побочного излучения в соответствии собственной температурой излучаемого тела. Таким образом, калибровку необходимо осуществлять в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным, и чем разнообразнее будут эти условия, тем эффективнее калибруемое устройство будет выполнять эксплуатационную задачу.

Проект направлен на решение данной задачи и предусматривает создание универсального малогабаритного комплекса для выполнения процессов калибровки тепловизионных устройств малой и средней оптической апертуры, в условиях, имитирующих воздействия окружающей эксплуатационной среды.

Проект выполняется студенческим конструкторско-технологическим бюро (СКТБ) кафедры РТС по заданию и поддержке опытного производства предприятия-партнёра – АО «Ростовский оптико-механический завод» и предназначен для отработки практических вопросов, необходимых для завершения работы и ввода в эксплуатацию ранее разработанного в СКТБ технологического комплекса на базе протяжённого инфракрасного излучателя для калибровки отечественных широкоформатных тепловизионных систем и комплексов для авиации и бронетанковой техники.

В рамках деятельности выполняемой СКТБ работы успешно последовательно реализованы проекты по аналогичной тематике.

Проектируемый малый калибровочный комплекс является логическим продолжением выполненных ранее проектных работ, но при этом представляет собой независимую модульную конструкцию, имеющую типовую систему автоматического управления и единую элементную (компонентную) базу.

В состав комплекса входят:

1. малый протяжённый калибровочный излучатель – имитатор абсолютно чёрного тела формата 120х80 мм с принудительной системой охлаждения;
2. система автоматического управления калибровочным излучателем с визуализацией температурной фазы системы охлаждения и динамических параметров мощности управления термоэлектрическими элементами;
3. многоступенчатая комбинированная воздушно-жидкостно-термоэлектрическая система охлаждения излучателя;
4. двухканальная система электропитания;
5. универсальная климатическая (рабочая) камера с термоэлектрическими процессорами и интегрированной воздушно-жидкостной системой охлаждения;
6. система автоматического управления климатической камерой с встроенной системой электропитания.

Благодаря развитой системе визуализации отдельных параметров калибровочный комплекс может использоваться в учебном процессе бакалавров и магистров соответствующих направлений подготовки, а также в научно-исследовательской работе, направленной на совершенствование существующих и разработку новых калибровочных систем и/или составляющих их компонентов.

К отличительным особенностям проектируемого калибровочного комплекса относятся:

1. использование единой термоэлектрической платформы на основе реверсируемых отечественных высокоэффективных термоэлектрических одно- или двухкаскадных модулей для:

- а) статического и динамического формирования положительных и отрицательных температур и генерации равно-температурного поля инфракрасным калибровочным излучателем
 - б) создания требуемой климатической платформы (среды) и управляемых воздействий агрессивных средств в замкнутом объёме универсальной рабочей камеры.
2. благодаря такому решению существенно снижается энергопотребление, стоимость комплекса и массогабаритные показатели по сравнению с существующими отечественными и зарубежными аналогами;
 3. объединение в одном комплексе и в одном временном интервале возможностей для формирования и исследования одновременного влияния нескольких разнородных дестабилизирующих процессов как независимо друг от друга, так и в управляемой программируемой совокупности. С этой целью управление термоэлектрическими модулями и компонентами, имитирующими и/или формирующими (моделирующими) агрессивные среды, осуществляется независимыми программируемыми многоканальными контроллерами;

4. использование модульных конструкций ИК-излучателя, систем управления, систем охлаждения и систем электропитания, позволяющих проводить оперативную реконфигурацию калибровочного комплекса без замены или подстройки других составляющих.

Проектирование модульного технологического комплекса помимо своего основного назначения преследует и решение целого ряда дополнительных научно-технических задач:

- изучение процессов формирования управляемого высокоточного равно-температурного поля на основе инверсных (обратимых по температуре) термоэлектрических модулей;

- изучение поведения граничного температурного поля на неоднородной вертикальной поверхности в условиях квазистабильного микроклимата и теплового баланса изолированных технических и неизолированных полевых лабораторий;

- исследование влияния квазимикропирамидальной структуры анодированной поверхности излучения на стабильность и равномерность формируемого температурного поля;

- исследование режимов динамического управления термоэлектрическими модулями для формирования управляемой корректирующей «тепловой волны» с целью нивелирования их технологических и конструктивных разбросов;

- изучение вопросов формирования эффективной тепловой изоляции температурных поверхностей ИК излучателя (теплового аккумулятора) и радиатора;

- исследование вопросов управления процессом образования инея и конденсата на излучающей поверхности;

- отработку технических решений для корректирования комплекта разработанной конструкторско-технологической документации, внесения изменений в конструкцию, аппаратное и программное обеспечение опытного образца протяжённого инфракрасного калибровочного излучателя – генератора равно-температурного поля «МИРАЖ».

ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРНОЙ ЦЕПИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ МАШИН НА ОБРАЗОВАНИЕ ЭКСЦЕНТРИСИТЕТА

¹Коренчук К.Ю., ²Мисютин Р.Ю.

¹МАИ, г. Москва

²АО «УАПО», г. Уфа

Расчёт размерных цепей позволяет выявить потенциально худшие сочетания размеров узлов и деталей электрических машин, а также является первым этапом в определении силы магнитного притяжения. В зависимости от особенностей конструкции роторов различных типов электромеханических преобразователей, расчёты размерных цепей могут существенно отличаться друг от друга. Например, размеры воздушного и немагнитного зазоров равны в случаях электромеханических преобразователей с возбуждением от электромагнитов, в то время как в электрических машинах с возбуждением от постоянных магнитов размеры зазоров различны. Зачастую, силовые бандажки из магнитных или немагнитных материалов применяют для удержания постоянных магнитов от действия центробежных сил на роторах электромеханических преобразователей. Также, при расчёте немагнитного зазора в конструкциях роторов электрических машин с постоянными магнитами важно принимать во внимание толщины силовых бандажей [1].

В работе показана расчётная схема размерной цепи электромеханического преобразователя с возбуждением от постоянных магнитов. Данная схема помогает определить эксцентриситет машины, а также размеры немагнитного зазора [1], [2].

В электромеханических преобразователях с возбуждением от постоянных магнитов одним из факторов, влияющих на величины прогиба вала и критических частот вращения ротора, является сила одностороннего магнитного притяжения. Рассчитать данную силу, обусловленную эксцентриситетом, помогают расчётные схемы размерных цепей. Предлагаемая аналитическая методика учитывает реальную геометрию многополюсной

активной зоны, изменение индукции в рабочем зазоре при эксцентриситете с учётом потоков рассеяния [1], [3].

ЛИТЕРАТУРА

1. Мисютин Р.Ю. Автоматизированное проектирование авиационных генераторов с постоянными магнитами: дис. канд. техн. наук. МАИ, Москва, 2015.
2. Зечихин Б. С., Журавлев С. В., Мисютин Р. Ю., «Генераторы на постоянных магнитах для авиационной техники», Электричество. – т. 6, стр. 49-59, 6 июня 2018 г.
3. Алексеев А.Е. Конструкция электрических машин. – М.: Госэнергоиздат, 1958.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕВЗАИМНОГО УСТРОЙСТВА НА ОСНОВЕ ПОСТОЯННОГО МАГНИТА ДЛЯ ЗЕЕМАНОВСКОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА

Кудрявцев А.С., Савченко Н.А.

АО «НИИ «Полус им. М.Ф. Стельмаха», г. Москва

В работе впервые исследована зависимость частотной невязимости, возникающей в зеэмановском лазерном гироскопе при наложении на его активную среду магнитного поля постоянного кольцевого магнита с учётом нелинейности дисперсионной функции активной среды и неоднородного распределения магнитного поля вдоль активной среды.

Неоднородность магнитного поля всегда присутствует в невязимом устройстве зеэмановских лазерных гироскопов в силу особенностей распределения поля постоянного кольцевого магнита и моноблочной конструкции лазера.

В работе показано, что в зависимости показателя преломления от напряжённости, приложенного к активной среде магнитного поля существует максимум.

Неоднородность продольного магнитного поля кольцевого постоянного магнита приводит к значительному снижению амплитуды частотной подставки в зеэмановском лазерном гироскопе.

В работе экспериментально определена неоднородность магнитного поля.

Предложен способ оценки максимально возможной амплитуды частотной подставки, которая может быть получена в зеэмановском лазерном гироскопе при использовании в невязимом устройстве кольцевого постоянного магнита для создания продольного магнитного поля.

РАЗРАБОТКА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ДАТЧИКА БОЛЬШИХ УГЛОВЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ДЛЯ СТАРТОВОЙ ПЛОЩАДКИ КОСМОДРОМА

Кукушкин А.Н.

ПГУ, г. Пенза

Мы стали свидетелями растущей потребности в передаче огромных объёмов информации на большие расстояния. Интенсивно использовавшиеся для передачи информации в течение последних 20 лет технологии, такие, как коаксиальные кабели, спутниковая и микроволновая связь, очень быстро исчерпали свои возможности. В промышленных системах с повышенным уровнем помех, где быстро росла нужда в передаче данных и создании сетей систем контроля, ощущалась растущая потребность в новой среде передачи. Решение проблем ограниченной пропускной способности передачи и повышенного уровня помех в условиях производства было успешно найдено с появлением оптоволоконных технологий.

Потребность в датчиках стремительно растёт в связи с бурным развитием автоматизированных систем контроля и управления, внедрением новых технологических процессов, переходом к гибким автоматизированным производствам. Помимо высоких метрологических характеристик датчики должны обладать высокой надёжностью,

долговечностью, стабильностью, малыми габаритами, массой и энергопотреблением, совместимостью с микроэлектронными устройствами обработки информации при низкой трудоёмкости изготовления и небольшой стоимости. Этим требованиям в максимальной степени удовлетворяют волоконно-оптические датчики.

Волоконно-оптические датчики менее подвержены помехам, поддерживают чрезвычайно высокие скорости передачи и передают данные на очень большие расстояния.

Целью работы является исследование, оценка возможных конструктивных вариантов датчика угловых перемещений.

Исходя из этого, был разработан и исследован датчик угловых перемещений, обладающий рядом преимуществ: помехозащищенностью, взрывобезопасностью, нечувствительностью к электромагнитным полям. Предложен способ измерения, основанный на использовании в качестве оптического модулятора цилиндрической линзы, тем самым достигается простота конструктивного исполнения, удешевления конструкции, а также высокая чувствительность преобразования входного сигнала, линейность выходной зависимости.

В настоящее время на стартовых площадках космодромов при запуске ракет используются системы контроля угловых перемещений ферм-опор. Перспективно обеспечить внедрение волоконно-оптических датчиков угловых перемещений для решения задачи уменьшения массы измерительных средств и кабельных сетей, а также обеспечения повышенной взрыво-пожаробезопасности и помехоустойчивости.

АКТУАЛИЗАЦИЯ ВЕСОВОГО КОНТРОЛЯ ДЕТАЛЕЙ, СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Кумченко И.И.

ПАО «ААК «Прогресс» им. Н.И. Сазыкина», г. Арсенев

Проведён анализ действующей системы весового контроля при производстве авиационной техники. В целях снижения трудоёмкости на взвешивание ДСЕ и последующего оформления документов об измерении массы ДСЕ, разработано и представлено к рассмотрению программно-математическое обеспечение (ПО) «Контроль массы», направленное на решение задачи создания «Автоматизированной системы весового контроля» (АСВК), получение обработки результатов измерения массы деталей, сборочных единиц (ДСЕ), составлению и циркуляции документации.

Действующие процессы системы весового контроля

Функциональная модель АСВК определяет стратегию организации, структуру и ключевые бизнес-процессы в рамках организации. Основное внимание уделяется их анализу и формализации. В составе основного бизнес-процесса АСВК выделяются два типа процессов – внешний и внутренний. Целью внешнего процесса АСВК является обеспечение обмена внешней информацией АСВК в информационной среде. Под внешним процессом понимается информация, циркулирующая между участниками внешнего процесса.

Внутренний процесс АСВК в рамках системы, функционирует в каждой отдельной организации. Внутренний процесс АСВК должен способствовать установлению единых правил весового контроля и массово-инерционных характеристик (МИХ) ЛА.

Действующая автоматизированная система весового контроля

ПАО «ААК «Прогресс» им. Н.И. Сазыкина» уже сегодня использует ПО «Контроль массы» ДСЕ, разработанное на языке программирования «С++» и базы данных «Oracle».

В автоматизированной системе контроля масс есть возможность оформления отчёта о взвешивании ДСЕ.

Отчётная форма даёт информацию:

- о массе сборочной единицы;
- о оформлении на сборку «Акта об измерении массы»;
- количество измерений массы в «Акте об измерении массы»;
- о средней арифметической массе;

- об отклонении и несоответствии массы от указанной в чертеже;
- о взвешивании входящих ДСЕ.

Исходя из приведённых в отчёте результатов взвешивания ДСЕ можно сделать вывод о необходимости проведения анализа отклонения массы всех входящих в СБ деталей и возможного аннулирования результатов с последующей организацией повторного взвешивания всех ДСЕ. Использовать данные результаты в конструкторской документации не рекомендуется.

Результат внедрения программного обеспечения «Контроль массы»

В результате внедрения ПО «Контроль массы», появился ряд возможностей:

- отслеживание каждым структурным подразделением (цехом) своей номенклатуры ДСЕ, а также количество измерений массы этих ДСЕ;

- проведение оценочного расчёта выполненного контроля массы в процентном соотношении от общего объёма ДСЕ;

- исключение из документооборота цеховых журналов контроля массы;

ПО устанавливается всем участникам весового контроля, что позволило стать системе более «прозрачной».

Укрупнённый экономический расчёт показал в первом приближении сокращение трудоёмкости и финансовых затрат в 2,5 раза.

Актуализация весового контроля массы ДСЕ

В связи с актуализацией стандартов организации и в целях снижения трудоёмкости на взвешивание ДСЕ и последующего оформления документов об измерении массы, рассмотрена возможность изменения ПО «Контроль массы». Так как в промышленности в целом идет тенденция внедрения автоматизации, электронного документа оборота, было предложено пересмотреть процесс контроля массы на ПАО «ААК «Прогресс» им. Н.И. Сазыкина».

Для перехода на электронный документооборот необходимо произвести изменения в программном обеспечении «Контроль масс». В качестве подписи на актах, протоколах об измерении массы должны проставляться ФИО составителя и дата составления, без возможности дальнейшего редактирования, графа заполняется автоматически при нажатии кнопки завершить регистрацию.

Перспективы развития весового контроля как системы

Автоматизации системы весового контроля предлагается дополнить:

- введением современной системы идентификации ДСЕ путём прямой их маркировки (штрих-кодовой кодировкой или какой-либо другой, FRID-технологией). Эти меры помогут отслеживать ДСЕ на протяжении всего жизненного цикла ЛА;

- современными средствами измерения массы, способных давать максимальное количество информации о ДСЕ после её идентификации (масса, время, дата, габаритные размеры, фотография ДСЕ).

Вывод

Применение программы автоматизированного контроля массы – позволит анализировать разброс масс деталей и сборочных единиц. ПО «Контроль массы» позволит выявлять, на каком этапе изготовления происходит отклонение массы и как это отражается на готовом изделии, составлять статистику и корректировать технологию изготовления.

Переход на безбумажный документ сократит время на оформление и подписание документов, что в свою очередь приведет к снижению трудоёмкости, затрат на производство авиационной техники.

АЛГОРИТМ ПОИСКА УСЛОВИЙ ДЛЯ ПЕРЕВОДА ИСХОДНОГО КОДА ПРОГРАММЫ НА ЯЗЫКЕ СИ В БЛОК-СХЕМУ

Нагибин А.А., Титаев П.А.

АО «РКИ» «Прогресс», г. Самара

Рассматривается задача преобразования исходного кода программы на языке Си в блок-схему. Эффективность её решения оценивается в повышении производительности труда и снижении влияния ошибок, зависящих от человеческого фактора. Проведено описание работы конечных автоматов, результатом работы которых является создание синтаксического дерева ветвления программы.

В настоящей статье описывается алгоритм поиска условий для исходного кода программ, предназначенных для системы управления движением космическим аппаратом.

Порядок разработки бортового программного обеспечения предусматривает разработку подробной блок-схемы программы. Процесс разработки подробной блок-схемы программы по исходному коду очень трудоёмкий в связи с большим количеством строк кода и ветвления логики.

Введём следующие понятия и определения, назовем исходный код программы множеством данных, в котором необходимо провести поиск и разделение на отдельные блоки с применением конечных автоматов. В начале поиска алгоритм находит блок совпадающими с критериями множества функций, в котором методом рекурсии проводится поиск множества условий, по завершению анализа блока алгоритм повторяет те же действия до конца множества данных.

Для корректной работы конечных автоматов необходимо исключить из множества данных для анализа все комментарии, так как в данной реализации конечные автоматы не распознают, что закомментированные части данных необходимо пропускать. для исключения комментариев используется такой инструмент как регулярные выражения, которые из текста программы по определённой маске ищут и исключают необходимые данные (комментарии). для реализации вложенности дерева условий была использована рекурсия функции записи в узел данных.

КВАЗИОПТИМАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ МЕРЫ ЦЕННОСТИ ИНФОРМАЦИИ Р. Л. СТРАТОНОВИЧА

Новиков П.А.

ВКА им. А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В предлагаемой научной работе представляется квазиоптимальный алгоритм построения гибкой программы диагностирования технического объекта на основе использования метода ветвей и границ при использовании многозначных диагностических признаков, позволяющий распознавать все заданные технические состояния. Значение показателя ценности диагностической информации, рассчитываемого для каждой проверки, является критерием выбора следующей проверки на каждом шаге ветвления алгоритма.

Показателем ценности информации является мера ценности информации Р. Л. Стратоновича, модифицированная применительно к предметной области контроля и диагностирования, имеющая смысл разности априорных и апостериорных средних «потерь», получаемых при распознавании технического состояния контролируемого объекта.

Алгоритм, использующий квазиоптимальный метод ветвей и границ, менее трудозатратен, чем оптимальный, основанный на применении метода динамического программирования, использующий принцип оптимальности Белмана, хотя результат, выраженный в построении гибкой программы диагностирования в виде ориентированного графа, вершинами которого являются информационные состояния, а дугами проверки, с в обоих случаях может быть оптимальным, что подтверждается примером в данной работе.

Использование квазиоптимального алгоритма построения гибкой программы диагностирования объекта будет целесообразным для задач, имеющих большую размерность.

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАНЕВРЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТОВ КОРАБЕЛЬНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Самойличенко В.А., Кузьмин Е.П.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

На данный момент корабельная авиация является основной ударной силой авианосных соединений Военно-Морского Флота (ВМФ). Вклад в развитие самолётов корабельного базирования внесли «ОКБ Сухого» и «ОКБ им. А. И. Микояна».

Корабельная авиация представлена четырьмя типами самолётов: истребителями Су-33 и МиГ-29К, учебно-тренировочными самолётами Су-25УТГ и учебно-боевыми самолётами МиГ-29КУБ, а также вертолётами Камова.

Многофункциональный истребитель корабельного базирования МиГ-29К/КУБ предназначен для завоевания превосходства в воздухе путём уничтожения воздушных целей, а также уничтожения надводных кораблей, береговых объектов противника в интересах решения задач, возлагаемых на авианосные корабли в операциях, проводимых флотом на океанском и морском театрах военного действия (ТВД). Истребитель МиГ-29К взлетает с корабля с коротким разбегом по полётной палубе, оборудованной трамплинным участком, и осуществляет посадку с использованием аэрофинишера.

Особенности модификации самолёта МиГ-29К от базового МиГ-29.

Крыло:

- увеличена площадь консолей;
- увеличено количество точек внешних подвесок с трёх до четырёх на каждой консоли;
- усилена механизация крыла (двухцелевой закрылок вместо одноцелевого), установлены адаптивные носки крыла;
- увеличена ёмкость топливного бака на 140 литров в обеих консолях;
- введено складывание крыла с помощью гидропривода для уменьшения стояночных габаритов самолёта;
- увеличено количество подвесных крыльевых топливных баков до четырех.

Фюзеляж:

- кабина пилота и остекление откидной части фонаря доработаны под положение лётчика;
- установлены новые катапультные кресла К-36Д-3,5;
- усилен и доработан центральный отсек (бак № 3) для установки новых основных стоек шасси;
- усилена и доработана хвостовая часть фюзеляжа для установки тормозного гака;
- увеличен закабинный грот для размещения накладных баков и дополнительных приборных отсеков;
- реализована возможность подвески агрегата заправки топливом в полёте.

Двигатель РД-33МК отличается от базового двигателя:

- увеличенной тягой (тяга на полном форсированном режиме ($H=0$, $V=0$));
- основной режим – 8300 кгс;
- боевой режим – 9000 кгс;
- камера сгорания с уменьшенным уровнем дымления;
- новые гидравлические агрегаты с мероприятиями для работы на топливах повышенной агрессивности;
- антикоррозийные и жаростойкие покрытия для защиты узлов газозащитного тракта;
- наличие аварийного слива топлива (500 л/мин);
- цифровая система автоматического регулирования и контроля БАРК-42.

Шасси самолёта трёхопорной схемы состоит из управляемой передней опоры с двумя тормозными колёсами и двух основных опор, каждая с одним тормозным колёсом. Все опоры шасси имеют пневматические двухкамерные амортизаторы.

Шасси самолёта усилены в связи с восприятием больших вертикальных нагрузок при посадке самолёта на палубу ТАВКР.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАГНИТНОЙ ЖИДКОСТИ В КАЧЕСТВЕ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ В СИСТЕМАХ ОХЛАЖДЕНИЯ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЁТА

Сидоров А.С., Краузина М.Т., Буркова Е.Н.

ПГНИУ, г. Пермь

В настоящей работе представлены результаты численного моделирования и экспериментов по изучению механизмов тепло-, массопереноса в магнитных жидкостях. Такие вещества относятся к классу наножидкостей и используются в качестве теплоносителя в системах охлаждения.

Экспериментальные работы по конвекции магнитных жидкостей показывают существенное влияние концентрационных неоднородностей магнитных частиц на режимы и структуры течений. Термомагнитный и термогравитационный механизмы возбуждения течений нельзя рассматривать без учёта таких эффектов как гравитационное осаждение и диффузионное перераспределение частиц и др., как это часто предполагалось в теоретических расчётах. Картина течений стратифицированного ферроколлоида отличается от течений, наблюдаемых в однородных жидкостях. Такое поведение объясняется влиянием на тепло- и массоперенос термо- и концентрационно-гравитационной конвекции, термо- и концентрационно-магнитной конвекции, термодиффузии, магнитофореза, гравитационной седиментации частиц. Взаимодействие этих механизмов приводит к сложному поведению конвективной системы и, как следствие, усложнению процессов тепло- и массопереноса.

Эксперименты и расчёты по изучению сегрегации дисперсных частиц, конвективной устойчивости и структуры течений магнитных коллоидов в условиях внешнего однородного магнитного поля указывают на необходимость учёта свойств магнитополяризующейся среды и многокомпонентной среды, включая жидкость-носитель, однодоменные частицы и агрегаты [1-3]. В гравитационном поле возникновение концентрационных градиентов плотности и намагничённости в ферроколлоиде обусловлено наличием седиментации частиц и агрегатов, а в неоднородно нагретой жидкости – термодиффузией. Интенсивность и структура течений всегда определяются конкуренцией дестабилизирующих факторов (термогравитационный, термомагнитный, магнито- и термодиффузионный механизмы) и стабилизирующих факторов, препятствующих появлению течений (устойчивая стратификация жидкости по плотности, магнитовязкий эффект и др.) [4].

В гравитационном поле конвекция магнитных жидкостей имеет ряд особенностей [5, 6]. В наземных экспериментах наличие градиентов плотности, возникающих вследствие седиментации частиц и агрегатов, приводит к сложным нестационарным режимам развития течений. Кроме того, взаимодействие тепловых и концентрационных градиентов плотности является причиной состояний со спонтанным возбуждением и затуханием конвекции и слоистых течений.

Используя накопленные в экспериментах и расчётах знания по тепло-, массопереносу в магнитных жидкостях, предлагается разработать активные и пассивные системы охлаждения на борту космических аппаратов в условиях микрогравитации. Для этого планируется провести численное моделирование системы охлаждения, чтобы дать оценку её энергоэффективности, а также провести натурный космический эксперимент. В условиях невесомости гравитационные механизмы будут ослаблены, и можно создавать управляемые системы охлаждения с помощью внешнего магнитного поля.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пшеничников А.Ф., Буркова Е.Н. О силах, действующих на постоянный магнит, помещенный в прямоугольную полость с магнитной жидкостью // Вычислительная механика сплошных сред. 2014. Т. 7. № 1. С. 5–14.

2. Bozhko A.A., Putin G.F., Sidorov A.S., Suslov S.A. Thermomagnetic convective flows in a vertical layer of ferrocolloid: Perturbation energy analysis and experimental study // Physical Review E. 2012. V. 86. P.016301.

3. Krauzina M. T., Bozhko A. A., Krauzin P. V., Suslov S. A. Complex behavior of a nanofluid near thermal convection onset: Its nature and features // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2017. Vol. 104. P. 688–692.

4. Krauzina M. T., Bozhko A. A., Krauzin P. V., Suslov S. A. The use of ferrofluids for heat removal: advantage or disadvantage? // Journal of Magnetism and Magnetic Materials. 2017. Vol. 431. P. 241–244.

5. Krauzina M. T., Bozhko A. A., Putin G. F., Suslov S. A. Intermittent flow regimes near the convection threshold in ferromagnetic nanofluids // Physical Review E. 2015. Vol. 91, no. 1. P. 013010(1–12).

6. Черепанов И.Н., Смородин Б.Л., Сидоров А.С. Анализ течений магнитной жидкости в вертикальном канале при нагреве сбоку // Журнал экспериментальной и теоретической физики. 2019. том 155. вып. 2. С. 371-381.

ТЕХНИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМ ПОДВЕСОМ РОТОРА НА ПРОГРАММИРУЕМОЙ ЛОГИКЕ

Стариков С.А.

ПАО «Салют», г. Самара

В работе рассмотрена конструкция и математическая модель электромагнитного подшипника как объекта управления. Предложена трёхконтурная система управления электромагнитного подшипника и методика выбора параметров регуляторов, обеспечивающая высокое быстродействие и динамическую жёсткость опоры. Показано, что большинство параметров регуляторов могут быть выбраны кратными двум, что значительно упрощает их цифровую техническую реализацию. Рассмотрена функциональная схема цифрового регулятора трехконтурной системы управления при реализации на программируемой логической схеме. Представлены результаты компьютерного моделирования цифровой системы управления электромагнитным подшипником.

АДАПТИВНОЕ НЕЙРОННОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Сусметов А.Е.

АО «ОДК-СТАР», г. Пермь

Использование RBF-сети для управления газотурбинным двигателем.

Нейроны, имеющие радиально-базисные активационные функции, являются логическим дополнением нейронов со ступенчатыми и сигмоидными активационными функциями. Они имеют следующие преимущества: имеют один скрытый слой, причём синаптические веса нейронов скрытого слоя равны единице, а выходной нейрон имеет линейные функции активации.

В качестве активационной функции в RBF-сети применяем активационную функцию Гаусса. Расстояние между нейронами выбирается графически по Приведённой методике:

1. На первом этапе определяются параметры базисных функций Гаусса: μ_j , σ_j . для определения расстояния между нейронами необходимо иметь графическую зависимость между входом и выходом, представленную в относительных единицах в прямоугольной

системе координат. Располагать нейроны так, чтобы они перекрывали друг друга с помощью выбора ширины окна каждого нейрона.

2. На втором этапе вычисляются базисные функции каждого нейрона, где параметры μ_j , σ_j выбраны на первом этапе.

3. На третьем этапе задаются выборками для настройки сети;

4. На четвертом этапе рассчитываются синапсы линейного выходного нейрона.

Решение такой системы связано с решением системы линейных уравнений. Достоинства RBF-сети заключаются в следующем: она содержит один скрытый слой из ($n = 5$) нейронов скрытого слоя; не требует итерационной процедуры при обучении; требует минимум статической памяти; допускает много (один) входов и один или несколько выходов и настройку ширины окна и исключает попадание в локальные минимумы.

АВТОМАТИЗАЦИЯ АНАЛИЗА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕСУРСОВ БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

¹Табаков Е.В., ²Зинина А.И.

¹МАИ, МОКБ «МАРС», г. Москва

²МАИ, г. Москва

В работе рассматривается задача автоматизации анализа длительности функционирования программных модулей в бортовом вычислителе и произведена разработка программного обеспечения, направленного на её решение.

В рамках предложенного алгоритма работы, программа считывает необходимую информацию, затем её обрабатывает и создаёт файл протокола, при этом проводится анализ нормативности длительностей, результат которого выводится в информационном сообщении.

Для разработки была выбран язык C++. В качестве среды разработки использовалась среда QtCreator. для обеспечения работы с xml документами использована библиотека Tiny Xml. Создание таблицы протокола формата ODS реализовано путём обращения к программе-архиватору «7za.exe», которая формирует нужный файл путём создания архива нужного формата и записи туда полученных ранее *.xml документов.

Созданная программа запрашивает у пользователя выбор файлов циклограммы и телеметрической информации. Имя циклограммы выбирается из выпадающего списка, который содержит имена циклограмм, содержащихся в файле циклограммы.

Результатом работы программы является файл формата *ODS, в котором в табличном виде представлена информация о результатах анализа представленной телеметрической информации.

С целью облегчения восприятия результатов пользователем, строки таблицы имеют чередующиеся цвета. А в случае, если запас времени работы для отдельного модуля менее порогового значения, соответствующая строка таблицы выделяется красным цветом, что существенно облегчает определение программных модулей, длительность исполнения которых превышает максимально допустимые значения.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ СПОСОБА УПРАВЛЕНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ЕГО ИЗНОСЕ

Трифонов М.Е., Сметанин С.А.

ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», г. Москва

Характеристики авиационного газотурбинного двигателя могут существенно изменяться в течение жизненного цикла в следствие износа его узлов, что приводит к снижению тяги, запасов газодинамической устойчивости, повышению температуры и т.п. В результате могут возникать проблемы с безопасностью эксплуатации летательного аппарата и получением необходимых параметров рабочего процесса. В то же время возможность получения требуемых характеристик авиационного газотурбинного двигателя в значительной степени

зависит от способов управления, осуществляемых с помощью его системы автоматического управления.

В данной статье рассматривается задача оптимизации метода управления газотурбинным двигателем с целью поддержания его основных характеристик при выработке ресурса в процессе эксплуатации. Объектом исследования является современный турбореактивный двухконтурный двигатель магистрального самолёта со степенью двухконтурности порядка 9. В работе выполнен анализ изменения характеристик узлов двигателя при его износе. Разработана математическая модель рассматриваемого двигателя, позволяющая воспроизводить характеристики его узлов при выработке ресурса. Проведены расчёты изменения параметров двигателя с имитацией различной величины наработки в эксплуатации при использовании традиционных методов управления, характерных для рассматриваемого типа двигателя. Определено наличие запасов по основным параметрам рабочего процесса, которые могут быть использованы для компенсации влияния износа на характеристики двигателя средствами автоматического управления. На основе результатов моделирования объяснено влияние способа управления на параметры двигателя при ухудшении характеристик различных его узлов.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БЛОКОВ СУПЕРКОНДЕНСАТОРОВ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Хаванов Е.С., Фатеев Д.А., Бесчастный Р.А.
ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв

В настоящее время система электроснабжения возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля состоит из одноразовых буферных батарей и автономных источников тока, которые негальванически развязаны с шинами системы электроснабжения возвращаемого аппарата и необходимы для обеспечения больших импульсных нагрузок возвращаемого аппарата при выполнении посадочных операций. Импульсные нагрузки обусловлены подрывом пиросредств, главным образом, двигателями мягкой посадки возвращаемого аппарата. При обеспечении подрыва пиросредств возвращаемого аппарата необходимо квазиодновременно запитать более пятидесяти параллельных пиронитей пиросредств, каждая из которых зажигается током не менее 3 А. В результате суммарный ток, снимаемый кратковременно с буферных одноразовых батарей с учётом бортовой нагрузки, превысит 200 А. Одноразовые батареи обеспечивают такие токи, но в случае работоспособности одной одноразовой батареи напряжение в системе электроснабжения упадет ниже порогового значения – 23 В. При этом бортовая аппаратура возвращаемого аппарата, в частности бортовая вычислительная машина, отключится. При восстановлении напряжения после импульса в бортовой вычислительной машине может сбиться программа работы бортовых агрегатов. Данная проблема имеет и современные и перспективные решения, такие как: – использование вместо одноразовых батарей и автономных источников тока гибридные накопители электрической энергии на основе литий-ионной аккумуляторной батареи и блока суперконденсаторов в едином корпусе; использование блоков суперконденсаторов на кабелях к импульсным нагрузкам возвращаемого аппарата (БСК-кабель-вставка). При этом вместо одноразовых батарей предлагаются аккумуляторные батареи на основе литий-феррофосфатной электрохимии. Разработана принципиальная схема БСК-кабель-вставки, согласно которой для уточнения её электрических параметров с учётом максимальных требований по импульсной нагрузке возвращаемого космического аппарата, в MATLAB/Simulink синтезирована имитационная математическая модель БСК-кабель-вставки и проведена серия симуляций. Результаты симуляций заряда и разряда БСК-кабель-вставки подтвердили целесообразность существования такого решения. Согласно результатам проведённых симуляций были уточнены требуемые электрические параметры БСК-кабель-вставки.

МОБИЛЬНЫЙ КОЛЕСНЫЙ РОБОТ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ОБЪЕКТОВ АЭРОДРОМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

Хорев Т.С., Лельков К.С., Петрухин В.А.

МАИ, г. Москва

Представлены результаты разработки автономного мобильного трёхколесного робота, предназначенного для мониторинга различных объектов аэродромной инфраструктуры, в частности воздушных судов (ВС) на аэродромной стоянке. Приведено описание разработанной аппаратной структуры робота, структуры его программного обеспечения, а также результаты испытаний робота.

Аппаратная часть робота включает в себя измерительные устройства: микромеханические гироскоп и акселерометры; ГНСС приёмник с частотным режимом измерений и возможностью Real Time Kinematic (RTK) коррекции; одометрическую систему колёс робота; сканирующий лазерный дальномер; ультразвуковые дальномеры, а также полезную нагрузку в виде системы технического зрения, состоящей из четырёх камер кругового обзора и одной камеры высокого разрешения, установленной в трехосевом управляемом подвесе.

Разработанное программное обеспечение робота имеет модульную структуру. В его состав входят: модули съёма данных с измерительных устройств; модуль расчёта навигационных параметров; модуль автоматического траекторного управления роботом; модуль планирования маршрута; модуль управления двигателями; модуль беспроводного приёма и передачи данных; модуль записи текущих параметров.

В среде Solid Works спроектированы трёхмерные модели несущей конструкции робота и его корпуса. На основе полученных моделей из пластика с применением аддитивных технологий изготовлен корпус робота. Несущая конструкция выполнена в виде трёх плоскостных рам из прямоугольных стальных трубок. Внутри неё расположены аккумуляторы и большинство измерительных устройств.

Разработан алгоритм определения на основе измерений координат стоек шасси сканирующим лазерным дальномером типа, находящегося на аэродромной стоянке ВС, его координат и ориентации. Рассчитанные параметры ВС, в частности, могут использоваться при формировании плана полёта беспилотного мультироторного летательного аппарата, выполняющего осмотр ВС.

При помощи системы технического зрения с применением нейросетевых технологий на роботе реализована система распознавания «свой-чужой», включающая определение силуэтов людей камерами кругового обзора, а также поиск и распознавание лиц камерой высокого разрешения.

Приведены результаты моделирования движения мобильного робота в процессе мониторинга ВС, а также результаты экспериментальных исследований движения робота по заданному маршруту с учётом объезда препятствий, определения типа самолёта и распознавания лиц.

ОСНОВНЫЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛИ COSYSMO

Чижикова Л.А.

ООО «Лаборатория НПИРА», г. Москва

Ввиду возрастающей заинтересованности в использовании беспилотных ЛА во многих отраслях хозяйства, а также конкуренции в сфере производства гражданских воздушных судов появляется необходимость в новых подходах при проектировании ЛА и его составляющих. Одной из важных составляющих ЛА являются системы автоматического управления.

Современные системы управления требуют применения цифровой техники и использования программного обеспечения. Системное проектирование требует предусматривать процессы разработки программного обеспечения в одном цикле с разработкой всего изделия – ЛА или БПЛА.

В настоящий момент в общем случае на этапе НИР (аванпроекта) при разработке систем управления ЛА используются подходы, не позволяющие оценить полный масштаб проекта и ресурсов для его создания. На основе наблюдений и определения проблематики создания программных и технических средств в авиационно-космической отрасли в данной работе сформулирован подход к решению задачи проектирования систем автоматического управления

В данной работе для определения усилий по созданию систем управления ЛА предлагается использовать модель COSYSMO – модель стоимости проектирования конструктивных систем (Constructive Systems Engineering Cost Model). Целью этой модели является оценка усилий по проектированию систем для крупномасштабных систем как программных, так и аппаратных. COSYSMO поддерживает стандарт ANSI/EIA 632 в качестве руководства для определения задач системного проектирования и стандарт ISO/IEC 15288 для определения фаз жизненного цикла системы.

НАПРАВЛЕНИЕ № 4

**Информационно-
телекоммуникационные
технологии
авиационных, ракетных
и космических систем**

АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРЕДЕЛЬНОГО БЫСТРОДЕЙСТВИЯ АЛГОРИТМОВ ЦИФРОВОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ ПРИ ИХ РЕАЛИЗАЦИИ НА ПРОГРАММИРУЕМОЙ ЛОГИКЕ

Аникеев Д.А.
РГРТУ, г. Рязань

В работе проанализированы преимущества применения программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) и потенциал использования параллельных архитектур в авиационных и космических системах цифровой обработки сигналов (ЦОС). Рассмотрена проблема несоответствия заявляемых некоторыми производителями ПЛИС характеристик и их фактических значений. Разработана методика тестирования устройств и систем ЦОС на ПЛИС для определения максимальной тактовой частоты, при которой устройство ЦОС всё ещё успешно выполняет свои функции. Разработан аппаратно-программный комплекс (АПК) для решения поставленной задачи: разработана его структурная схема; Приведено описание функционального назначения входящих в его состав основных узлов; описана логика работы; разработано программное средство для управления работой АПК с ПЭВМ пользователя. Разработан протокол информационного взаимодействия аппаратной и программной частей АПК.

В результате проведенного полунатурного моделирования на макете АПК показано, что для оригинальных ПЛИС производства Altera отличие оцененных значений максимальной тактовой частоты с погрешностью не более 1 % совпадает со значениями, полученными с помощью инструмента ClassicTimingAnalyzerTool системы автоматизированного проектирования Quartus II.

ЛИТЕРАТУРА

1. Телец В., Цыбин С., Быстрицкий А., Подъяпольский С. ПЛИС для космических применений. Архитектурные и схемотехнические особенности // ЭЛЕКТРОНИКА: Наука, Технология, Бизнес. 2005. № 6. С. 44-48.
2. Кастеншидт Ф. П. ПЛИС и параллельные архитектуры для применения в аэрокосмической области. Программные ошибки и отказоустойчивое проектирование. М.: Техносфера, 2019. 326 с.
3. Федухин А. В., Муха А. А. ПЛИС-системы как средство повышения отказоустойчивости // Математические машины и системы. 2010. № 1. С. 198-204.
4. Нечаев Е. Е. К вопросу построения интегрированных навигационных систем на базе ПЛИС // Научный вестник МГТУ ГА. Серия Навигация в УВД. 2008. № 136. С. 85-94.
5. Kevin Morris FPGAs in Space [Электронный ресурс] // Electronic Engineering Journal. Режим доступа: <https://www.eejournal.com/article/20150414-space/> (дата обращения: 14.09.2019).
6. Шидловский Д. Ю., Руфицкий М. В. Сравнение характеристик ПЛИС и ЦСП для определения целесообразности разработки устройств на их основе в области цифровой обработки сигнала: сборник трудов международного симпозиума «Надёжность и качество». 2007. № 1. С. 61-63.
7. Черемисин А. Г. Оценка эффективности применения ПЛИС и процессоров DSP для задач цифровой обработки сигналов // Научно-технический вестник информационных технологий. 2006. № 32. С. 44-47.
8. Грузман И. С., Киричук В. С., Косых В. П., Перетягин Г. И., Спектор А.А. Цифровая обработка изображений в информационных системах: учеб. пособие. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2002. 352 с.
9. Приёмник спутниковых радионавигационных систем: пат. РФ № 2118054 С1: МПКН04В 7/08/ Фридман А. Е.; заявитель и правообладатель ООО «Спирит Корп»; заявл. 14.08.1997; опубл. 20.08.1998. 11 с.

10. Лялин К. С., Максимовская А. И., Орешкин В. И., Меркулова Ж. В., Чистюхин В. В. Влияние способа получения квадратурных компонент сигнала на характеристики антенной решетки с цифровым формированием луча // Известия вузов. Электроника. 2016. Т. 21. № 3. С. 254-260.
11. Bailey D. G. Design for Embedded Image Processing on FPGAs: 1st ed. NY: Wiley-IEEE Press, 2011. 416 p.
12. Суворова Е. А., Шейнин Ю. Е. Проектирование цифровых систем на VHDL. СПб.: БХВ-Петербург, 2003. 576с.
13. Бакулев П. А., Степин В. М. Методы и устройства селекции движущихся целей. М.: Радио и связь, 1986. 288 с.
14. Newbold R. Practical Applications in Digital Signal Processing: 1st ed. NJ: Prentice Hall, 2012. 1152 p.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ И АНАЛИЗА ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАКТОВ АНАЛОГО- ЦИФРОВОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ

Атопшев Ю.С., Воронков А.В., Корниенко Т.А.
ПАО «НПО «Алмаз», г. Москва

Для измерения параметров каналов аналого-цифрового преобразования (АЦП) в радиоэлектронной промышленности применяются как зарубежные программы, так и зарубежные устройства сбора (как правило, производства США). Данные устройства обладают высокой стоимостью и ограниченной функциональностью. Авторами работы разработан программно-аппаратный комплекс для измерения и анализа динамических характеристик трактов АЦП. Разработанное устройство осуществляет приём, буферизацию, передачу выборок тракта АЦП в программу управления, в которой осуществляется обработка, расчёт и оценка динамических и шумовых характеристик трактов.

Комплекс измеряет характеристики в диапазоне 100 дБ, работать с частотой дискретизации АЦП до 100 МГц. Максимальная скорость передачи данных по USB-интерфейсу составляет 12 Мбит/с. Максимальный объём массива выборок аналого-цифрового преобразователя, передаваемых комплексом на обработку, составляет 262144 16-разрядных слов. Комплекс позволяет работать с большинством АЦП, имеющих различные типы выходных интерфейсов.

Данное устройство и программа применяются для широкого спектра исследований: измерение характеристик сигналов произвольной формы, исследование и изменение алгоритмов их обработки, изучение характеристик различных типов аналого-цифровых преобразователей, в том числе отечественного производства. Это даёт возможность разрабатывать и исследовать тракты преобразования любой степени сложности, улучшать их динамические и шумовые характеристики. Аппаратная часть комплекса реализована как на отечественной, так и импортной элементной базе широкого потребления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Атопшев Ю.С., Воронков А.В., Корниенко Т.А., Лосев А.М. Программно-аппаратный комплекс для измерения и анализа динамических характеристик трактов аналого-цифрового преобразования// Вестник воздушно-космической обороны: Научно-технический журнал– М.: ПАО «НПО «Алмаз», 2018. № 2 (18) – С.48-54.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СРЕДСТВ ВИРТУАЛИЗАЦИИ ДЛЯ ЗАЩИТЫ WEB-РЕСУРСОВ АВИАЦИИ ОТ ИНФОРМАЦИОННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

Воронов Д.А.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

В настоящее время вектор развития информационных технологий (ИТ) направлен в сторону разработки необходимых сервисов на удалённых «облачных» серверах с высокой производительностью с последующим предоставлением разработанной функциональности пользователям посредством сетевых технологий. При этом требования к производительности пользовательских рабочих станций становятся менее строгими и сводятся к установке браузера для взаимодействия с веб-контентом удаленных сервисов. Данная тенденция, с одной стороны, упрощает доступ к перечисленным сервисам, а с другой – создает угрозу безопасности удаленных серверов ввиду массовости использования предоставляемых сервисов и разнообразия атак на веб-приложения. На почве вышеизложенного возникает проблема обеспечения защищенности веб-приложений и сервисов авиации, функционирующих в виде диспетчерских информационных систем, сервисов оформления электронных документов (электронные билеты, очереди) и др. Как следствие существования угрозы возникает необходимость совершенствования технологий обучения специалистов в области информационной безопасности (ИБ) защите от подобных атак. Таким образом, целями данной работы являются:

1. Обеспечение безопасного функционирования веб-приложений авиации и локализация сетевых атак.
2. Совершенствование технологий обучения специалистов ИБ, занимающихся сопровождением веб-сервисов авиации, защите от возможных сетевых атак.

Указанные цели могут быть достигнуты путём решения приведённых ниже задач:

1. Совершенствование подходов к разработке и сопровождению веб-приложений и сервисов авиации.
2. Разработка программной платформы для исследования информационных воздействий на веб-приложения.

Для решения первой задачи была использована виртуализация приложений и сервисов на уровне операционной системы (ОС) на основе технологии Docker. Полезность данного подхода обусловлена тем, что сервис (процесс), в отношении которого применяется технология виртуализации, обособливается от основной ОС и функционирует в рамках изолированной среды. Таким образом, возможности злоумышленника по взлому приложения и компрометации данных значительно уменьшаются и ограничиваются замкнутой программной средой этого процесса, что и является положительным результатом в рамках решения первой задачи.

Для решения второй задачи была разработана платформа для размещения предварительно созданных сетевых приложений, которые имитируют реальные информационные сервисы, в частности, обслуживающие сервисы авиации. Платформа представляет собой веб-приложение. Основой его серверной части является Node.js – как серверный язык программирования, СУБД MongoDB, а также другие сопутствующие технологии. Клиентская часть платформы реализована в виде проекта на JavaScript-фреймворке VueJS. Взаимодействие между серверной и клиентской частями осуществляется посредством синхронных и асинхронных запросов и последующих ответов.

УНИФИЦИРОВАННАЯ КОНСТРУКЦИЯ ДЕШИФРАТОРА КОМАНДНОЙ И ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Егоров И.С., Яхутин С.А., Демидок О.М.

АО «РКС», г. Москва

В работе описана конструкция существующей линейки дешифраторов командной и телеметрической информации бортовой аппаратуры космических аппаратов. Разработана

унифицированная конструкция дешифратора командной и телеметрической информации на основе межплатных соединителей СНП388-120РП21, что позволило сократить место под внутренний монтаж и уменьшить массогабаритные характеристики прибора при неизменном схемотехническом решении. Данная разработка выполнена полностью из отечественных материалов и ЭРИ. Проведены многочисленные математические моделирования внешних воздействующих факторов по радиационной стойкости, механическому отклику, тепловому потоку с целью подбора оптимальной геометрии и вида корпусных деталей и узлов. В итоге, с точки зрения тепловых нагрузок применение межплатных соединителей способствует распределению теплового потока между платами, в результате чего снижается средняя температура прибора и увеличивается область распределения теплового потока по посадочной поверхности. С точки зрения механических нагрузок, улучшаются механические характеристики прибора за счёт ограничения перемещения плат в местах установки соединителей. Изготовленный прибор на основе унифицированной конструкции успешно прошел наземную экспериментальную отработку. Предложенная унифицированная конструкция имеет ряд преимуществ в сравнении с предшествующими аналогами: сокращение времени производства, снижение стоимости изготовления, сокращение времени закупки материалов, снижение на 10% массогабаритных характеристик, повышение надёжности, соответствие самым современным требованиям, предъявляемым к конструированию и схемотехническим решениям. Разработка была запатентована (патент №186035 от 02.08.2018 г. Заявка №2018128309). Приборы на основе унифицированной конструкции получили широкое применение в системах космических аппаратов.

ПЕРСПЕКТИВЫ СОВМЕСТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПУТНИКОВОЙ ИНФОРМАЦИИ И ДАННЫХ СЕТИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ О ВЕРТИКАЛЬНОМ РАСПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЁТОВ

Кирич Н.А.

СПбГУГА, г. Санкт-Петербург

Метеорологическое обеспечение полётов является одним из важнейших видов обеспечения полётов воздушных судов и осуществляется в целях их безопасности, экономичности и регулярности. ИКАО (Международная организация гражданской авиации) и ВМО (Всемирная метеорологическая организация) были установлены определённые перечни требований к полноте, объёму и качеству метеорологических данных, предоставляемых конечным потребителям информации.

В Российской Федерации метеорологическое обеспечение полётов, на современном этапе его развития, имеет определённый спектр проблем и несоответствий международным требованиям [1]. В России присутствует недостаток метеорологических наземных станций, а также явный дефицит Доплеровских метеорологических радиолокаторов (ДМРЛ) и станций аэрологического зондирования атмосферы. Кроме того, имеют место проблемы устаревших методик прогнозирования и нехватки современного метеоборудования.

Учитывая важность и необходимость получения более детальной информации о вертикальном распределении основных параметров атмосферы, таких как температура, давление, влажность воздуха, скорость ветра и других элементов на территории РФ, в том числе и в труднодоступных районах нашей страны (такие как Северный морской путь, районы крайнего севера и др.), встаёт вопрос о простом, оперативном и максимально автоматизированном способе получения этих данных для повышения регулярности, эффективности и безопасности воздушных перевозок над территорией нашей страны.

Решением для сложившейся ситуации может служить следующее:

- Активное использование современных средств ДЗЗ (дистанционного зондирования Земли), которые дают возможность устранить определённый ряд недостатков, имеющихся

у радиозондовых систем: появляется возможность получать данные о температуре, влажности, давлении воздуха, параметрах ветра и их пространственном распределении практически в непрерывном режиме, сократив при этом сроки получения вертикального разреза атмосферы, которые в настоящее время для многих потребителей недопустимо велики [2].

- Использование сигналов навигационных спутников системы GPS/ Глонасс, глобальное радиопокрытие которых работает при любых погодных условиях над сушей и морем, а также является относительно недорогим и высокоточным, не требующим калибровки. Метод улавливания сигналов навигационных спутников также можно использовать для калибровки бортовых приборов для других спутников.

- Разработка новых устройств с учётом определённых региональных особенностей.

- При наличии достаточного количества наземных станций, развитой сети ДМРЛ или иного специального оборудования (например, профилометров), так же имеет смысл комплексного использования средств ДЗЗ совместно с группировкой навигационных спутников Глонасс/GPS и наземных средств метеорологического наблюдения с целью получения оперативной и максимально точной метеоинформации о состоянии атмосферы в автоматическом режиме.

Используя спутники ДЗЗ, профилометры, сеть станций аэрологического зондирования атмосферы, а также численные модели атмосферы, оптимизированные конкретно для данного региона, появляется возможность организовать единую автоматизированную систему сбора, обработки и предоставления метеорологической информации пользователям в удобном и понятном для них виде.

Перспективным направлением дальнейших исследований по совершенствованию системы метеорологического обеспечения полётов ГА является оценка точностных характеристик всех доступных методов получения информации о вертикальном распределении параметров атмосферы для реализации комплексного подхода получения метеоинформации, а так же создание автоматизированной системы комплексной обработки и анализа данных, получаемых от различных источников с целью повышения точности метеорологического обеспечения полётов воздушных судов, общего метеорологического обеспечения и выполнения требований ВМО и ICAO к метеобеспечению полётов.

БЕСКОНТАКТНАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ТЕМПЕРАТУРЫ В АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Климов Д.И.

АО «РКС», г. Москва

Предлагается вариант бесконтактной измерительной системы температуры. Рассматриваются принципы построения системы. Введены понятия и определения, касающиеся бесконтактного измерения физических величин и параметров посредством видеокамер. Предложена функциональная схема видеотелеметрической системы измерения температуры (термо-видеотелеметрической системы). Сформулированы требования к применению и особенности построения системы с блоком измерения температуры в широком диапазоне.

Учитывая то, что большинство материалов, из которых изготавливаются промышленные изделия, подвергающиеся большому энергетическим нагрузкам, являются прочными и тугоплавкими, то наибольший интерес представляют нагретые тела с температурой выше 500-600 К. Предлагается выбрать температурный диапазон 500-3000 К. Однако, с ростом температуры спектральная плотность излучения смещается от инфракрасного диапазона в сторону ультрафиолетового. По этой причине предлагается отслеживать спектральные составляющие в видимом и ближнем ультрафиолетовом диапазонах и тем самым использовать спектральный диапазон от 0,3 до 5,3 мкм.

Для расширения спектрального, а, следовательно, и температурного диапазона, при отслеживании термообстановки в выбранной области изображения необходимо

применение двух видеокамер с фоторегистрирующими устройствами разных спектральных диапазонов и разными объективами, направленных на одну зону обзора в защитном термокожухе.

Предложены алгоритмы вычисления температуры, основанные на пирометрических методах и законе распределения Планка как для цветного, так и чёрно-белого изображений.

После количественной оценки информационного потока предложены способы сокращения информативности термо-видеотелеметрической системы с целью экономии полосы выделяемого частотного диапазона, а также при применении системы на космических аппаратах среднего и дальнего космоса.

Термо-видеотелеметрическая система позволяет существенно сократить количество температурных датчиков и кабелей с одновременным повышением количества и качества получаемой информации о термообстановке энергонагруженных элементов объекта или изделия.

Применение термо-видеотелеметрии позволит значительно увеличить контролируемую площадь поверхности контролируемого промышленного объекта с одновременным расширением диапазона измеряемых температур и сокращением до необходимого уровня информационного потока о термообстановке. Термо-видеотелеметрия позволит оперативно проводить анализ штатных, нештатных и аварийных ситуаций контролируемого объекта за счёт отслеживания аномальных температурных зон в термоопасных областях по видеоизображению поверхности рассматриваемого изделия.

КОМПЛЕКС АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ ОПЕРАТИВНОГО МОНИТОРИНГА РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ПОБОЧНЫХ ПЕРЕОТРАЖЕНИЙ БЕЗЭХОВОЙ ЭКРАНИРОВАННОЙ КАМЕРЫ

Мехтиев Р.Ф.

АО «КТРВ», г. Королёв

Объектом исследований в настоящей конкурсной работе является разработка алгоритма оценки коэффициента безэховости БЭК, для воспроизведения условий распространения радиоволн в свободном пространстве при исследовании антенных и СВЧ-устройств радиоэлектронных систем и комплексов.

Цель работы – разработка и применение алгоритма оценки КБ камеры в рабочей зоне импульсным методом для исследования антенных и высокочастотных устройств радиоэлектронных систем и комплексов в L - диапазоне.

Для воспроизведения условий распространения радиоволн в свободном пространстве при исследовании антенных и СВЧ-устройств радиоэлектронных систем и комплексов применяются безэховые камеры (БЭК). Использование БЭК позволяет резко сократить или полностью исключить натурные испытания, что приводит к значительной экономии средств и времени. Безэховые камеры применяются на всех этапах создания радиоэлектронной аппаратуры: при разработке образцов, испытании, производстве серийной продукции и др.

Основными характеристиками БЭК по электромагнитной совместимости (ЭМС) при заданных габаритах, рабочем диапазоне частот и поляризации являются: Коэффициент затухания (NSA); KCB (VSWR), неравномерность поля в рабочей зоне (FU); коэффициент эффективности экранирования (SE); коэффициент безэховости (CR).

Использование БЭК с гарантированными показателями качества безэховости позволяет обеспечить требуемую точность измерений, защищая от естественных и искусственных помех за счёт их экранирования [3]. Обеспечение требуемого коэффициента безэховости (КБ) во всем объёме БЭК является сложной научно-технической задачей. В большинстве практических случаев КБ обеспечивается не во всём объёме БЭК, а лишь в её части (в «чистой», невозмущенной, безэховой, рабочей зоне). Трудности создания рабочей зоны в пространстве БЭК определяются её уникальностью для каждого конкретного исследования

(испытания). Уникальность обусловлена, с одной стороны, формой и размерами БЭК, типом радиопоглощающего материала и местами его размещения. С другой стороны, она зависит от зоны излучения, определяемой вариантами расположения антенн, источников излучения и вспомогательных средств (подставки антенн и их динамические комплексы). Поэтому, кроме аттестации, в том числе периодической, при проведении практических измерений необходимо иметь возможность оперативно убедиться в обеспечении требуемого минимального уровня отражения в рабочей зоне требуемого размера.

В процессе конкурсной работы представлен краткий анализ методов измерений КБ камер для оценки электромагнитной совместимости антенных и СВЧ-устройств радиоэлектронных систем и комплексов, показан разработанный и активно использующийся комплекс аппаратно-программных средств оперативного мониторинга радиолокационных побочных переотражений БЭК, с помощью импульсного метода, и показан разработанный алгоритм оценки уровня беззависимости.

Использование «КАПС-МПП БЭК» позволило успешно провести государственное испытание аппаратуры потребителей спутниковых навигационных сигналов перспективных изделий трёх видов: самолётов, вертолётов, беспилотных летательных аппаратов.

ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫЕ ПАРЫ ГМВП– ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ДЛЯ СИСТЕМ ПЕРЕДАЧИ ЦИФРОВОЙ ИНФОРМАЦИИ

Осадчая Я.В.

ВКА им. А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Одним из направлений повышения достоверности передачи и обработки измерительной информации космических средств, входящих в системы автоматизированного управления, навигации и связи, к которым предъявляются повышенные требования по конфиденциальности, является применение широкополосных сигналов на основе псевдослучайных последовательностей не только с хорошими корреляционными свойствами, но и с высокой структурной скрытностью, характеризующей эквивалентной линейной сложностью.

Псевдослучайными последовательностями (ПСП), обладающими двухуровневой периодической автокорреляционной функцией, являются М-последовательности (МП) и последовательности Гордона–Миллса–Велча (ГМВП). ГМВП имеют более высокую структурную скрытность по сравнению с МП, что определяет предпочтительность их использования в системах передачи цифровой информации (СПЦИ), к которым предъявляются повышенные требования по конфиденциальности.

Предпочтительные пары (ПП) МП с периодом $N=2s-1$, имеющие ПВКФ, модуль максимального значения которых не превышает значения $p(s) = 1+2[(s+2)/2]$, получили широкое применение как непосредственно, так и в качестве «кирпичиков» для построения производных систем сигналов с требуемыми корреляционными свойствами. При проведении исследований использован математический аппарат теории конечных полей, линейной алгебры и корреляционного анализа.

Получены значения ПВКФ всевозможных пар МП и ГМВП для периодов $N=63$ и $N=255$. Показано, что ГМВП, образующие ПП, формируются на основе базисных МП, также образующих ПП. Использование термина «предпочтительные пары» применительно к парам ГМВП определяется тем, что модуль максимального значения их ПВКФ не превышает значения $p(s)$, как и в случае МП. для периода $N=63$ число ПП ГМВП равно шести, для периода $N=255$ число ПП ГМВП равно шестнадцати. Эквивалентная линейная сложность (ЭЛС) ГМВП, характеризующая структурную скрытность, в два–четыре раза превышает ЭЛС МП.

Полученные результаты могут найти применение при формировании сигналов с расширенным спектром в помехозащищенных СПЦИ, а также при синтезе систем сигналов, допускающих аналитическое представление в конечных полях.

СХЕМОТЕХНИКА ПАРИРОВАНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ ОДИНОЧНЫХ И ДОЗОВЫХ ЭФФЕКТОВ В БОРТОВЫХ РЕТРАНСЛЯТОРАХ

Петух Н.Н.
АО «РКС», г. Москва

Перед космическим приборостроением стоит актуальная задача, повышения срока активного существования (САС) космического аппарата (КА), что возможно только при обеспечении соответствующей защиты от воздействий фактов космического пространства (космической излучения).

Для обеспечения стойкости к ионизирующему излучению космического пространства (ИИ КП) в радиоэлектронной космической аппаратуре должна применяться только ЭКБ с подтвержденными по результатам испытаний уровнями стойкости ко всем видам дозовых эффектов, превышающими заданные требования.

В условиях ресурсных ограничений по электронной компонентной базе (ЭКБ) уровня «Space» и дополнительного увеличения САС, предлагается рассмотреть схемотехнические решения, позволяющие предотвратить преждевременный выход из строя бортовой аппаратуры космического аппарата.

Схемотехническое решение защиты от тиристорного эффекта обладает высокой скоростью срабатывания и возможностью подбирать необходимое время отключения защищаемого бортового узла (изделия) космического аппарата тем самым обеспечивает снижение воздействия токов пробоя на полупроводниковые элементы больших интегральных схем (БИС) и сверх больших интегральных схем (СБИС), а также способствует снижению вероятности возникновения тиристорного эффекта, поддерживаемого (без защиты) источником питания.

Схемотехническое решение защиты от дозового воздействия обеспечивает выработку инициирующего полезного сигнала за счёт сравнения текущего тока потребления активных элементов с постепенно возрастающим пороговым значением и выдачи соответствующей телеметрической информации на решающее устройство.

Реализация рассматриваемых решения позволит осуществить своевременное переключение бортовых приборов в режим релаксации с целью сохранения работоспособного состояния и недопущения преждевременного перехода активных элементов в состояние отказа.

ОХЛАЖДАЕМОЕ ОСНОВАНИЕ ДЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ РЕШЕТКИ

¹Токмаков Д.И., ²Соляев Ю.О.

¹ПАО «Радиофизика», МАИ, г. Москва

²МАИ, г. Москва

В работе представлены результаты разработки и исследования охлаждаемого основания приёмно-передающего модуля (ППМ) активной фазированной антенной решетки (АФАР), изготавливаемого методом трёхмерной печати из алюминия по технологии послойного лазерного сплавления (SLM). Охлаждаемое разработано с интегрированными каналами охлаждения, геометрия которых обеспечивает эффективный отвод тепла от активных радиоэлектронных элементов модуля, а также, возможность изготовления образцов на существующем оборудовании аддитивного производства и возможность легкой прочистки каналов после завершения процесса печати. Материалом корпуса является алюминий марки AlSi10Mg. для оптимизации каналов был выполнен тепловой и гидравлический расчёт каналов охлаждения. Перед построением проведён предварительный расчёт деформаций и напряжений в охлаждаемом основании при изготовлении на установках аддитивного производства. По результатам изготовления выполнен анализ полученных образцов: была выполнена томография внутренних полостей и проведено сравнение расчётной и полученной геометрии изделия. Разработан и изготовлен тепловой

макет на основе охлаждаемого основания ППМ АФАР с интегрированными каналами охлаждения. Проведены испытания теплового макета. Проведён анализ полученных данных. Проведена экономическая оценка возможности применения данных оснований. Представленный корпус может быть использован в конструкциях перспективных радиолокационных систем. По результатам исследований даны рекомендации по дальнейшей отработке конструкции и технологии.

ДАТЧИК ОХРАНЫ ПЕРИМЕТРА АЭРОДРОМА НА БАЗЕ СВЕРХШИРОКОПОЛОСНОГО РАДИОЛОКАТОРА

Шараха Н.А., Дубовский А.А.

МАИ, г. Москва

Работа посвящена проблеме обнаружения людей и охраны периметра аэродрома. Рассматриваются основные способы обнаружения подвижных и малоподвижных объектов по принципам радиолокации сверхширокополосным коротким импульсом. Проведены эксперименты по обнаружению движущихся людей на дистанции 10 м. от локатора и неподвижных на дистанции 5 м. Полученные результаты можно использовать при обнаружении посторонних лиц вблизи взлётно-посадочной полосы и при построении охранной системы аэродрома.

Существующие системы охраны периметра аэропортов, в основном, используют волоконно-оптические вибросенсоры и системы видеонаблюдения, которые в свою очередь имеют ряд недостатков:

1. Оптоволокно является довольно хрупким материалом, так как при незначительных деформациях, оно может переломиться и в дальнейшем практически не подлежит ремонту. Также старое волокно со временем мутнеет, что ухудшает передачу сигнала на большие расстояния.

2. Системы видеонаблюдения, при плохих погодных условиях, значительно ухудшают точность распознавания объектов.

Данных недостатков можно избежать, используя систему охраны, построенную по принципу обнаружения людей с помощью радиолокаторов. Высокая чувствительность данного прибора позволяет заметить, как подвижного, так и неподвижного человека. Локатор можно разместить за непрозрачными объектами, например, за стеной, что позволяет скрыть факт обнаружения и делает их незаметными для людей. Так как используется короткий широкополосный импульс, обнаружение данного прибора является трудно выполнимой задачей. Разработанный прибор использует импульсы длительностью 2 нс, что позволяет получить разрешающую способность по дальности порядка 30 см.

ПОМЕХОУСТОЙЧИВОЕ КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ МУЛЬТИ- И ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ В ОПТИКО- ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПЛЕКСАХ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВЕРТОЛЁТОВ

Шипко В.В.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

В настоящее время интенсивно развиваются комплексы дистанционного зондирования Земли в направлении расширения спектрального диапазона съёмки и увеличения спектрального разрешения. Создаются многоканальные комплексы мониторинга земной поверхности воздушного и космического базирования. Не исключением остаются и комплексы информационного обеспечения вертолётов (обзорно-пилотажные, обзорно-поисковые, обзорно-прицельные), в состав которых входят многоспектральные, а в перспективе гиперспектральные датчики оптического излучения, которые будут интегрированы в единую информационную систему. Применение гиперспектральной съёмки позволяет повысить эффективность обнаружения и распознавания объектов сцены. В свою

очередь, при гиперспектральной съёмке детектируемое излучение разделяется на сотни составляющих формируемого гиперспектрального изображения, что приводит к существенному снижению уровня полезного сигнала по отношению к шуму. Гиперспектральные изображения подвержены аддитивному некоррелированному шуму, уровень которого может достигать больших значений. При этом выдвигаются достаточно жёсткие требования и на высокое пространственное разрешение таких комплексов.

Важным направлением обработки получаемых мульти- и гиперспектральных изображений является их комплексирование. Как правило комплексирование заключается в совместной обработке нескольких изображений одного и того же участка местности, полученных в различных спектральных диапазонах, в результате чего можно дополнительно значительно повысить заметность объекта или его деталей на едином изображении. Это происходит благодаря возможности извлечения посредством такой обработки дополнительной информации об объектах местности, заключенной в характере взаимосвязи зональных яркостей между спектральными диапазонами. Конечным продуктом комплексирования может быть, как единое полутоновое, так и псевдоцветное изображение, на котором с требуемой точностью отображаются спектральные признаки объектов интереса.

Достоинствами синтеза единого (комплексированного) изображения является:

- возможность аккумулирования в единое изображение особенностей спектрозональных изображений объектов местности;
- возможность сделать доступной информацию многоспектральных изображений, связанную с корреляцией яркостей между каналами съёмки, а точнее с различиями в корреляциях яркостей объектов и фонов.

Как показал анализ, очень часто при комплексировании мультиспектральных и гиперспектральных изображений выбирают приоритетную спектрозональную компоненту с целью максимизировать её влияние на результирующее единое изображение. Поскольку при наличии большого набора спектрозональных компонент с различными фоно-объектовыми портретами, а часто это инверсные области, возникают трудности их качественного объединения, в частности при усреднении таких областей они сольются в один тон. Поэтому выбирается приоритетная спектрозональная компонента, к которой по определенному правилу добавляются отличительные признаки других компонент. Как известно, наиболее информативными отличительными признаками являются контура объектов, поэтому этот факт будет использоваться при постановке задачи и синтезе единого комплексированного изображения и оценке его эффективности. Также необходимо учесть возможность устранения шумовой составляющей в компонентах изображения. Рассмотрим разработанный алгоритм комплексирования мульти и гиперспектральных изображений на основе переноса градиентов.

Шаг 1. Вначале определяют приоритетное спектрозональное изображение путём субъективной оценки изображений оператором, либо используя автоматический критерий.

Шаг 2. Формируют единое (эталонное) изображение для оценки общих контурных признаков. для этого может использоваться любой способ преобразования зональных яркостей, к примеру, усреднение компонент, сглаживающее аддитивную шумовую составляющую.

Шаг 3. Вычисляют разности значений яркости (градиенты) каждого пиксела эталонного изображения с окружающими его пикселями в скользящем окне.

Шаг 4. Формируют набор оценок ij -того пиксела единого комплексированного изображения путём суммирования значений яркости пикселей окрестности ij -того пиксела в скользящем окне приоритетного изображения с полученными соответствующими значениями градиентов яркости ij -того пиксела эталонного изображения.

Шаг 5. Результирующее комплексированное изображение может быть представлено в виде среднего или медианного значения оценок, полученных на 4 шаге.

Результаты численных и экспериментальных исследований подтверждают эффективность комплексирования мульти- и гиперспектральных изображений с достаточно

высоким уровнем шума, при этом результирующее изображение является высокоинформативным и с более низким уровнем шума.

Разработанный алгоритм может быть использован в существующих и перспективных оптико-электронных комплексах информационного обеспечения вертолётов армейской авиации, с целью повышения вероятности обнаружения и распознавания наземных целей.

ЗАДАЧА КОНТРОЛЯ ДАННЫХ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАБОТОЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ОХВАТА ПРОБЛЕМНОЙ ОБЛАСТИ

Пшихин С.М.

АО «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Москва

Опыт создания и эксплуатации сложных искусственных систем позволяет говорить о несовершенстве современных инструментальных программных средств, широко применяемых в таких системах, в том числе, для решения задач контроля данных системы планирования и управления работой аппаратуры космического аппарата, управления её жизненным циклом. Рассматриваемая в данной статье проблемная область содержит большое число составляющих, их свойств и связей, образующих сложные структуры. Подлежащие обработке и контролю данные имеют сложную организацию и большой объём. Кроме того, проблемная область изменчива во времени. Современные инструментальные программные средства, позволяющие разработчикам программного обеспечения допускать семантические ошибки, не соответствуют сложности проблемной области.

На практике, их применение обеспечивает лишь фрагментарное покрытие проблемной области. Отсюда – трудности контроля данных системы планирования и управления, трудности управления её жизненным циклом. Важнейшие для практического применения программно-технических средств проблемы верификации и безотказности, в общем случае, продолжают оставаться нерешёнными. Все это говорит о необходимости совершенствования подходов, в том числе, к решению задач контроля данных. Требуется полный охват проблемной области. Систему планирования и управления необходимо рассматривать как сложную целенаправленную автоматизированную систему. для автоматизированных систем характерны подлежащие созданию следующие виды обеспечения: организационное; методическое; техническое; математическое; программное; информационное; лингвистическое; правовое и эргономическое. Виды обеспечений должны создаваться как совокупность связанных между собой компонентов – математических моделей, программ, баз данных и т.д. Согласованные между собой модификации компонентов обеспечений разных видов реализуют жизненный цикл системы планирования и управления от постановки целевой задачи до утилизации. для необходимости такого подхода необходимо обеспечить единообразную формализацию всей объективно единой проблемной области. В качестве основного средства такой формализации предлагается использовать радикальное моделирование и универсальный язык схем радикалов RADICAL.

НАПРАВЛЕНИЕ № 5

Ракетные и космические системы

ПЕРЕРАБОТКА ТЕХНОГЕННОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ТОПЛИВО НА НИЗКИХ ОРБИТАХ

Баркова М.Е.
АО «РКС», г. Москва

Космический мусор имеет космогенное и техногенное происхождение. Космогенным космическим мусором является «строительный» материал Солнечной системы, например, микрометеориты. Техногенный космический мусор представляет собой космические объекты (КО) искусственного происхождения различных фракций. Его появлению и нарастанию способствует каждый космический запуск.

Среди проблем, создаваемых космическим мусором, можно выделить: опасность столкновения с космическими аппаратами (КА), неуправляемые сходы с орбиты КО риска.

На настоящее время предложен целый спектр технических решений проблемы космического мусора, среди которого особенно можно выделить следующие:

- способы увода космического мусора с низких орбит и на орбиты захоронения;
- способы уничтожения космического мусора непосредственно на орбите;
- способы защиты наиболее крупных и ценных космических аппаратов (КА)

от космического мусора;

- регистрация КО на орбитах средствами наземного и космического базирования [1].

Однако, указанные способы борьбы с космическим мусором имеют ряд недостатков, связанных с возникновением КО более мелкой фракции, неуправляемым сходом крупных КО с орбиты, а также сложностью и высокой стоимостью изготовления средств защиты КА.

В качестве альтернативы существующим техническим решениям предлагается способ переработки космического мусора в псевдожидкое топливо.

Псевдожидкое топливо (или его компонент), состоящее из порошкообразных веществ, которые можно флюидизировать газом по методу кипящего слоя и подавать в камеру сгорания ракетного двигателя аналогично жидкому компоненту. Сжижающим агентом может быть нейтральный газообразный азот, а также активные сжижающие газы, например, для окислителя – кислород, а для горючего – водород [5].

Данное устройство обладает преимуществом в сравнении с ближайшими аналогами имеет преимущество безотходной утилизации КМ и без использования высоких температур и давления [1,13].

Космический аппарат для утилизации космического мусора (далее СКМ – сборщик космического мусора) представляет собой устройство, мощностью 7-8 кВт, при массе 2,5 т. Захват КМ осуществляется сетью на тросах путём его нагона на орбите, высотой от 400-450 км. Максимальной массе КМ в сети 0.5 т.

Концепция проекта защищена патентом на изобретение №2686415RU, заявкой на промышленный образец № 2019500375 от 31.01.2019 и международной заявкой PCT/RU2019/000314 от 07.05.2019 (приоритет от 11.05.2018).

ЛИТЕРАТУРА

1. Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором / под ред. Ю.Н. Макарова. Монография. – ЦНИИмаш, 2015. – 244с.

2. Michael W. Taylor. Orbital Debris: Technical and Legal Issues and Solutions. Institute of Air and Space Law Faculty of Law, McGill University, Montreal, August 2006.

3. Национальное космическое ведомство США. Режим доступа URL: www.nasa.gov (Дата обращения: 21.04.2019)

4. Баркова М.Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве // Труды МАИ. 2018. № 103. Режим доступа URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=100712> (Дата обращения: 20.05.2019)

5. Жидкостные ракетные двигатели /В.Г. Попов, Н.Л. Ярославцев.-М.: Издательско-типографский центр– «МАТИ» – КТУ им. К.Э. Циолковского, 2001, 171с, ил.103.,

табл.3.ISBN5-230-21212-8 Режим доступа URL: <https://studfiles.net/preview/883806/page/6/> (Дата обращения: 24.02.2019)

6. Пат. 2686415 Российская Федерация, МПК В64G 1/10, 4/00 / Космический аппарат для утилизации космического мусора / Баркова М. Е.; заявитель и патентообладатель АО «Российские космические системы» (АО «РКС») – №2018117527; заявл. 11.05.18; опубл. 25.04.2019, Бюл. № 12. –4с.

7. Справочник по конструкционным материалам. Арзамасов Б.Н. Соловьева Т.В., Герасимов С.А., 2005, Изд: МГТУ им. Н. Э. Баумана. С. 649.

8. Суханов А.А. Астродинамика. М. ИКИ РАН, 2010. С. 204.

9. Shin-Ichiro Nishida, Naochiko Kikuchi. A Scenario and technologies for Space Debris. 2014. Режим доступа URL: <https://pdfs.semanticscholar.org/1404/8fabe2b16911e5f183d1125a662a6ff9ac9b.pdf> (Дата обращения: 10.05.2019)

10. Никольский В.В. Проектирование космических аппаратов: Учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. СПб, 2003. 80 С.

11. Егоров А. Г., Тизилов А. С. Перспективы и проблемы создания двигательных и энергетических установок на порошкообразном металлическом горючем. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. №3(27), 2011. С. 277-281.

12. Японское космическое агентство. Режим доступа URL: <https://global.jaxa.jp> (Дата обращения: 16.05.2019)

13. Университет Циньхуа. Режим доступа URL: www.tsinghua.edu.cn (Дата обращения: 16.05.2019)

СИСТЕМА ЗАПУСКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ТИПА CUBESAT С ТРАНСПОРТНОГО ГРУЗОВОГО КОРАБЛЯ «ПРОГРЕСС МС»

Богомолов Н.В., Черемисин М.В., Сидоренко Б.А.

ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв

Малые космические аппараты (МКА) формата CubeSat являются наиболее доступным для большинства частных компаний и научных организаций типом полезной нагрузки, выводимой на околоземную орбиту. Большое количество разрабатываемых МКА даёт соответствующий спрос на услуги по их выведению, что приводит, в частности, к ежегодному росту числа проектов ракет-носителей (РН) легкого и сверхлегкого классов, предназначенных специально для запуска нано- и микроспутников.

Однако МКА могут выводиться не только посредством РН. Зачастую для выполнения целевой задачи и увеличения срока активного существования требуется нахождение малого космического аппарата на орбите высотой 350...500 км. В таких случаях запуски спутников осуществляются с Международной космической станции (МКС) или транспортного грузового корабля (ТГК). для этого на американском сегменте МКС имеется специальная пусковая платформа компании NanoRacks, а также активно используется схема с запуском МКА с контейнера транспортно-пускового (КТП), установленного на внешней поверхности ТГК Cygnus.

Российский сегмент МКС не имеет аналогичной пусковой платформы, поэтому запуск МКА с него осуществляется космонавтами «вручную» в ходе внекорабельной деятельности. Необходимо отметить, что стоимость выведения 1 кг полезного груза данным способом значительно выше, чем у альтернативных вариантов, а сами спутники при этом нередко получают большие угловые скорости, что может негативно сказаться на возможности их дальнейшей эксплуатации. Успешно зарекомендовали себя запуски МКА с использованием ТГК «Прогресс» [1, 2], однако, при всей своей привлекательности, с 2012 года по настоящее время они не проводились.

В целях совершенствования отечественной космической инфраструктуры для обеспечения выведения МКА, импортозамещения её элементов и снижения затрат на эксплуатацию сотрудниками Ракетно-космической корпорации «Энергия» имени

С. П. Королёва (РКК «Энергия») в рамках Комитета инновационных проектов молодёжи в инициативном порядке ведутся работы по созданию контейнера транспортно-пускового размерностью 6U для запуска нано- и микроспутников стандарта CubeSat [3, 4]. для этого были определены основные технические характеристики контейнера, облик и состав его возможных типов исполнения, варианты установки на внешней поверхности ТГК «Прогресс МС», контрольные параметры функционирования, технология изготовления, объём экспериментальной отработки и наземной подготовки, мероприятия и требования по обеспечению надёжности. Также были проведены расчёты прочности элементов конструкции при воздействии суммарных статических и вибродинамических нагрузок, возникающих в процессе эксплуатации, исследована динамика процесса отделения МКА от КТП, оценена радиационная стойкость, проработаны задачи обеспечения теплового режима и безопасности, подготовлено технико-экономическое обоснование.

Контейнер представляет собой конструкцию в виде прямоугольного параллелепипеда, состоящую из корпуса с механизмами, пирожой, электронных переключателей, электронагревателей, контактных датчиков, термометров, экранно-вакуумной теплоизоляции, кабелей. В нем нет составных частей, не прошедших лётную квалификацию: по каждой из них имеется неоднократный опыт успешной эксплуатации в составе ТГК серии «Прогресс», транспортных пилотируемых кораблей серии «Союз», МКС, космических аппаратов «Ямал» и EgyptSat. для запуска различных типов МКА КТП должен быть выполнен в двух вариантах: первый предназначен для размещения спутника размером 6U, второй позволяет размещать несколько МКА размером от 1U до 3U (суммарно до 6U). В зависимости от сценария выведения возможна установка до четырех (автономный полёт, стыковка к порту служебного модуля «Звезда» МКС) или пяти (стыковка к портам малого исследовательского модуля «Поиск», стыковочного отсека «Пирс») контейнеров на внешней поверхности ТГК «Прогресс МС». Масса каждого КТП не превышает 6,5 кг, относительная скорость отделения МКА лежит в диапазоне 0,5...2,0 м/с при угловой скорости не более 10°/с. Внутри контейнера обеспечивается температура от -10°C до +60°C.

По итогам проведённых работ был выпущен и успешно защищен на научно-техническом совете РКК «Энергия» соответствующий аванпроект, изготовлено несколько макетов корпуса КТП с механизмами.

В использовании КТП для запусков МКА свою заинтересованность выразили Институт космических исследований Российской академии наук, Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова, Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, Московский политехнический университет, компания «ЗД Биопринтинг Соловьев» и другие организации.

Важным этапом является проведение наземной экспериментальной отработки, включающей в себя конструкторско-доводочные и макетно-конструкторские испытания. На текущий момент проведены предварительные лабораторные испытания на механическое воздействие и термоциклирование космических аппаратов «Ярило», создаваемых в Молодежном космическом центре МГТУ им. Н. Э. Баумана, идет подготовка экспериментальной установки для отработки процесса выхода МКА из контейнера.

В перспективе данные КТП можно размещать не только на внешней поверхности ТГК «Прогресс МС», но и на МКС или разгонных блоках, что позволит выводить МКА чаще, получать больше ценных научных данных, а также снизить стоимость миссий за счёт импортозамещения пусковых устройств.

ЛИТЕРАТУРА

1. Марков А.В., Матвеева Т.В., Муртазин Р.Ф., Смирнов А.В. и др. Технология запуска микроспутников с использованием транспортных грузовых кораблей типа «Прогресс-М» // Космическая техника и технологии, 2015, №1(8), С. 42-52.

2. Беляев М.Ю., Карасев Д.В., Матвеева Т.В., Рулев Д.Н. Грузовые корабли «Прогресс» в программах орбитальных станций // Космическая техника и технологии, 2018, №1(20), С. 23-39.

3. Бычков А.Д., Губочкин П.Г., Гриненков А.М., Кропова Е.С., Клочкова М.А., Прялухин О.В., Рачкин Д.А., Сидоренко Б.А., Соболева А.С., Черемисин М.В. Разработка конструкции контейнера транспортно-пускового для запуска малых космических аппаратов. Тезисы докладов XXI Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов (г. Королёв, 30 октября – 3 ноября 2017 г.). Том 2. С. 27-28.

4. International standard ISO/FDIS 17770:2017(E) Space systems — Cube satellites (CubeSats), Switzerland, 2017, 16 p.

ВЛИЯНИЕ РАДИОПРОЗРАЧНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ

Гюльмагомедов Н.Х.

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Москва

Диэлектрические материалы, предназначенные для изготовления антенных обтекателей летательных аппаратов, должны обладать особыми свойствами, что связано с необходимостью работы обтекателя в условиях нагрева встречным аэродинамическим потоком. Обтекатель в идеальном случае должен обеспечить полную защиту антенны от влияния внешних воздействий, совершенно не искажая при этом её характеристик. Опыт эксплуатации и многочисленные теоретические и экспериментальные исследования показали, что обтекатели, изготовленные даже из лучших диэлектрических материалов с высокой точностью, заметно изменяют характеристики излучения защищаемых ими антенн.

В данной статье рассмотрено влияние нагрева радиопрозрачного обтекателя антенны радиолокационной станции на её характеристики. Приведены оценочные формулы, позволяющие рассчитывать изменение не только шумовых характеристик обтекателя, но и активные потери, возникающие при нагреве.

Анализ полученных теоретических результатов показал, что нагрев обтекателя приводит к изменению диэлектрических характеристик материала. Вследствие чего происходит увеличение затухания и отражения электромагнитной волны при прохождении стенки обтекателя. В частности, изменение диэлектрической проницаемости приводит к изменению оптимальной толщины стенки по критерию максимального коэффициента прохождения. Увеличение тангенса угла диэлектрических потерь приводит к увеличению затухания электромагнитной волны при прохождении стенки обтекателя.

В статье выведены формулы связывающие активные потери в обтекателе с параметрами радиолокационной станции (РЛС). Приведена методика расчёта изменения дальности действия РЛС при равномерном нагреве обтекателя. Методика расчёта позволяет провести расчёт изменения дальности бортовых РЛС ЛА при высокоскоростном полёте с учётом нагрева обтекателя.

Проведённый с помощью вышеописанной методики расчёт показал, что дальность РЛС при равномерном нагреве монолитного остроконечного обтекателя с полуволновой толщиной стенки до температуры, равной $T_{\text{ст.обт}}=800$ °С, привёл к снижению дальности действия РЛС в несколько раз.

Существенное падение дальности вызвано тем, что существенное влияние на расчёт дальности РЛС, согласно приведённым формулам, оказывает относительное увеличение мощности шумов при тепловом нагреве $q_{\text{ш}}$, уменьшение площади эквивалентного раскрыва антенны с обтекателем и увеличение потерь при прохождении электромагнитной волны через стенку обтекателя.

Анализ результатов исследований показал, что изменения физических параметров стенки обтекателя при его нагреве в конечном итоге приводят к существенному уменьшению дальности действия РЛС. Следовательно, условия эксплуатации РЛС, размещаемых под радиопрозрачным обтекателем, необходимо учитывать при их проектировании.

Полученные результаты могут быть применены при проектировании обтекателей высокоскоростных летательных аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

1. М.Я. Воронин, И.Н. Карманов, А.В. Кошелев, М.Ф. Носков, И.В. Лесных, И.Д. Миценко, О.К. Ушаков. Физика нагрева СВЧ-диэлектриков летательных аппаратов и их защита: монография // Новосибирск: СГТА, 2008, 156 с.
2. М.Ю. Русин, В.В. Василенко, В.Г. Ромашин, П.А. Степанов, И.Г. Атрощенко, О.В. Шуткина. Композиционные материалы для радиопрозрачных обтекателей летательных аппаратов // Новые огнеупоры, 2014, №10, с.19-23.
3. Е.А. Воробьев, В.Ф. Михайлов, А.А. Харитонов. СВЧ диэлектрики в условиях высоких температур // Москва, «Советское радио», 1977, 208 с.
4. В.А. Каплун. Обтекатели антенн СВЧ (Расчёт и проектирование) // Москва, «Советское радио», 1974, 240 с.
5. Н.В. Гришин, А.А. Приходько. Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракеты-носителя Зенит-2SLB // Техническая механика, 2016, №4, с.24-34.
6. А.А. Оводенко, В.Н. Красюк, А.Р. Бестугин, М.Б. Рыжиков. Использование микроплатовых антенн в условиях аэродинамического нагрева // Журнал радиоэлектроники, 2012, №1, с.1-12.
7. Ю.Б. Кобзарев. Современная радиолокация // Москва, «Советское радио», 1969, 704 с.
8. А. И. Баскаков, Т.С. Жутяева, Ю.И. Лукашенко. Локационные методы исследования объектов и сред: учебник для студ. учреждений высш. проф. образования // М.: Издательский центр «Академия», 2011, 384 с.
9. М.Я. Воронин, А.К. Синякин, М.Б. Устюгов. Внешние и внутренние воздействия на оптико-радиоэлектронные приборы и их испытание: монография. Ч. 1 // Новосибирск: СГТА, 2004, 76 с.
10. Б.А. Пригода, В.С. Кокунько. Обтекатели антенн летательных аппаратов // Москва, Машиностроение, 1970, 288 с.
11. И. Г. Гуртовник, В. И. Соколов, Н. Н. Трофимов и др. Радиопрозрачные изделия из стеклопластиков // М.: Мир, 2003, 368 с.
12. В. В. Василенко, Я. С. Карпов, С. П. Кривенда и др. Технология изготовления обтекателей из композиционных материалов // Харьков, 2005, 48 с.

ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ ВОПРОСОВ ОПТИМИЗАЦИИ КОНСТРУКЦИИ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Загидуллин Р.С., Липатов П.О.
АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

В настоящее время на международном космическом рынке наблюдается острая конкуренция за увеличение объема пусковых услуг. Для успешной конкуренции с ведущими мировыми производителями ракета-носителей (РН) отечественным производителям необходимо вести разработку и производство недорогих, но в тоже время надёжных и высококачественных РН.

Производство недорогих, надёжных и высококачественных РН требует постоянного совершенствования конструкции и технологических процессов изготовления РН. В Ракетно-космическом центре «Прогресс» на регулярной основе проводятся мероприятия по улучшению тактико-технических характеристик, выпускаемых РН. Мероприятия направлены на снижение массы ракеты-носителя, снижение удельной стоимости выведения на орбиту полезной нагрузки, повышение конкурентоспособности ракета-носителя на рынке пусковых услуг.

Одним из таких мероприятий, направленных на улучшение тактико-технических характеристик РН «Союз-2-1в», является проектно-конструкторские решения для оптимизации конструкции теплозащитного покрытия хвостового отсека РН на основе анализа видов и последствий потенциальных несоответствий конструкции (DFMEA).

Анализ видов и последствий потенциальных несоответствий конструкции (DFMEA) – метод, целью которого является улучшение конструкции на основе анализа потенциальных несоответствий с количественным анализом последствий и причин несоответствий.

Проведён анализ DMEA для конструкции конструкции теплозащитного покрытия хвостового отсека ракета-носителя легкого класса «Союз-2-1в».

Разработаны следующие проектно-конструкторские решения для оптимизации конструкции теплозащитного покрытия:

1) изменение конструкции теплозащитного покрытия на цилиндрической части ХО – введение ступенчатости теплозащитного покрытия;

2) изменение конструкции теплозащитного покрытия средней и нижней части ХО – введение уменьшенных окантовок локсов и обтекателей;

3) изменение крепления обшивок теплозащитного покрытия на цилиндрической части ХО – замена титановых винтов М6 для крепления обшивок теплозащиты на цилиндрической части хвостового отсека блока I ступени на винты М5 с соответствующей заменой анкерных гаек в корпусе ХО;

4) установка теплозащитного материала ПВП-КТ11 на цилиндрической поверхности верхней и средней части ХО полосами или точечно вместо сплошного нанесения клея К-300-61.

Приведённые в работе проектно-конструкторские решения для оптимизации конструкции теплозащитного покрытия ХО РН на основе анализа видов и последствий потенциальных несоответствий конструкции (DFMEA) успешно реализованы в конструкции теплозащитного покрытия легкого класса «Союз-2-1в». Полученное в результате оптимизации теплозащитное покрытие ХО РН позволило сократить массу и производственный цикл изготовления изделия.

Основным направлением дальнейшего использования результатов работы является разработка рекомендаций и предложений по проектированию конструкции теплозащитного покрытия перспективного РН среднего класса «Союз-5».

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА, СПОСОБНОГО ОСУЩЕСТВЛЯТЬ МАНЕВРЕННЫЙ СПУСК В АТМОСФЕРЕ ВЕНЕРЫ

Косенкова А.В.

МГТУ им. Н. Э. Баумана, АО «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Москва

В настоящее время вновь рассматриваются проекты для продолжения исследований планеты Венера. При этом ученые заинтересованы в изучении определенных районов планеты, где остались следы происходивших в прошлом тектонических процессов. В связи с этим актуальным становится создание посадочных аппаратов и, в частности, рассмотрение возможности использования новых конфигураций посадочных аппаратов (ПА), обладающих способностью совершения маневров с целью увеличения широты охвата посадочных зон и достижения требуемых районов посадки. В работе рассматриваются варианты аэродинамических форм посадочных аппаратов, обладающих способностью совершения маневров с целью выбора требуемого района посадки, проводится сравнительный анализ данных аппаратов в части маневренности, массово-габаритных и аэродинамических характеристик на основе различных сравнительных параметров и критериальных оценок. Для данных конфигураций ПА представлен общий вид компоновок исходя из габаритов целевой аппаратуры и максимального использования всего объема ПА. Приводится расчёт аэродинамических характеристик численным методом по ньютоновской теории обтекания; рассматриваются различные варианты траекторий спуска на Венеру для данного посадочного аппарата с учётом возможности осуществления бокового маневра в атмосфере планеты; приводится сравнение этих траекторий с траекторией спуска традиционно используемого посадочного аппарата класса «баллистический спуск», приводятся

достижимые районы посадок для аппаратов различных типов, а также показаны возможности и преимущества использования аппаратов новых конфигураций.

ПОВЫШЕНИЕ БЕЗОТКАЗНОСТИ, ДОЛГОВЕЧНОСТИ И ИНФОРМАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВЫХ ИНФРАКРАСНЫХ ЗОНДИРОВЩИКОВ ВЫСОКОГО СПЕКТРАЛЬНОГО РАЗРЕШЕНИЯ

Монахов Д.О.

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», г. Москва

Во всем мире интенсивно развиваются гиперспектральные средства метеонаблюдений в инфракрасном (ИК) диапазоне, и активно планируются новые миссии, позволяющие решать задачи в рамках концепции метеонаблюдений Всемирной Метеорологической Организации (ВМО) [1]. Совершенствование гиперспектральной ИК-аппаратуры позволяет получить максимально возможный объем метеорологической информации о глобальных и региональных процессах на планете. Сбор данных и их анализ выполняется на международном уровне в рамках сотрудничества всех операторов метеорологических космических аппаратов (КА) и космических агентств (CGMS) [2].

В 2014 году успешно выполнен пуск созданного в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» бортового инфракрасного фурье-спектрометра ИКФС-2 [3]. На базе результатов, достигнутых в данном издании, выстроен подход к дальнейшему проектированию данного класса аппаратуры.

Одним из преимуществ гиперспектрометров является высокая информативность (от 2000 до 6000 точек внутри спектрального диапазона измерений, наряду с регистрацией спектров от нескольких точек на Земной поверхности одновременно). Развитие в настоящее время происходит по следующим направлениям:

1. Устранение влияния КА и технологических особенностей наземной отработки аппаратуры на её характеристики.

2. Повышение чувствительности аппаратуры и снижение искажений, вносимых аппаратурой в измеряемый сигнал.

3. Внедрение новых узлов, планируемых к применению в создаваемой аппаратуре, в действующие образцы аппаратуры для их лёгкой квалификации.

4. Замена схемных решений на близкие, исключая применение потенциально ненадёжных элементов конструкции (трущиеся части, перенапряжённые участки изделия).

По указанным направлениям решены и внедрены, либо обоснованы и заложены в конструкцию с целью последующей экспериментальной проверки, следующие конструктивно-технологические решения:

1.1 Устранение защитных окон и технологических элементов, не имеющих прямого отношения к решаемой задаче.

1.2 Переход от одноканального построения аппаратуры к 2-3 каналному, применение в разных каналах различных типов фоточувствительных элементов.

1.3 Снижение рабочих температур фоточувствительных элементов с 85 до 65 К и менее.

1.4 Изменение конфигурации пассивных средств криостатирования (радиационного холодильника) с целью вывода из их поля зрения элементов КА и изоляции криостатированных полостей аппаратуры от собственной внешней атмосферы КА.

1.5 Повышение избыточности выходного информационного сигнала аппаратуры и разработка разных режимов кодирования выходного информационного сигнала, а также методов его обработки в наземном комплексе.

1.6 Введение каналов перепрограммирования бортового программного обеспечения аппаратуры в полёте.

1.7 Повышение объёмов наземной криовакуумной отработки.

1.8 Замена подшипников качения на гибкие опоры (флексуры) и выполнение приводов, компенсированных по возмущающему моменту.

1.9 Введение дополнительной продувки полостей пассивного криостата во время выведения КА на орбиту.

1.10 Использование бортовых сфокусированных ИК-излучателей для локального нагрева и дегазации оптических элементов, находящихся при криогенной температуре, от конденсатов собственной внешней атмосферы КА.

Внедрение указанных технических решений позволило получить следующие результаты при их реализации в составе ИК-зондировщиков:

1. Характеристики, получаемые в ходе лётных испытаний аппаратуры, соответствуют полученным на Земле в стендовых условиях. Полётные условия функционирования аппаратуры имитируются при наземных испытаниях полностью на комплексном стенде.

2. Подтверждена в ходе 5-лётной лётной эксплуатации эффективность методик контроля характеристик и безотказности аппаратуры при наземной отработке.

3. Снижено в 1.5-2 раза влияние собственной атмосферы КА на скорость образования вредных криоосадков на оптических элементах аппаратуры.

4. Обеспечено частичное восстановление данных, полученных от аппаратуры, но передаваемых на Землю с потерями и искажениями.

5. По разработанным методикам выполнены проверки других типов ИК-аппаратуры в криостатизованном состоянии (ИК-радиометр МСУ-ГС).

6. Выполнен успешный пуск и завершены лётные испытания еще одного образца аппаратуры ИКФС-2.

В настоящее время на основании созданных конструктивно-компоновочных и технологических решений ведется создание модернизированной аппаратуры ИКФС-2м для КА «Метеор-М» № 2-5, 2-6 и ИКФС-3 для КА «Метеор-МП», а также другие разработки с более далекой перспективой запуска.

ЛИТЕРАТУРА

1. <https://www.wmo-sat.info/oscar/instruments>, дата обращения 30.09.2019 г.
2. https://www.cgms-info.org/index_php/cgms/index, дата обращения 30.09.2019 г.
3. <https://www.wmo-sat.info/oscar/instruments/view/227>, дата обращения 30.09.2019 г.

КОМПЛЕКСНЫЙ МОНИТОРИНГ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С БОРТА РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС

Сармин Э.Э., Есаков А.М., Рассказов И.В.

ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв

Федеральная космическая программа России на 2016–2025 годы предусматривает развитие российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) с целью обеспечения технической возможности создания на её основе национальной орбитальной станции. В связи с этим крайне актуальной является задача максимально полного и эффективного использования имеющихся ресурсов и возможностей станции, в том числе в области исследования Земли, в частности испытание на борту новых средств дистанционного зондирования и методов их применения с последующим использованием в составе автоматических космических аппаратов.

В настоящее время в состав средств для дистанционного зондирования Земли входят профессиональные цифровые фотокамеры с длиннофокусными объективами, позволяющие получать цветные изображения земной поверхности с разрешением до 1,12 метра, а также ручные спектрометры, использующиеся для получения измерений спектра излучения со спектральным разрешением 3 нм. В 2019 году планируется введение в строй системы управления камерой и спектрометрами, которая позволит осуществлять измерения без участия экипажа, например, во время ночного отдыха. Помимо этого, в 2020 году планируется поставить на борт МКС гиперспектральную аппаратуру. А в более отдаленной перспективе планируется доставка инфракрасного радиометра высокого разрешения среднего

и дальнего ИК диапазонов, предназначенного для решения наиболее актуальных задач космического мониторинга, включая обнаружение лесных пожаров и крупных тепловых выбросов загрязняющих веществ в окружающую среду.

В статье приводится информация об имеющихся и перспективных средствах РС МКС для исследования Земли и методах дистанционного зондирования.

РАСЧЁТ И ОЦЕНКА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ БЛА С КРПДТ С РЕГУЛИРУЕМОЙ И НЕРЕГУЛИРУЕМОЙ ПОДАЧЕЙ ТОПЛИВА

Семенов С.А.

МАИ, г. Москва

Наряду с ростом могущества и развитием систем управления и наведения беспилотных летательных аппаратов (БЛА), одним из путей увеличения их боевой эффективности является совершенствование двигательных установок на базе комбинированных ракетно-прямоточных двигателей на твёрдом топливе (КРПДТ). Такие двигатели позволяют удовлетворить высокие требования к современным БЛА классов «воздух-воздух» и «воздух-поверхность» по дальности и скорости полёта, габаритам, массе, манёвренности, а также по боевой эффективности в целом.

В данной работе представлена методика расчёта и оценки баллистической эффективности БЛА, оснащённых КРПДТ.

Проведено сравнение баллистической эффективности БЛА с КРПДТ двух типов: с нерегулируемой (одноступенчатой и двухступенчатой) и с регулируемой подачей топлива.

Показана зависимость баллистической эффективности БЛА с КРПДТ от количества ступеней регулирования расхода топлива двигателя. Рекомендованы возможные области применения КРПДТ с регулируемой и КРПДТ с нерегулируемой подачей топлива в зависимости от вида типовой траектории движения БЛА.

В представленной работе используются возможности современных программных комплексов для компьютерного моделирования траекторий движения БЛА; применяется решение дифференциальных уравнений движения методом численного интегрирования.

Полученные результаты способствуют формированию рационального конструктивного облика КРПДТ перспективного БЛА, а также позволяют на этапе формирования облика БЛА с КРПДТ оценить его баллистическую эффективность.

ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ И ИСПЫТАНИЯ КОНТАКТНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА В УСЛОВИЯХ ИМИТАЦИИ ВАКУУМНОЙ СРЕДЫ

Синяков А.А., Соколан П.И.

АО «НПО ИТ», г. Королёв

В ракетно-космической области приборостроения остро стоит вопрос об обеспечении надёжной работоспособности устройств в условиях вакуума. Основной проблемой является перегрев приборов вследствие отсутствия теплообмена с окружающей средой. Одним из методов решения данной проблемы является применение различных теплообменников.

В данной статье показаны испытания теплообменника с жидкостной системой охлаждения, в условиях имитации пониженного давления окружающей среды, а также построение его математической модели в среде САПР SolidWorks Flow Simulation с целью оценки его эффективности и выявления потенциала использования при различных тепловых режимах.

Для проведения испытаний был спроектирован теплообменник, представляющий собой алюминиевое основание с посадочными местами для установки передающих устройств. Основанием соединена система жидкостного охлаждения в виде алюминиевой трубки. В качестве источников тепла на установочной поверхности теплообменника были закреплены два передающих устройства. В местах контакта была нанесена термопроводящая

паста. Контроль температуры приборов и теплообменника осуществлялся при помощи четырёх датчиков, два из которых были установлены на передающих устройствах и два на теплоотводящем основании.

Главной задачей испытаний являлась проверка работоспособности системы в вакууме и эффективность её охлаждения. В результате исследования максимальная температура передающих устройств достигла 36,2 °С и 38 °С, максимальная температура теплообменника составила 26,5 °С.

Следующим этапом исследования было построение достоверной математической модели с целью подтверждения результатов, полученных в ходе испытаний. Для этого в среде SolidWorks была создана 3D-модель теплообменника с закрепленными на нём устройствами, помещённого в герметичную камеру, имитирующую среду пониженного давления. В ходе исследования решалась задача внутренних потоковых процессов с учётом теплопроводности в твёрдых телах и гравитации. Полученные результаты были максимально приближены к значениям, полученным опытным путём.

На основе проведённых испытаний и расчётов были сделаны следующие выводы:

1. Представленный теплообменник при совместном использовании с передающими устройствами отвечает необходимым требованиям по охлаждению данных приборов в условиях пониженного теплообмена с окружающей средой.

2. Расчётная тепловая модель системы предоставляет схожие с экспериментальными результаты и может быть использована в дальнейшем для определения температур при работе теплообменника в различных тепловых режимах, что позволит выявить целесообразность его использования с другими приборами, не прибегая к проведению испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кирилин В.А., Сычев В.В., Шейндлин А.Е. Техническая термодинамика. 5-е изд. – г. Москва: Издательский дом МЭИ, 2008г. – 469с.
2. Горев В.А., Фомина М.В. Упрощенный расчёт теплообмена на плоских гранях. – г. Москва: Пожаровзрывобезопасность т. 25, №3, 2016. С. 5-14.
3. Кудинов А.А. Теплообмен. – г. Москва: Инфра-М, 2012г. – 375с.
4. Виноградов С.Н., Таранцев К.В., Виноградов О.С., Выбор и расчёт теплообменников. Учебное пособие – г. Пенза: ПГУ, 2001г. – 100с.
5. Дульнев Г. Н. Теория тепло-и массообмена. Учебное Пособие. – г. Санкт-Петербург: НИИ ИТМО, 2012г. – 194с.
6. Кудрин Л.П. Отвод тепла в полупроводниковых приборах. Учебное пособие. – г. Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2009г. – 11с.
7. Мазо А.Б. Основы теории и методы расчёта теплопередачи. Учебное пособие. – г. Казань: Казан. ун-т., 2013г. – 144с.
8. Алямовский А.А. Solid Works Simulation. Как решать практические задачи. – г. Санкт-Петербург: БХВ-Петербург, 2012г. – 443с.
9. Шаломеев М., Алямовский А., Зингаревич А., Инженерный анализ в среде Solid Works Simulation. – г. Москва: САПР и графика, 2014г. С. 68–74.
10. Гончаров М., Дворников В. Моделирование тепловых режимов работы аппаратуры силовой электроники в среде Solid Works Flow Simulation. – г. Москва: Силовая электроника №2, 2010 г. С. 98–100.

СРЕДСТВА ИНДИВИДУАЛЬНОЙ ЗАЩИТЫ ОРГАНОВ ДЫХАНИЯ С ХИМИЧЕСКИ СВЯЗАННЫМ КИСЛОРОДОМ ДЛЯ ЭКИПАЖЕЙ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ

Слеткова А.А.

АО «Тамбовмаш», г. Тамбов

В данной работе я затрагиваю вопрос безопасности экипажа гражданских самолётов при возникновении пожара. Рассматриваю причины пожара и их последствия. Что применяется на бортах самолётов в случае чрезвычайной ситуации и характерные недостатки этого оборудования. И в свою очередь, предлагаю средство индивидуальной защиты с химически связанным кислородом, которое предотвратит травмирование и гибель людей.

Возникновение пожара на воздушном судне является наиболее опасной чрезвычайной ситуацией, поскольку скоротечность процесса пожара на самолёте является объектом повышенной пожаровзрывоопасности, а отрезанные от внешней среды, на высоте в несколько десятков километров от земли, оказываются десятки, сотни людей. Любое авиaproисшествие сопровождается получением травм, гибелью и нанесением материального ущерба воздушного судна.

Из основных причин пожара можно выделить наиболее часто встречающиеся: неисправность электрооборудования, негерметичность жидкостных систем, самовозгорание по причине поломки важных частей самолёта, также причиной может стать обычный человеческий фактор.

Конечно, современные гражданские самолёты обладают эффективным противопожарным оборудованием, которое при немедленном применении экипажем гарантирует тушение очагов пожара. Однако, не стоит забывать, что у экипажа должны быть защищены органы дыхания, зрения и кожные покровы от воздействия токсичных продуктов горения.

В таких случаях на гражданских самолётах применяется кислородное оборудование. Главными недостатками подобного являются их неавтономность, малое время защитного действия, габариты и необходимость периодических проверок. Также хочу заметить, что кислородное оборудование рассчитано в основном на разгерметизацию салона, а при возгорании и задымлении его эффективность в разы падает.

В связи с этим, АО «Тамбовмаш» предлагает средства индивидуальной защиты на химически связанном кислороде, которые применяются при непригодной для дыхания атмосфере, образовавшейся в результате аварий, пожаров и т.д.

Средства индивидуальной защиты с химически связанным кислородом изолируют органы дыхания, зрения кожные покровы от вредных факторов окружающей среды.

БУДУЩЕЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАКЕТ В КАЧЕСТВЕ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА

Соловьев Л.С.

ИжГТУ им. М. Т. Калашникова, г. Ижевск

В статье приведён пример использования устаревших метеорологических ракет, путём модернизации в ракетоносители сверхлёгкого класса.

Рассмотрены проблемы запусков малых космических аппаратов. Проведена классификация малых космических аппаратов (МКА). Рассмотрены отечественные и зарубежные прототипы и аналоги систем выведения МКА и анализируются их характеристики. Предложена система запуска МКА на базе метеорологической ракеты ММР-06.

Проведены расчёты внутренней баллистики метеорологической ракеты и твёрдотопливного ускорителя. Смоделировано движение метеорологической ракеты, как в сборе с твёрдотопливным ускорителем, так и без ускорителя.

В качестве основы была выбрана малая метеорологическая ракета (ММР-06) со следующими характеристиками: высота подъёма составляет 60 км, полезная нагрузка (метеорологическое оборудование) 12 кг + система спасения 5 кг.

Пример модернизации ракеты: это увеличение топливного заряда как по габаритам, так и изменение топлива с более энергичными характеристиками. Схема выбрана тандемная, двухступенчатая. Первая ступень – это твёрдотопливный ускоритель, работающий на баллистическом ракетном топливе (7 шашек), так же в перспективе планируется замена топлива на более эффективное. Вторая ступень представляет с собой глубоко модернизированную метеорологическую ракету (ММР-06). Модернизация заключается в увеличении габаритов основного топливного заряда, и увеличении полезной нагрузки до 150 кг. Так же планируется использование разгонного блока с целью поднятия нано(микро) спутников до необходимых орбит. В качестве топлива второй ступени используется смесевое ракетное топливо, так же в перспективе планируется замена на более эффективное.

ИЗОЛИРУЮЩИЙ ПРОТИВОГАЗ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ для ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ С РАКЕТНЫМ ТОПЛИВНОМ

Сытюгин Е.А.

АО «Тамбовмаш», г. Тамбов

Речь в работе пойдёт о изолирующем противогазе нового поколения с улучшенными физиолого-гигиеническими и массогабаритными характеристиками, который позволит более успешно решать поставленные задачи и снизить негативные воздействия на пользователя.

Основными задачами работы было увеличение времени защитного действия с одновременным уменьшением сопротивления патрона и температуры вдыхаемой газовой дыхательной смеси.

Изолирующий противогаз предназначен для защиты органов дыхания, зрения и кожи лица от воздействия любых вредных примесей в воздухе, независимо от их свойств и концентраций, а также в условиях недостатка кислорода в воздушной среде помещений. Противогаз применяется также в ходе обслуживания техники для защиты от однократного несанкционированного облива жидкой фазой компонентов ракетного топлива при сохранении всех технических характеристик.

Противогаз предназначен для эксплуатации в интервале температур от – 20 до + 50 °С.

Мировая тенденция развития средства индивидуальной защиты органов дыхания показывает, что разработка новых аппаратов ведётся в направлении улучшения их эргономических характеристик, снижения массогабаритных характеристик, а также расширения диапазона аварийно-химически опасных веществ. В связи с этим было принято решение разработки изолирующего противогаза нового поколения.

Были проведены изыскания и опытные работы, в ходе которых выявили что новый противогаз обеспечивает технические характеристики на уровне лучших аппаратов на химически связанном кислороде.

СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ОСНОВАННАЯ НА МЕТОДОЛОГИИ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ТЕПЛООБМЕНА

Чебаков Е.В.

МАИ, г. Москва

Огромный спектр задач, которые сейчас могут решать малые космические аппараты (МКА), служит важнейшей платформой для развития новых технологий. Они решают задачи

дистанционного зондирования и исследования атмосферы Земли, биологического и научного направления, студенческие проекты и др. Существует даже идея по отправке их за пределы солнечной системы для изучения дальнего космоса и экзопланет. Ко всему этому МКА имеют значительно меньшие финансовые затраты, а также короткие сроки изготовления по сравнению с большими аппаратами.

Быстрый темп развития индустрии малых космических аппаратов приводит к неминусовому усложнению задач, которые ставятся перед ними, ужесточению условий эксплуатации. Первое приводит к тому, что растёт вычислительная мощность бортовых компьютеров. Второе – к необходимости увеличения надёжности систем аппарата. Увеличение мощности бортовой вычислительной системы приводит к большему негативному влиянию со стороны радиации и высокоэнергетических частиц, так как размер транзисторов в процессоре уменьшается. В результате чего могут возникать неполадки в виде одиночных сбоев. В худшем случае – переход в безопасный режим космического аппарата (КА), для решения этих задач есть как аппаратные, так и программные методы, двойное или тройное резервирование.

Не всегда получается полностью устранить все неполадки. Неполадки несут различный характер, например, могут привести ко временной потере ориентации аппарата, а переход в безопасный режим – к необходимости восстановления углового положения. Потеря ориентации является одной из важнейших систем без которой невозможно выполнения большинства миссий. Это приводит к необходимости увеличения надёжности систем, а также наличию надёжной резервной системы ориентации аппарата.

Одним из таких подходов по использованию резервной системы ориентации аппарата является определение углового положения КА по результатам анализа внешнего теплового воздействия, которая сводится к решению двух обратных задач теплообмена. Первая обратная задача заключается в оценке тепловых потоков, падающих на элементы поверхности аппарата, по внутренним температурным измерения с помощью датчиков радиационных тепловых потоков, а вторая – в определение углового положения КА по полученным значениям суммарных тепловых потоков.

Вполне естественно, что для определения угловой ориентации КА можно использовать различные условия радиационного нагрева элементов конструкции, которые имеют различную ориентацию относительно внешних тепловых потоков: прямого и отражённого от планеты солнечных излучений, а также собственного излучения планеты. При небольшом изменении угловой скорости аппарата можно восстановить его угловое положение после сбоя, в результате которого оно была потеряно.

Цель данного исследования – определение углового положения КА по результатам решения второй обратной задачи и разработка датчика радиационного теплового потока.

В работе проведены расчёты по определению углового положения КА и исследования на устойчивость решения. Также рассмотрены несколько вариантов конструкции датчика радиационных тепловых потоков для малых космических аппаратов. Результаты моделирования показывают достаточную численную эффективность предложенного алгоритма.

НАПРАВЛЕНИЕ № 6

**Робототехника,
интеллектуальные
системы
и авиационное
вооружение**

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГИБРИДНОГО ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА НА СТЕНДЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

¹Алексеев А.С., ²Борисов М.В., ¹Ерофеев Е.В.

¹МАИ, г. Москва

²ПАО «Корпорация «Иркут»

В работе представлены результаты математического моделирования и экспериментального исследования гибридного электрогидравлического рулевого привода с комбинированным регулированием скорости. Математическое моделирование привода выполнялось в среде Matlab Simulink, а экспериментальное исследование проводилось на стенде систем управления ФГУП ЦАГИ. Целью экспериментального исследования являлось определение статических (скоростная и механическая) и динамических (ЛАФЧХ, переходные процессы) характеристик гибридного привода в автономном и магистральном режимах его работы, в том числе под нагрузкой. Кроме того, была экспериментально определена статическая и динамическая жёсткости привода. Основываясь на результатах экспериментального исследования, была уточнена математическая модель исследуемого привода и проведено повторное математическое моделирование, целью которого являлось определение возможности организации совместной работы разнородных электрогидравлических рулевых приводов на единую поверхность управления и первоначальное формирование алгоритмов системы снижения силового взаимонагружения. Экспериментальная проверка осуществлялась путём организации совместной работы гибридного привода и электрогидравлического рулевого привода с дроссельным регулированием скорости (ЭГРП) с применением специализированной оснастки, позволяющей имитировать совместную работу рулевых приводов на единой поверхности управления элерона пассажирского самолёта Сухой RRJ-100. По результатам экспериментальной проверки была показана возможность организации совместной работы привода с комбинированным регулированием скорости и электрогидравлического привода с дроссельным регулированием скорости, а также определены количественные показатели возникающего между приводами силового взаимонагружения.

РАЗРАБОТКА ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ «АДАПТИВНОЕ АВИАЦИОННОЕ КАТАПУЛЬТНОЕ УСТРОЙСТВО – АВИАЦИОННАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА»

Беклемищев Ф.С., Алексеев А.С.

МАИ, г. Москва

В работе показаны особенности разработки модели адаптивного авиационного катапультирующего устройства (ААКУ), предназначенного для катапультирования авиационных управляемых ракет (АУР) различных масс с борта самолёта-носителя (СН).

Модель системы удовлетворяет следующим требованиям:

1. Предназначена для исследования кинематики и динамики работы системы.
2. Включает в себя исполнительную часть ААКУ, а также условия отделения и режимы функционирования АУР.
3. Представляет собой статически определимую систему.
4. Предполагает исследование движения как на плоскости, так и в трёхмерном пространстве.
5. Учитывает массово-инерционные характеристики (МИХ) элементов ААКУ и АУР.
6. Позволяет решать задачи синтеза и анализа параметров при построении ААКУ.

Моделирование системы «ААКУ – АУР» реализовано на основе интеграции среды динамического моделирования SimInTech с программным комплексом Euler, для этого разработаны следующие модели:

- Модель стандартной атмосферы согласно ГОСТ 4401-81 в виде таблицы значений, зависящих от текущей высоты. В зависимости от неё определяются следующие параметры: температура воздуха, скорость распространения звука, атмосферное давление, плотность среды, ускорение свободного падения.

- Расчётные модели измерения параметров движения СН и АУР, представляющие собой набор датчиков для измерения перемещений, линейных и угловых скоростей, перегрузок, углов ориентации в пространстве.

- Динамическая модель ААКУ, которая учитывает математическую (исполнительную) и геометрическую модель устройства, состоящего из двух независимых быстродействующих приводов-толкателей (БПТ), получающих энергопитание от встроенного пирогидравлического источника энергии (ПГА) или газогидравлического источника энергии (ГГА). БПТ конструктивно состоит из гидроцилиндра, перемещающего полезную нагрузку, электрогидравлического регулятора потока, предназначенного для управления процессом движения и набора датчиков, необходимых как для замыкания контуров обратной связи, так и для телеметрического сбора информации о состоянии БПТ.

- Динамические модели АУР, содержащие информацию о массово-инерционных и аэродинамических характеристиках объекта, процессах раскрытия складывающихся частей рулевых поверхностей (СЧРП) и работе приводов данных поверхностей в процессе полёта, функционирования двигательной установки (ДУ).

- Динамическая модель комплектации системы «ААКУ – АУР», в которой заданы связи в точках крепления ракет.

- Модель тестирования динамической модели комплектации системы «ААКУ – АУР», которая является моделью верхнего уровня в иерархии представленных выше моделей. При помощи параметризации имеется возможность промоделировать работу системы при различных начальных условиях: высоте (параметрах атмосферы), скорости и векторе направления набегающего потока, функции изменения скорости среды в зависимости от времени, действующей перегрузке, свободном или принудительном режиме отделения от ААКУ (при свободном отделении толкатели не работают), активном или пассивном режиме функционирования АУР (при пассивном режиме не включаются собственные системы автономного функционирования), времени подачи команды на начало движения ракеты.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА С ШАРИКО-ВИНТОВОЙ ПЕРЕДАЧЕЙ С СЕПАРАТОРОМ

¹Большаков В.В., ²Борисов М.В.

¹АО МНПК «Авионика», г. Москва

²МАИ, г. Москва

В статье рассмотрен вопрос повышения надёжности электромеханического привода (ЭМП) путём исключения возможности заклинивания в шарико-винтовой передаче (ШВП). С этой целью был проведен анализ конструктивных решений, которые позволяют повысить надёжность ЭМП с ШВП, проведены экспериментальные исследования макетного образца привода с ШВП с сепаратором.

С целью уменьшения массы и стоимости обслуживания системы управления летательных аппаратов (ЛА) в последние годы наблюдается тенденция внедрения ЭМП в приводные системы ЛА, в том числе ЭМП с ШВП. Одним из сдерживающих факторов в этом вопросе является теоретическая возможность заклинивания ШВП, несмотря на то что в специализированной технической литературе такие случаи не описаны.

В ответственных приводах, таких как механизмы перестановки стабилизатора пассажирских самолётов, применяются специальные конструктивные меры для исключения возможности заклинивания. Повышение надёжности, в основном, достигается за счёт использования дополнительных антизаклинивающих или резервных устройств, например,

винт с несколькими гайками, которые приводятся в действие отдельными двигателями или двойной шариковый винт с одним электродвигателем и дифференциальным механизмом.

Использование вышеописанных устройств приводит к усложнению конструкции, увеличению габаритов и стоимости привода.

Учитывая, что заклинивание в ШВП может быть вызвано деформацией профилей винта, гайки или замятием шариков во время рециркуляции шариков по замкнутым дорожкам и каналу перепуска, предложена конструкция привода с передачей, преобразующей вращательное движение в поступательное, у которой исключены указанные причины заклинивания. Исключение причин заклинивания достигается за счёт размещения тел качения (шариков или роликов) в гнездах сепаратора, что также упрощает технологию изготовления и снижает стоимость передачи.

Однако следует отметить, что размещение тел качения в гнездах сепаратора приводит, во-первых, к увеличению длины гайки при том же количестве тел качения относительно ШВП с рециркуляцией шариков по замкнутым дорожкам, а во-вторых, к увеличению потерь на трение между телами качения и сепаратором.

Для сравнительного анализа были проведены экспериментальные исследования двух ЭМП, различающихся только конструкцией ШВП: первый привод содержит ШВП швейцарской фирмы Eichenberger Gewinde, построенную по классической схеме с рециркуляцией шариков, второй привод содержит ШВП с сепаратором, разработанную АО МНПК «Авионика» совместно с сотрудниками Московского авиационного института и изготовленную АО «Мичуринский заводом «Прогресс». Шаг винта и число заходов резьбы, диаметр и число шариков у обеих ШВП совпадают, они имеют одинаковый коэффициент передачи.

Проведённые эксперименты показали, что оба привода обладают практически одинаковыми кинематическими, нагрузочными и амплитудно-фазовыми частотными характеристиками. Таким образом, разработанная конструкция ШВП с сепаратором рассматривается как импортозамещающая для применения в ЭМП ЛА, при этом она имеет меньшую по сравнению с швейцарским изделием стоимость.

РАЗРАБОТКА АРХИТЕКТУРЫ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНЦЕПЦИИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ИМА

Брусникин П.М., Дудкин С.О., Неретин Е.С.
МАИ, г. Москва

Целью исследования является разработка архитектуры бортовой системы техобслуживания с применением концепции распределённой интегрированной модульной авионики (ИМА).

Бортовая система технического обслуживания (БСТО) — это бортовая аппаратно-программная система, обеспечивающая техническую диагностику бортового оборудования самолётных систем.

Основной функцией БСТО является обеспечение технического обслуживания и автоматического управления системами на борту воздушного судна, которое заключается в выявлении или подтверждении состояния ошибок в системах, изоляции ошибки до интерфейса или одного конструктивно съёмного блока – неотъемлемой части бортового оборудования.

Так же БСТО включает в себя систему мониторинга состояния самолёта – систему контроля лётно-технических характеристик самолёта для сбора данных техобслуживания или для анализа полёта.

При применении предыдущего поколения авионики – федеративной архитектуры весь комплекс авионики делится на функциональные системы с собственной вычислительной мощностью и собственными вычислительными машинами. Сигналы от датчиков в системах с федеративной архитектурой собирают так называемые системы измерения и

преобразования – СИП и обеспечивают все системы необходимыми сигналами. Такая архитектура характеризуется использованием общих системных ресурсов всеми потребителями.

Архитектура бортовой системы обслуживания и её функциональное программное и аппаратное обеспечение предлагается в рамках концепции распределённой ИМА. Если использовать подобную архитектуру, то есть размещать низкоуровневые блоки, которые включают в себя функциональное программное обеспечение БСТО распределённого уровня вне крейта и одновременно удалённо друг от друга, в местах основного расположения сопряженных систем, и в то же время использовать общие параметры и ресурсы, это позволит снизить нагрузку и массу кабельной сети самолёта и повысить надёжность авионики в целом. В результате обработки информации о неисправностях, собранной в нормальном режиме, централизованный уровень БСТО формирует отчёты о состоянии самолётных систем на основе анализа данных в распределённом уровне.

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ ДИАГНОСТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА В УСЛОВИЯХ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИЗБЫТОЧНОСТИ

Букирёв А.С.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Предложен подход к построению интеллектуальной диагностической системы, работающей в режиме диагностика, а также обеспечивающей управление функциональной информационной избыточностью в комплексе бортового оборудования. Предлагается решение задачи диагностики технического состояния объектов, выполняющих информационные преобразования сигналов на основе применения интеллектуальной диагностической системы (ИДС). Принцип построения такой системы реализуется в интересах решения задачи автоматического построения диагностической модели ОК за счёт применения систем искусственного интеллекта. Это позволит построить унифицированную ИДС в концепции интегрированной модульной авионики (в виде программного обеспечения) инвариантную к различным ОК.

Построение КБО по принципу ИМА позволит реализовать диагностическую подсистему в виде программного обеспечения (для элементов КБО (далее – элементов), входные и выходные сигналы которых циркулируют в вычислительной сети КБО) и комплекта специализированных датчиков (для диагностики измерительных элементов). При этом возникает проблема унификации диагностических систем отдельных элементов в рамках концепции ИМА.

В основном, данная проблема является следствием существующих принципов построения систем диагностирования, в основе которых лежит применение строго определенных диагностических моделей для каждого объекта контроля (ОК). Их разработка и идентификация является, с одной стороны, трудоёмкой интеллектуальной работой, а с другой – не позволяет строить диагностические системы, инвариантные к принципиально различным ОК.

Наибольшей популярностью при решении задач ТД все чаще начинают пользоваться интеллектуальные системы, построенные на базе алгоритмов функционирования искусственных нейронных сетей (ИНС) различной архитектуры построения и специфики выполняемых задач. В данной работе рассмотрен принцип диагностирования объектов, выполняющие различные преобразования сигналов с использованием ИНС, суть функционирования которых заключается в построении неявно-выделенной функциональной зависимости данных выходных сигналов объекта контроля (ОК) от входных сигналов, тем самым решая нефор-мализуемую задачу без априорного определения алгоритма функционирования.

Предлагается решение данной проблемы на основе применения интеллектуальной диагностической системы (ИДС). Принцип построения такой системы реализуется в интересах решения задачи автоматического построения диагностической модели ОК за

счёт применения систем искусственного интеллекта. Это позволит построить унифицированную ИДС (в виде программного обеспечения) инвариантную к различным ОК. Специализировать необходимо только исполнение датчиков информации, преобразующих входные и выходные сигналы ОК (в качестве которых выступают измерительные элементы) в цифровой вид.

ТРЕНАЖЁР СЪЁМНОЙ ПОДВИЖНОЙ ПУШЕЧНОЙ УСТАНОВКИ

Гладышев А.П., Белозерский М.С.
ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Качественная подготовка лётного и инженерно-технического состава (ИТС) Воздушно-космических сил – важнейшая составляющая обеспечения правильной и безопасной эксплуатации воздушного судна (ВС), а также комплексов авиационного вооружения (КАВ), позволяющая свести к минимуму ошибочные действия авиационных специалистов.

Значимость тренажёрной подготовки имеет устойчивую тенденцию к росту в связи с тем, что человеческий фактор также продолжает оставаться основной причиной низкой эффективности применения КАВ. Тренажёры позволяют сформировать у обучаемого навыки действий моторно-рефлекторного и когнитивного типа в различных ситуациях, понять сущность протекающих процессов и их взаимную зависимость.

Развитие компьютерных технологий и элементной базы открыло широчайшие перспективы для разработки тренажёров, имитирующих боевое применение авиационного вооружения (АВ) и обучающихся работе с ним.

Целью работы явилось создание тренажёра, позволяющего в аудиторных условиях обучать и оценивать ИТС подготовке к полёту, а летчиков – применению одного из видов съёмного пушечного вооружения (СПВ) с визуализацией его внешнего вида, способу подвески, принципа действия и боевого применения.

Актуальность разработки предлагаемого тренажёра заключается в необходимости повышения эффективности боевого применения данного типа АВ, а также обучения авиационных специалистов с объективной оценкой качества их профессиональной подготовки.

Проведённый анализ ведущих российских и зарубежных производителей тренажёров показал отсутствие специализированных тренажёрных систем предназначенных для подготовки пилотов и ИТС применению съёмного пушечного вооружения [1].

В качестве летательного аппарата (ЛА), используемого для тренажёрного обучения, был выбран самолёт Су-25, а образца СПВ – съёмная подвижная пушечная установка СППУ-22-01.

В состав разработанного тренажёра входят:

- ноутбук с программным обеспечением, представленным анимированной кабиной пилота с анимированной аппаратурой управления, системой индикации вооружения, контрольно-измерительными приборами и ручкой управления самолётом;

- макет СППУ-22-01 на балочном держателе расположенный под фрагментом крыла летательного аппарата, закреплённом на металлической стойке;

- джойстик (имитация ручки управления самолётом);

- имитация оптического прицела с прицельной маркой;

- имитация прицельной мишени;

- мониторы (телевизоры) на стойке [2].

Комплект тренажёра располагается в компактном, удобном для переноски ящике.

В начале занятия обучаемым представляется 3D-модель СППУ, демонстрирующая её внешний вид, устройство, ТТХ, принцип действия, а также боевое применение. для разработки 3D-модели СППУ-22 была выбрана программа Cinema 4D (C4D) являющаяся пакетом для создания трёхмерной графики и анимации [3].

Программное обеспечение (ПО) тренажёра разработано на языке программирования C# (Sharp). Диалоговое окно ПО представляет собой анимированную кабину пилота

и размещённое за её пределами оборудование, отвечающее за работу авиационного вооружения и позволяющее обучить порядку основных действий при проведении подготовки к полётам и боевом применении СПВ [4].

Обучаемый, в соответствии с технологической картой, выполняет все указанные в ней операции путём наведения курсора на соответствующий блок и вызовом кликом мыши его анимированного изображения. Кроме того, разработанный программный комплекс используется на реальной СППУ с целью проверки её работоспособности, режимов работы и пристрелки.

Применение разработанного тренажёра позволяет в аудиторных условиях:

1. Обучать специалистов авиационного вооружения предполётной подготовке, используя анимированные виртуальные пульт подготовки данных и блок коммутации баллистик.

2. Визуализировать принцип холодной пристрелки.

3. Обучать лётный состав боевому применению СППУ-22-01 с визуализацией её принципа действия:

- 3.1 Используя анимированный виртуальный щиток системы управления вооружением в кабине обучать:

- а) регулировке длины очереди снарядов при стрельбе из СППУ в режимах ручной и автоматической отсечки;

- б) работе в режимах:

- фиксированного отклонения стволов;
- программируемого отслеживания точки прицеливания.

- в) выбору количества применяемых установок.

- 3.2 С помощью анимированного виртуального индикатора подвесок обучать контролю используемых точек подвески, вооружения и остатку боеприпасов.

4. Проводить обучение выбору применяемого летчиком вооружения на анимированной ручке управления самолётом.

5. С помощью действующего макета и транслируемой 3D-модели дать полное визуальное представление о внешнем виде, устройстве, способу подвески, принципах работы и боевом применении СППУ-22-01 самолёта Су-25.

6. Формировать базу данных о результатах прохождения обучения с выставлением оценки [5].

Тренажёр позволяет повысить эффективность обучения за счёт высокой степени визуализации, достигаемой одновременным использованием действующего макета установки, транслируемой 3D-модели, анимированной аппаратуры управления и контрольно-измерительных приборов.

По сравнению с аналогами он обладает: высокой мобильностью, небольшой массой; существенно более низкой стоимостью обучения и самого тренажёра, возможностью расширения номенклатуры съёмного пушечного вооружения и самостоятельного изготовления подобного тренажёра.

Применение разработанного тренажёра в учебном процессе позволяет при существенном снижении экономических затрат, значительно уменьшить число допускаемых ошибок, увеличить скорость манипуляции и принятия решений, сократить сроки обучения, более адекватно оценивать уровень полученных знаний и приобретённых навыков, индивидуализировать обучение, формировать выводы по действиям обучающегося.

Разработанные принципы обучения могут быть использованы для изготовления подобных тренажёров для любого типа ЛА и применяемому с него авиационного пушечного вооружения, что позволит повысить эффективность их боевого применения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Емельянов А.В., Белозерский М.С., Гладышев А.П. Тренажёр съёмной подвижной пушечной установки // VI Международная НПК «Академические Жуковские чтения»: сборник научных статей. Воронеж: ВУНЦ ВВС ВВА, 2019, С. 87-91

2. Авиационный тренажёр: пат. 2693426 Российской Федерации, МПК G09B 9/08 / Емельянов А.В., Гордеев В.Н., Вытришко Ф.М.; заявка № 2018129393 от 10.08.2018; опубл. 02.07.2019. Бюл. № 19. 9 с.

3. Анимированная аппаратура управления установкой СППУ-22-01: свид-во о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2018660102 от 16.08.2018, Емельянов А.В., Гладышев А.П., Роговенко А.П.; заявка № 2018616124 от 13.06.2018.

4. Тренажёр СППУ-22-01: свид-во о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2018661739 от 14.09.2019, Емельянов А.В., Белозерский М.С., Андрейцев Д.А.; заявка № 2018616485 от 19.06.2018.

5. Емельянов А.В. Разработка процедурного тренажёра съёмной подвижной пушечной установки. А.В. Емельянов, В.Н. Гордеев, И.П. Жабин // Журнал «Известия ТулГУ. Технические науки». – 2019, Вып. 4, С. 110-116.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ КООРДИНАТОМЕТРИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ОТСУТСТВИЯ СПУТНИКОВЫХ СИГНАЛОВ

Гончаров В.М.

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха

Актуальность исследования конкурсной работы обусловлена необходимостью позиционирования беспилотного летательного аппарата малой дальности и ближнего радиуса действия с ограниченными массогабаритными показателями без применения дополнительных или высокоточных измерительных приборов на борту при полном (частичном) отсутствии спутниковых сигналов в автономном режиме полёта.

Цель исследования конкурсной работы заключается в сохранении точности определения текущего местоположения БПЛА в условиях частичного или полного отсутствия сигналов от СНС.

Объектом исследования является навигационная система БПЛА.

Предметом исследования являются процессы обработки навигационной информации в условиях частичного или полного отсутствия спутникового сигнала.

Научная новизна исследования обусловлена разработкой и научным обоснованием комплексной методики оптимального оценивания текущего положения БПЛА методом визуальной навигации, позволяющей при наличии дополнительного источника информации сформировать коррекционные поправки для уточнения текущего пространственного положения БПЛА.

Теоретическая значимость результатов состоит в дополнении методов визуальной навигации путём формирования коэффициентов, характеризующих разрежённость особых точек местности и фактическую долю общности эталонного изображения от текущего, позволяющих определять достаточную высоту БПЛА над особыми точками подстилающей поверхности, а также проведён расчёт периода формирования коррекционного изображения с учётом инструментальных погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на микроэлектрических и микромеханических системах (МЭМС).

Практическая значимость исследования заключается в применении комплексной методики в задачах позиционирования малогабаритных БПЛА в условиях отсутствия сигналов от спутниковых навигационных систем, а также в обосновании интеллектуальной обработки изображений с применением высокопроизводительной, малогабаритной аппаратуры на борту БПЛА.

В работе проведён анализ методов навигации, с помощью которых происходит определение координат навигационной системой БПЛА, выявлены проблемы сохранения требуемой точности автономного позиционирования бесплатформенной инерциальной навигационной системы в случае отсутствия спутниковых сигналов. Сделан вывод о необходимости использования в качестве дополнительного источника информации оптико-электронную систему с применением метода визуальной навигации. Проведённый

анализ метода визуальной навигации показал, что в алгоритмах используется постоянный ресурсоёмкий мониторинг подстилающей поверхности с идентификацией заблаговременно подготовленных данных. В научных работах практически не рассматривается возможность учёта инструментальных ошибок БИНС, характеристик оптико-электронной системы с целью определения максимальной продолжительности бескоррекционного полёта в случае заблаговременно подготовленной информации или определения периода формирования областей коррекции, в случае полёта над незнакомой местностью и возврата БПЛА к точке старта по созданным областям коррекции.

Представлена модель функционирования навигационной системы беспилотного летательного аппарата в Марковских процессах с дискретными состояниями и непрерывным временем, которая обосновывает применение дополнительного источника информации, представленного интеллектуальной системой геопространственной информации (ИСГИ). Данная модель, использующая статистические данные интенсивностей отказов блоков и систем БПЛА, показала, что применение дополнительного источника информации уменьшает вероятность состояния, характеризующегося полным отсутствием навигации. В случае отсутствия СНС, в целях сохранения приемлемой точности позиционирования, сокращения ресурсоёмкого анализа подстилающей поверхности разработаны методика определения достаточной высоты полёта беспилотного летательного аппарата с использованием ИСГИ и алгоритм коррекции, учитывающие инструментальные ошибки БИНС, характеристики оптико-электронной системы, разреженность особых точек на подстилающей поверхности. Модель, методика и алгоритмы представлены в работе комплексной методикой оптимального оценивания текущего положения БПЛА методом визуальной навигации.

В целях подтверждения теоретических положений, проведено моделирование в программной среде Matlab. Разработана модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы с целью определения бескоррекционного интервала, за который среднеквадратическое отклонение (СКО), позиционирования составит 1500 м. При накоплении максимальной ошибки позиционирования, проводилась коррекция БИНС с помощью ИСГИ посредством метода визуальной навигации. Программно-математическое обеспечение позволяет обнаружить особые точки на изображениях и определить угловые и линейные параметры для формирования коррекционных поправок БИНС. Результаты моделирования демонстрируют работоспособность и возможность практической реализации предлагаемых методик и алгоритмов, позволяют сохранить приемлемую точность автономного позиционирования БПЛА при отсутствии спутниковых сигналов, сократить энергозатраты на обработку потокового видео.

Исследования могут найти применение в автономных системах навигации БПЛА малой дальности, в которых требуется определение с требуемой точностью пространственных координат местоположения в условиях полного (частичного) отсутствия сигналов от спутниковых навигационных систем.

Результаты работы докладывались, обсуждались и были одобрены на международном военно-техническом форуме «Армия-2018» (г. Кубинка, КВЦ «Патриот»), Всероссийской научно-технической конференции в Военной академии РВСН им. Петра Великого (г. Балашиха, 2018 г.), Всероссийской научной конференции «Нейрокомпьютеры и их применение», (г. Москва, 2019 г.).

Результаты исследований реализованы при обосновании перспективных направлений развития навигационной, геодезической, геофизической информацией и навигационной аппаратурой потребителей ГЛОНАСС в рамках комплексной научно-исследовательской работы МО РФ в 2018 г.

СИСТЕМА БЫСТРОГО МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ПОСРЕДСТВОМ ОБЛАЧНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Горин Н.В., Квас Е.С., Рысин А.В.
ГУАП, г. Санкт-Петербург

Представлена модель взаимодействия между робототехнической системой и программным комплексом с использованием разделения на 3 основных блока: мобильное приложение, облачное хранилище и робот. Разработанная система отличается функциональностью, удобством использования, портативностью и надёжностью. Современные аналоги уступают по таким параметрам как стоимость и гибкость. С мобильного устройства пользователь определяет положение робота и точки его перемещения. Данные записываются в файл и отправляются на сервер, где хранятся до востребования. После получения этого файла роботом – происходит выполнение заданных команд.

Новаторство данного подхода состоит в том, что приложение позволяет настроить манипулятор любого производителя имея только нужный конфигурационный файл на облачном сервере.

Данная модель испытана на робототехническом комплексе Dobot Magician. Оператор на своём мобильном устройстве устанавливает приложение на Android. Далее запускает приложение и рисует траекторию движения робота. Приложение преобразует координаты положения робота в G-код в формате файла JSON и далее отправляется в облачное хранилище посредством сети Интернет. Чтобы считать этот файл с серверов мобильное приложение создает QR код, который распознается техническим зрением робота. После получения файла происходит выполнение программы по точкам, заявленным оператором. В дальнейшем этот обучающий робот может быть заменён на промышленного робота-манипулятора. Также возможно написание приложения под другие операционные системы: iOS, Linux, Windows и прочее.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПТА СОЗДАНИЯ КЛАССА ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ НА БАЗЕ МОСКОВСКОГО АВИАЦИОННОГО ИНСТИТУТА (НАЦИОНАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО УНИВЕРСИТЕТА)

¹Данилевский А.А., ²Камочкина Д.В.

¹ПАО «Ил», г. Москва

²МАИ, г. Москва

Общезвестно что конкурентное преимущество любой компании в условиях рыночной экономики обеспечивается за счёт использования передовых технологий, программных средств и инструментов, одним из которых на данный момент являются VR-технологии и сопутствующие ПО.

Индустрия виртуальной реальности стремительно развивается, специалисты в области VR-технологий востребованы в промышленности, обороне, индустрии видеоигр, образовании и здравоохранении. По прогнозам специалистов, к 2020 году компании по производству VR-контента будут получать более 50% от общего дохода в индустрии.

Однако создавать собственные проекты может далеко не каждый, так как для этого требуется специальное оборудование и ПО.

Технологии, моделирующие различные технические или конструкторские процессы, находятся на острие исследований в этой области. VR-технологии являются, пожалуй, наиболее динамично развивающимся направлением IT, позволяющем не только численно моделировать процессы, но и давать их наглядное представление, а также интерактивно взаимодействовать с проектируемым объектом, не зависимо от того, создаём ли мы модель какого-либо явления, процесса или проектируем изделие. Аналогичная ситуация

наблюдается в сфере образования. Становятся всё более востребованными программы с высокой степенью погружения и интеграции обучаемого в образовательный процесс, в т.ч. технологии дистанционного обучения. VR-технологии как нельзя лучше соответствуют этому требованию.

Среди VR-технологий существует решение, одинаково подходящее как для инженерного дела, так и для образования – лаборатория виртуальной реальности – уникальный формат для работы, обучения и времяпрепровождения. VR-класс – это специализированное подразделение VR-лаборатории, предназначенное для проведения учебного процесса.

VR-лаборатория, сопряженная с VR-классом, представляет собой набор оборудованных рабочих мест со специализированным ПО и подготовленным персоналом, включающая в себя такие направления, как VR (Virtual Reality Виртуальная реальность), AR (Augmentation Reality – Дополненная реальность), разработка проектов и ПО, обучение и повышение квалификации в области VR-технологий.

Московскому авиационному институту (МАИ), Объединенной Авиастроительной Корпорации (ОАК) и Объединенной Двигателестроительной Корпорации (ОДК) для повышения эффективности работы в условиях растущей конкуренции с постоянной оптимизацией процессов работы необходима более современная система, способная не только отвечать новым требованиям, но и обеспечивать быструю адаптацию к новым процессам с низкой стоимостью изменений.

Такой системой может стать VR-лаборатория, сопряженная с VR-классом, способная реализовать следующие задачи:

- Разработка, эксплуатация, поддержка, развитие VR-технологий, коммерциализация их результатов в РФ.
- Обучение студентов по программам вуза и передача им опыта работы в VR.
- Работа специалистов ОАК и ОДК в направлениях проектирования и конструирования изделий, отработки технологических процессов и др.

Поэтому является рациональным решением создание VR-лаборатории, сопряженной с VR-классом на базе МАИ, реализующей сопряжение двух разных сфер VR-технологий: VR-класса для обучения студентов и VR-центра для работы инженеров, отчего выиграют обе стороны.

В рамках этой глобальной работы по созданию VR-лаборатории необходимо реализовать два проекта: разработка концепта VR-класса с возможностью его сопряжения с центром виртуального прототипирования и разработка концепта уже непосредственно самого VR-центра. В данном проекте проводится разработка концепта VR-класса.

Использование класса виртуальной реальности открывает много новых возможностей в обучении и образовании, которые при традиционных подходах слишком сложны, затратны по времени или дороги. Выделим пять основных достоинств применения AR/VR технологий в образовании.

- Наглядность. Используя 3D-графику, можно детализированно показать любые технические, физические, химические и другие процессы. Виртуальная реальность способна не только дать сведения о самом явлении, но и продемонстрировать его с любой степенью детализации.
- Безопасность. Управление сверхскоростным самолётом, испытание сложных механизмов, демонстрация лабораторных процессов — можно погрузить зрителя в любое из этих обстоятельств без малейших угроз для жизни.
- Вовлечение. Виртуальная реальность позволяет менять сценарии, влиять на ход эксперимента или решать математическую задачу в игровой и доступной для понимания форме.
- Фокусировка. Виртуальный мир, который окружит зрителя со всех сторон на все 360 градусов, позволит целиком сосредоточиться на материале и не отвлекаться на внешние раздражители.

• Виртуальные уроки. Вид от первого лица и ощущение своего присутствия в нарисованном мире — одна из главных особенностей VR-среды. Это позволяет проводить уроки целиком в виртуальной реальности.

В общей сложности VR-технологии существенно повышают эффективность занятий: студенты лучше запоминают новую информацию, когда могут одновременно наблюдать за объектом изучения и слушать комментарии преподавателя. Учёные подтверждают, что при обучении в VR-среде человек с первого раза запоминает около 70% новой информации, когда традиционный способ с лекциями, учебниками и тетрадями позволяет не забыть не более 18% материала.

Помимо этого, следует отметить, что в разных сферах промышленности, в том числе и в авиа- и ракетостроении, на данный момент происходит активное внедрение центров виртуального прототипирования, позволяющих существенно ускорить производство новых продуктов и при этом сократить количество ошибок. Поэтому уже сейчас существует спрос на специалистов, умеющих работать с VR, и в дальнейшем он будет только расти.

Таким образом, в качестве одного из ответов на вызовы конкурентного рынка, представляется рациональным использовать в обучающих программах МАИ работу в VR-средах, которые могут использоваться потенциальными работодателями выпускников вуза. Оптимальным решением для этого представляется создание VR-класса с возможностью его сопряжения с инженерным VR-центром.

В рамках приведённого бизнес-плана был проведён литературный поиск по теме и анализ выявленных первоисточников, раскрыта тема применения VR/AR-технологий в образовании и инженерном деле, на примерах использования в промышленности показана высокая рентабельность и выгода использования этой технологии, показана необходимость создания VR-класса, сопряженного с VR-центром на базе МАИ и приведён план разработки концепта VR-класса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бутов Р.А., И.С. Григорьев. «Технологии виртуальной и дополненной реальности для образования». Журнал «Про ДЮД». 24.04.2018
2. Илья Вигер «Виртуальная реальность в промышленности». Журнал «Control Engineering». Октябрь 2016.
3. Kendall Russell «Lockheed Martin on Cutting Costs with Virtual Reality». Журнал «Via Satellite» 20.04.2017.
4. Вадим Судницкий «Виртуальная реальность в образовании» Журнал «VR geek». 21.07.2016.

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕВОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

¹Делавин В.В., ²Абаимов А.В., ¹Малюгина Т.В.

¹ООО «АПКБ», г. Арзамас

²АО «АПЗ» им. П. И. Пландина», г. Арзамас

Использование электромеханических приводов в последнее время становится популярным среди ведущих мировых производителей, в изделиях которых используются какие-либо приводные механизмы. Они приходят на смену пневмоприводам, гидроприводам и их модификациям. Это связано с некоторыми преимуществами, такими как надёжность, экономичность, относительно небольшие габаритные размеры по сравнению с аналогами, простота в обслуживании.

Электромеханические приводы легче встраивать в системы с плотной компоновкой, в уменьшающееся пространство приводных отсеков, а применение в них бесконтактных электродвигателей обеспечивает более длительный эксплуатационный ресурс и исключает необходимость периодического включения

На основании технического задания (ТЗ) в ООО «АПКБ» совместно с АО «АПЗ» была проведена научно-исследовательская работа (НИР) по разработке электромеханического привода (ЭМП) управления рулевой поверхностью. Целью выполнения НИР являлось создание ЭМП для осуществления поворота руля на $\pm 18^\circ$ при подаче управляющего сигнала, со средней угловой скоростью не менее 95 град/с и шарнирном моменте 20 Н·м, выдачи аналогового сигнала о его положении и фиксации при отсутствии сигнала. Прототипом нового изделия послужил механизм, ранее разработанный на АО «АПЗ» и выполняющий такие же функции. Основное отличие заключается в конструкции изделий – редукторный механизм прототипа основан на планетарной передаче с использованием электромагнитных фрикционно-пружинных муфт.

Конструкция электромеханического привода строится на базе червячного редуктора, одновременно обеспечивающего удержание руля в заданном положении при отсутствии сигнала на перемещение. В качестве механического преобразователя также рассматривался планетарный редуктор, но в виду некоторых недостатков (дороговизна, снижение КПД при больших нагрузках, удержание заданного положение только при нагрузке). Был выбран червячный редуктор, имеющий следующие достоинства, по сравнению с планетарной передачей:

- плавность работы;
- бесшумность;
- самоторможение, отсутствие обратной редукции;
- повышенная кинематическая точность;
- большое передаточное отношение в одной паре, благодаря чему червячные редукторы с большим передаточным числом значительно более компактны и менее массивны, чем эквивалентные зубчатые.

Червячная передача представляет собой зацепление червяка с червячным колесом. Червяк – это винт с нарезанной на нём резьбой, по профилю близкой к трапециевидной. Червячное колесо – косозубое зубчатое колесо со специальным профилем зубьев. При вращении червяка витки резьбы перемещаются вдоль его оси и толкают в этом направлении зубья червячного колеса. На базе ООО «АПКБ» конструкторами были проведены необходимые расчёты параметров глобoidной червячной передачи, а также изготовлены образцы глобoidного червяка и червячного колеса.

Глобoidная червячная передача, в сравнении с обычной червячной, имеет более высокий КПД, более надёжна и долговечна, но сложнее в изготовлении. Она обладает в 2-3 раза большей нагрузочной способностью при одинаковых габаритных размерах. Это объясняется большим одновременным контактом витков червяка, что увеличивает суммарную площадь пятна контакта. Таким образом редуктор получился устойчивым к обратной редукции. ООО «АПКБ» оснащает таким же глобoidным червячным редуктором другие свои изделия и на практике этот механизм удерживает заданное положение рулевой поверхности при усилии, создаваемом на выходном звене, в 120 Н·м и более.

Для приведения механизма в движение используется бесконтактный моментный электродвигатель. Двигатель выполнен с беспазовой конструкцией статора, что позволяет обеспечить отсутствие реактивного остаточного момента сопротивления, характерного для зубцово-пазовых статоров, а также исключить пульсации вращающего момента

Двигатель крепится к корпусу ЭМП и представляет собой бесконтактный моментный электродвигатель с питанием напряжением постоянного тока 27 В и скоростью вращения 6000 об/мин в номинальном режиме работы.

Устройство управления приводом находится в корпусе привода и представляет собой плату с процессором, цифровым датчиком положения ротора и выходного звена, датчиками тока, контроллером, инвертором и т.д. Также проведено математическое моделирование устройства управления приводом. Для управления электроприводом используется принцип векторного управления электродвигателем.

В процессе выполнения НИР специалистами ООО «АПКБ» была разработана конструкторская документация на ЭМП и устройство управления приводом, выполнено

изготовление деталей, осуществлена сборка макетного образца, выполнено моделирование в среде MatLab и успешно проведены испытания на соответствие требованиям ТЗ заказчика. Полученный макетный образец превосходит свой прототип по многим параметрам (отсутствие обратной редукции даже при больших моментах силы, бесшумность, надёжность, простота сборки и др.), что подтверждает перспективность новой разработки.

РАЗРАБОТКА АРХИТЕКТУРЫ СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ

Дяченко С.А., Чуфирин В.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время наблюдаются тенденции к существенному расширению функционала комплекса бортового оборудования (КБО) воздушного судна при уменьшении массогабаритных характеристик. Данные цели достигаются путём применения современных подходов при проектировании авионики.

На сегодняшний день существуют следующие подходы при проектировании авионики:

- автономная архитектура;
- федеративная архитектура;
- интегрированная модульная авионика.

Автономная архитектура авионики имела широкое распространение на начальном этапе развития авиации. Данный подход подразумевает наличие на борту совокупности автономных систем и приборов, выполняющие локальные функции и практически не имеющие связи друг с другом. В процессе развития бортовой электроники принцип устарел и практически не реализуется на современных самолётах.

Федеративная концепция заключается в объединении автономных систем в единые скомпонованные системы, каждая из которых имеет общий вычислитель, получающий информацию для обработки от концентраторов данных. Основными преимуществами подхода относительно автономной архитектуры являются удобство сертификации и снижение массогабаритных характеристик. Однако данный метод не предусматривает гибкость КБО с точки зрения модифицируемости.

Интегрированная модульная авионика лишена недостатков федеративного принципа. Основу подхода составляют открытая сетевая архитектура и общность вычислительных ресурсов между программными приложениями. Концепция подразумевает унификацию бортового оборудования, обеспечение возможности гибкого наращивания функционала, уменьшение массогабаритных характеристик, сокращение времени разработки и сертификации борта, а также снижение его эксплуатационной стоимости. С применением данного подхода проектируются современные и перспективные воздушные суда.

Использование интегрированной модульной авионики позволяет внедрить в состав КБО перспективные самолётные системы, в т. ч. системы отображения информации. К их числу относятся индикаторы на лобовом стекле (ИЛС), а также системы технического видения (СТВ) следующих типов:

- системы улучшенного видения (СУВ) формируют изображение закабинной обстановки на основе информации от бортовых инфракрасных датчиков;
- системы синтетического видения (ССВ) генерируют трёхмерную модель закабинного пространства на основе информации от бортовых баз данных подстилающей поверхности, препятствий и объектов аэродромной инфраструктуры;
- системы комбинированного видения, объединяющие функционал вышеуказанных систем и обеспечивающие комплексирование сенсорного и синтезированного изображений.

ИЛС позволяет считывать основную пилотажно-навигационную информацию без перефокусировки взгляда пилота с окружающей обстановки на индикаторы, расположенные на приборной панели, поскольку проецирует полётные данные на практически прозрачный экран – комбайнёр – который размещается между глазами пилота и остеклением кабины. Таким образом, использование ИЛС позволяет уменьшить

рабочую нагрузку на экипаж и увеличить скорость принятия решения, что особенно важно на наиболее ответственных этапах взлёта или посадки.

На данный момент распространены следующие типы ИЛС:

- рефракторный;
- катадиоптрический;
- волноводный.

Указанные типы различаются элементами конструкции. Наиболее перспективным типом является волноводный ИЛС, поскольку имеет значительно меньшую массу.

В настоящее время система индикации на лобовом стекле проектируется в соответствии с федеративным подходом, что влечёт вышеотмеченные недостатки подхода.

В данной работе предложена архитектура системы индикации на лобовом стекле с использованием концепции интегрированной модульной авионики, позволяющая существенно снизить массогабаритные характеристики системы, а также сократить временные затраты на разработку и сертификацию борта.

В состав разработанной архитектуры входят:

- ИЛС волноводного типа;
- центральный бортовой вычислитель, выдающий данные от бортовых систем, необходимые для формирования формата индикации;
- индикаторный вычислитель, который принимает и обрабатывает информацию, поступающую от центрального вычислителя, а также формирует результирующий формат в виде комбинации слоёв символьной пилотажно-навигационной информации и изображений от СТБ;
- датчики внешней освещённости, считывающие показания о текущем уровне освещённости окружающей среды;
- СУВ;
- ССВ;
- бортовой сервер данных, содержащий базы данных подстилающей поверхности, препятствий и объектов аэродромной инфраструктуры для ССВ;
- пульт управления, позволяющий регулировать параметры изображения формата ИЛС (в частности, яркость).

Основными компонентами разработанной архитектуры являются приложения ИЛС и ССВ, находящиеся в индикаторном вычислителе. Приложение ССВ выполняет функцию генерации трёхмерной модели кабинного пространства на основе информации от бортовых баз данных. Приложение ИЛС формирует слой символьной информации, комбинирует его с изображениями от ССВ и (или) СУВ и выдаёт результирующий формат в ИЛС.

Применение разработанной архитектуры позволит снизить эксплуатационную стоимость ИЛС, уменьшить временные и стоимостные расходы на сертификацию и существенно снизить массогабаритные характеристики системы по сравнению с текущими аналогами. Предложенная архитектура соответствует основным руководящим документам по разработке гражданской авиационной техники: DO-315B, DO-297 и др.

ПОЛУАВТОНОМНЫЙ РОБОТ ТЕХНИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ КОСМОНАВТА ПРИ ПЕРЕМЕЩЕНИИ ПО ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТ

Егорова М.В.

МБОУ СОШ № 18, г. Пенза

При пешем перемещении космонавта по поверхности планеты его действия ограничиваются скафандром, сковывающим движения. При необходимости переноски инструментов и грузов, например, при геологоразведке местности, а также при других видах работ помощь космонавту должен оказывать специальный робот-напарник. Задача робота-напарника заключается в автоматическом следовании за космонавтом, перевозке грузов, вспомогательного оборудования, систем аварийного жизнеобеспечения,

а также исследовании местности с помощью датчиков. В статье представлен принцип работы и макет системы технического зрения, позволяющий с помощью минимального оборудования решить задачу перемещения робота-напарника рядом с космонавтом на комфортном расстоянии между ними.

Принцип технического зрения робота-напарника заключается в определении роботом взаимного расположения робота и космонавта на основе точечного источника электромагнитного излучения (например, видимого света). Точечный источник излучения крепится к скафандру космонавта. Робот определяет азимут своего расположения относительно космонавта на основе датчиков и поворотной платформы, отслеживающей источник излучения от космонавта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Роботы для освоения космоса [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://ru.wikiversity.org/wiki, свободный>
2. Роботы и искусственный интеллект в космосе [Электронный ресурс] Режим доступа: <https://ex-hort.ru/roboty-v-kosmose, свободный>
3. Jeff Kodosky Eduardo Pérez, Introduction to G Programming, 1985-2008 National Instruments Corp

СТРУКТУРНЫЙ АНАЛИЗ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРА И БОРТОВОГО СЛЕДЯЩЕГО ПРИВОДА

Завьялов В.В., Точилкин Н.Е.
МАИ, г. Москва

В настоящее время возникла насущная потребность в расширении круга задач, которые могут решаться малогабаритными авиационными мобильными роботами (АМР) на базе легких квадрокоптеров (КК), что привело к значительному ужесточению требований к динамическим и точностным характеристикам их систем управления, в том числе требований к структуре согласованного функционирования локальных подсистем рассматриваемой сложной технической системы.

Особенностью комплексной системы управления (КСУ) рассматриваемых в настоящей работе АМР является её иерархический характер, позволяющий согласовать целевые функции двух локальных подсистем: система управления полётом (СУП) КК и СУ объединением следящих приводов (ОСП), закреплённых в бортовом пространственном механическом подвесе и вращающих визирную ось оптического прибора, закреплённого в этом подвесе.

Другой особенностью КСУ является необходимость обеспечения автоматического функционирования АМР (без вмешательства оператора) с формированием всей необходимой информации по результатам измерений лишь бортовых приборов (датчиков). для решения этой задачи в бортовом микроконтроллере должны быть реализованы математические модели динамического изменения параметров состояния КСУ в процессе решения целевой задачи.

В данном случае структура КСУ соответствует принципам построения двухканальных следящих систем: в качестве грубого канала используется СУП КК, а в качестве точного (нониусного) канала – СУ ОСП.

Показано, что для структурного анализа двухканальной КСУ достаточно рассматривать сложное пространственное движение АМР только в вертикальной плоскости (декомпозиция пространственной задачи на две плоские), что не снижает общности получаемых результатов, и, в то же время, позволяет более простыми техническими средствами определить перспективные пути выбора структуры КСУ АМР.

В настоящей работе предложена оригинальная двухканальная структура КСУ АМР, учитывающая особенности функционирования каждой из подсистем управления в

совместной согласованной работе на единую целевую функцию – сопровождение в автоматическом режиме подвижного объекта наблюдения.

Была разработана математическая модель полёта АМР в вертикальной плоскости с одновременным слежением за подвижной целью, которая в режиме имитации продемонстрировала достижение более высокой динамической точности слежения по отношению к известным техническим образцам, решающим подобные задачи.

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НА ОСНОВЕ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОГО СИГНАЛА

Зяц В.А.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Эффективность применения неуправляемых авиационных средств поражения (снаряда) зависит главным образом от точности стрельбы, которая находится в прямой зависимости от состава бортового оборудования и его математического обеспечения, а также от точности исходной информации о баллистических свойствах снаряда и параметрах их движения. Проблема повышения точностных характеристик применения неуправляемых авиационных средств поражения с боевых летательных аппаратов имеет три главных аспекта – точность информационного обеспечения о параметрах полёта носителя, точность расчёта траекторий средств поражения и точность собственно прицеливания [1,2].

Прицеливание включает в себя решение целого ряда частных задач, которые связаны с результатами решения баллистической задачи и поэтому важность расчёта траектории снаряда с заданной точностью и анализа поведения снаряда в полёте для обеспечения высокой эффективности боевого применения не подлежит никакому сомнению [1,2].

Целью работы является повышение точности применения неуправляемых авиационных средств поражения по наземным целям.

Выявлено, что существующие бортовые баллистические алгоритмы штатных прицельных систем строятся на заранее готовых решениях баллистической задачи. Такие алгоритмы обладают серьёзными недостатками [1,2]. Одним из важных аспектов повышения точностных характеристик снаряда, конечно же является точность расчёта траектории, а главным слагаемым баллистического обеспечения является работа по определению баллистических характеристик средств поражения [3,4].

Предлагается метод определения баллистических характеристик снаряда, позволяющий обеспечить решение полной математической модели движения. Суть метода заключается в: измерении скорости снаряда измерителями скорости, содержащими доплеровские радиолокаторы; определении нахождения или отклонения снаряда от заданной траектории на основе сравнения результатов измерений; формировании в направлении заданной траектории снаряда двух равнодоплеровских направлений во взаимно перпендикулярных плоскостях за счёт установки на равных расстояниях от заданной траектории снаряда во взаимно перпендикулярных плоскостях соответственно доплеровским радиолокаторам; определении зависимости траектории полёта снаряда от времени, на основе определения величины отклонения траекторий полёта снаряда через равные промежутки времени; определении зависимости составляющих скоростей движения снаряда в горизонтальной и вертикальной плоскостях от времени; определении времени полёта снаряда на основе фиксации моментов появления и пропадания доплеровских сигналов, отражённых от снаряда [5-6].

Условием о введении согласующих функций является информация о начальных условиях стрельбы и об основном параметре, который характеризует движение неуправляемых объектов относительно центра масс – угол нутации [4,7,8].

Следовательно, предложенный метод определения баллистических характеристик снаряда на основе использования радиолокационных датчиков с его реализацией в виде функционально-программного обеспечения на вычислительной платформе любого летательного аппарата, позволяет повысить информативность, а также более точном учёте

действия различных внешних факторов, оказывающих влияние на характеристики траектории снаряда.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бельский А.Б., Постников А.Г. Повышение точности применения неуправляемых авиационных средств поражения за счёт совершенствования баллистических алгоритмов бортовых вычислительных систем летательных аппаратов // Известия РАН. 2014г. № 3. С 60-69.
2. Татаренко Д.С., Корсаков А.А. Алгоритм баллистического обеспечения авиационной прицельной системы на основе полной баллистической модели. // Журнал Вестник Московского авиационного института. 2016. Т.24. № 1.стр.103-111.
3. Ефанов В.В., Мужичек С.М., Шутов П.В., Коростелёв С.Ю. Способ определения баллистических характеристик снарядов и информационно-вычислительная система для его осуществления: Патент на изобретение РФ № 2577077 / Бюл. №2, 10.03.2016.
4. Вытришко Ф.М., Гуляев Н.Н. Совершенствование канонической баллистической модели движения неуправляемой ракеты с целью учёта движения её вокруг центра масс // Труды МАИ. 2013. № 71. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=46808>
5. Татаренко Д.С. Способ определения траекторий полёта снарядов и устройство для его осуществления: Патент на изобретение РФ № 2608349 / Бюл. № 2, 18.01.2017.
6. Татаренко Д.С. Способ определения внешнебаллистических характеристик снарядов и устройство для его осуществления: Патент на изобретение РФ № 2608358 / Бюл. № 2, 18.01.2017.
7. Татаренко Д.С., Шутов П.В., Ефанов В.В., Роговенко О.Н. Способ определения баллистических характеристик неуправляемых объектов // Журнал Московского авиационного института. 2016. Т.23. № 3, стр.77-84.
8. Татаренко Д.С., Ефанов В.В., Лобанов К.Н. Алгоритм определения параметров движения неуправляемых объектов на основе вторичной обработки радиолокационных данных // Журнал Вестник Московского авиационного института. 2016. Т.23. № 4. стр.122-131.

АЛГОРИТМ РЕКОНФИГУРАЦИИ МОДУЛЕЙ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ БОРТОВЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ С АРХИТЕКТУРОЙ В СООТВЕТСТВИИ С КОНЦЕПЦИЕЙ РАСПРЕДЕЛЁННОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ МОДУЛЬНОЙ АВИОНИКИ

Иванов А.С., Неретин Е.С.

МАИ, ООО «ОАК-Центр комплексирования», г. Москва

Комплексы бортового радиоэлектронного оборудования многих современных самолётов разрабатываются с применением концепции интегрированной модульной авионики и представляют собой сложные системы, для обеспечения отказобезопасности которых необходимо разрабатывать новые методы. Одним из таких методов является обеспечение реконфигурации входящих в их состав модулей, который позволяет сохранять работоспособность при множественных аппаратных отказах.

В гражданской авиации применение алгоритмов реконфигурации помимо повышения отказоустойчивости может давать дополнительные эксплуатационные преимущества. На текущий момент в случае отказа модуля, который выполняет критичную функцию, самолёт не может быть допущен к полёту. Особо острой эта проблема становится, если самолёт находится вне аэропорта базирования авиакомпании. В таком случае авиакомпания терпит значительные убытки. После реконфигурации модулей комплекса с функцией низкого уровня критичности на отказавшую функцию высокого уровня критичности, самолёт может быть допущен к полёту и его техническое обслуживание может быть проведено в аэропорту базирования.

В работе предложен алгоритм реконфигурации модулей комплекса управления бортовым оборудованием на базе концепции распределённой интегрированной модульной авионики, повышающий его отказобезопасность и снижающий затраты на техническое обслуживание за счёт снижения частоты его проведения. Также предложена архитектура центрального вычислителя, обеспечивающая выполнение функции реконфигурации. Комплекс позволяет выполнять функции уровня гарантии проектирования FDAL «А» в соответствии с ARP4754A/P-4754A, его архитектура удовлетворяет требованиям руководящих документов авиационных властей России, Европы и США.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС АВТОНОМНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ МОБИЛЬНЫХ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Ипшутин Д.Д., Литвинов Д.А.
ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Опыт применения мобильных робототехнических систем специального назначения показал, что отсутствие обратной связи при ручном управлении оператором, потере самим роботом сигналов управления и геопозиционирования при воздействии искусственных или преднамеренных помех приводит к досрочному возвращению робота в пункт управления (при наличии этой функции) или к его безвозвратной потере. В таких условиях актуальна задача повышения автономности позиционирования робота, однако, при этом возникает проблема повышения точности и коррекции показаний инерциальных датчиков при потере сигналов от спутниковых систем позиционирования. Для решения проблемы разработан программно-аппаратный комплекс автономного позиционирования (ПАК АП) мобильных робототехнических систем с использованием инерциальных и магнитных датчиков, в котором магнитный датчик применяется для коррекции инерциальных систем позиционирования.

Аппаратная часть комплекса включает в себя блок информационных датчиков (БИД) и вычислительный блок (ВБ).

В состав БИД входят 3-х осевой магнитный датчик HMC5883L и инерциальный датчик MPU-5060 (гироскоп с акселерометром) фирмы Honeywell, предназначенные для измерения и выдачи в ВБ параметров магнитного поля в точке пространства, параметров ориентации и движения робота. Для подключения датчиков к ВБ использован интерфейс I2C. Вычислительный блок выполнен на платформе микрокомпьютера Raspberry Pi 3 model B, характеристики которой обеспечивают обработку информации поступающей от датчиков в масштабе реального времени и позволяют при необходимости интегрировать в ПАК GPS-модуль, температурные, ультразвуковые датчики и т.д. Программная часть комплекса включает программу комплексирования измерительных датчиков для работы на единой платформе Raspberry и программу визуализации стрелки магнитного компаса на языке программирования Python.

Экспериментальные исследования ПАК показали, что погрешность измерения направления стрелки магнитного компаса и углов крена и тангажа достигает 30 %. Это приводит к необходимости калибровки магнитного датчика. К процедуре калибровки были предъявлены требования, позволяющие учесть смещение и искажение вектора магнитного поля Земли, вследствие внешних магнитных помех, углы тангажа и крена робота, угол магнитного склонения. С учётом требований была разработана процедура автоматической калибровки датчика HMC5883L, основанная на принципе построения корректировочной матрицы из облака измеренных значений вектора напряжённости внешнего магнитного поля (при корректирующем вращении датчика в пространстве). После выполнения процедуры калибровки погрешность измерения угловых координат магнитным датчиком не превысила 1 градуса.

Результаты проведённых экспериментов подтвердили работоспособность предложенных решений и возможность использования показаний магнитного датчика для коррекции

инерциальных систем после выполнения обязательной процедуры калибровки магнитного датчика.

МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ БОЕВОЙ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА САМОЛЁТА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ДИСТАНЦИОННЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ

Ковальчук Д.В.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Современные боевые самолёты обладают высоким уровнем технических и лётно-тактических свойств. Реализация обеспечения требуемых показателей этих свойств, требует внедрение в конструкцию самолёта новых технических решений, которые во многом определяют его конструктивно-технологическую структуру. Одним из таких решений является применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в высоконагруженных элементах конструкции планера самолёта. Их внедрение обусловлено тем, что у изделий из ПКМ лучше весовая эффективность, по сравнению с изделиями из традиционных материалов, а также более высокие жёсткостные и прочностные характеристики. Следовательно, те лимиты массы, которые появляются при проектировании, можно направить на повышение его различных тактических свойств (скорости полёта, радиусы виража, дальности полёта и т.п.). Однако применение ПКМ в конструкции планера самолёта оказывает влияние на изменение характеристик его эксплуатационных свойств, которые проявляются в условиях воздействия по нему средств поражения (СП) противника.

Экспериментальные исследования, проведённые в области повреждаемости конструкций из ПКМ, показали ярко выраженную зависимость характера боевых повреждений от углов подхода и скорости встречи с поражающими элементами (ПЭ) СП. Выявлено, что помимо видимых зон повреждений наблюдаются значительные подповерхностные ненесущие зоны, вызванные разрушением межслойных связей в условиях высокоскоростного удара, характер которых во многом зависит от кинематических характеристик встречи ПЭ СП и конструкции из ПКМ. Степень несущей способности высоконагруженных конструкций планера самолёта из ПКМ с боевыми повреждениями в условиях вариативности их характера, вызванного критичностью к условиям встречи СП и самолёта, к настоящему времени недостаточно изучена. Поэтому учёт параметров боевой повреждаемости конструкций из ПКМ или необоснованная их констатация может привести к несогласованности эксплуатационных свойств самолёта, проявляющихся при воздействии СП и его лётно-технических характеристик, требуемых для решения боевых задач.

В связи с этим, целью работы является разработка комплекса математических моделей для оценки функционирования самолёта в условиях воздействия средств поражения противника для обеспечения требуемого уровня его боевой эффективности. В работе рассматривается пример самолёта оперативно-тактической авиации, так же подобные модели могут быть использованы для оценки боевой эффективности уже созданных самолётов с целью отработки путей повышения показателей этих свойств, при дальнейших модификациях самолётов, сокращения объёма и сроков натурных испытаний, а также при оценке ремонтпригодности и возможности восстановления поврежденных самолётов.

СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТЫ НА МАНЕВРИРУЮЩИЕ ЦЕЛИ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКОГО ТИПА

Колпаков М.А., Порохненко В.В.

АО «КТРВ», г. Королёв

Используемые в настоящее время методы самонаведения не в полной мере удовлетворяют предъявляемым к ним требованиям по перехвату высокоскоростных, интенсивно маневрирующих целей. Разработки новых видов средств нападения, улучшение

и развитие их характеристик, превосходящих возможности противоракетной обороны (ПРО), приводят к необходимости совершенствования уже существующих методов самонаведения, либо создание новых, более современных методов, представленных в данной работе. Это объясняется постоянным ужесточением требований к точности наведения на цель, лётным характеристикам, необходимостью сокращения затрат на испытания и т. д. Кроме того, актуальность исследования в данной области объясняется необходимостью постоянного поддержания конкурентоспособности отечественных наукоёмких импортозамещающих технологий.

Цель исследования.

Цель данной работы – исследование существующих, модернизированных и новых методов самонаведения зенитных управляемых ракет на маневрирующие цели аэробаллистического типа. Представлены различные маневры, которые может совершать цель для ухода от систем противоракетной обороны. С помощью пакета прикладных программ было проведено моделирование и сравнение методов наведения.

Практическая ценность.

Найден оптимальный метод самонаведения зенитной управляемой ракеты, удовлетворяющая основным критериям оценки процесса наведения.

Обоснованность и достоверность результатов исследования.

Достоверность научных положений и их выводов основывается на:

- проведении моделирования методов самонаведения зенитных управляемых ракет;
- проведении оценки точности системы самонаведения и её перегрузки.

Результат.

Найден оптимальный метод самонаведения зенитной управляемой ракеты на маневрирующую цель аэробаллистического типа.

ПОСТРОЕНИЕ МИКРОПРОЦЕССОРНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗРЕДУКТОРНОГО ПРИВОДА НАВЕДЕНИЯ

Кузьмин М.А.

АО «КБП им. академика А.Г. Шипунова», г. Тула

Обеспечение высоких показателей боевой эффективности существенным образом зависит от характеристик силовых приводов систем. Построение приводов наведения по кинематической схеме, не содержащей редуктор, является новым подходом в проектировании систем наведения и стабилизации вооружения. Основное преимущество безредукторных приводов – это возможность повышения точности за счёт отсутствия люфтов, существенного уменьшения мёртвого хода, снижения моментов сухого трения и других нежелательных факторов, вносимых редуктором. Отсутствие редуктора обеспечивает уникальные свойства электропривода: плавность хода, высокие точностные и динамические показатели. Таким образом, целью работы является повышение точности наведения вооружения в перспективных зенитных ракетно-пушечных комплексах.

Электродвигатели безредукторного привода называют «моментными». Моментные двигатели существенно отличаются от классических электродвигателей, так как не имеют корпуса, вала и подшипников и выполняются в виде отдельных сборочных единиц – статора и ротора, что позволяет непосредственно встраивать их в конструкцию изделия. Объект управления располагается непосредственно на роторе без промежуточной механической передачи. Встраиваемость позволяет не только расширить функциональные возможности привода, но и обеспечить компактность конструкции.

Частным случаем моментного двигателя является двигатель секторного исполнения. Статор такого двигателя выполнен в виде набора необходимого количества секторов, обеспечивающих заданный момент и крутовое движение.

Максимальное количество секторов ограничено длиной окружности. Такой подход к построению электрической машины имеет ряд преимуществ:

- в силу небольших массогабаритных характеристик секции статора существует возможность замены неисправной секции в процессе эксплуатации;

- поскольку каждый сектор является законченной электрической машиной, существует возможность работы секций от независимых инверторов, что позволяет применять менее мощные усилители и сохранять работоспособность привода при выходе из строя одной или нескольких секций;

- необходимую мощность исполнительного двигателя возможно получить набором необходимого количества секций, что теоретически позволит снизить номенклатуру электродвигателей.

Таким образом, учитывая повышенные требования к точностным и динамическим характеристикам безредукторного привода горизонтального канала наведения и стабилизации, а также специфику конструкции исполнительного двигателя, актуальной задачей является построение микропроцессорной системы управления (МПСУ), позволяющей обеспечить выполнение указанных требований.

Система управления безредукторным приводом на базе синхронного двигателя секторного исполнения характеризуется большим объёмом вычислений. С целью снижения вычислительной нагрузки на центральный процессор целесообразным является распределение вычислений по составным частям. В данной работе предлагается двухуровневая структура системы управления. Верхний уровень выполнен в виде блока управления привода (БУП). В БУП замыкается контур привода и формируется управляющее воздействие для регулятора тока. Нижний уровень выполнен в виде блока управления двигателем (БУД). БУД отвечает за формирование требуемого положения обобщённого пространственного вектора напряжения для секторных двигателей в соответствии с управляющим воздействием.

В электроприводах, построенных на базе бесконтактного моментного двигателя секторного исполнения, актуальной задачей является формирование вектора эквивалентного напряжения таким образом, чтобы работой нескольких одинаковых секторов двигателя обеспечить максимально возможный единый вращающий момент. Поэтому при построении МПСУ осуществляется определение физического нулевого положения для каждого сектора с целью стыковки базовых векторов в пространстве и реального перемещения ротора с информацией о его положении в системе управления. Формирование вектора эквивалентного напряжения осуществляется методом векторной широтно-импульсной модуляции (ШИМ), который позволяет формировать на каждом временном интервале требуемое положение обобщённого пространственного вектора напряжения с помощью расчёта длительностей интервалов включения каждого из базовых векторов в пределах периода модуляции. Это позволяет добиться максимально возможного момента вращения двигателя за счёт удержания угла между вектором намагничивающей силы и вектором магнитного потока ротора близким к 90° .

В ходе разработки системы векторного управления безредукторного привода на базе бесконтактного моментного двигателя выполнена компенсация перекрёстных связей, обеспечивающая независимое управление потокоосцеплением ротора и электромагнитным моментом двигателя, проведён синтез алгоритмов управления методом подчинённого регулирования с настройкой контуров тока и положения на модульный оптимум и контура скорости – на симметричный оптимум. Для практической реализации рассчитанные регуляторы были представлены в виде разностных уравнений, с учётом квантования по уровню и разрядности входных сигналов. В результате в пакете Simulink системы MATLAB разработан программный комплекс, позволяющий проводить отработку алгоритмов работы безредукторного привода горизонтального наведения и стабилизации на базе бесконтактного моментного двигателя.

В результате компьютерного моделирования были получены осциллограммы отработки приводом типовых входных воздействий. На основании анализа статических и динамических характеристик привода получено, что при ступенчатом входном сигнале время регулирования составляет 2,2 с, ошибка наведения – 0,1 мрад. Ошибка слежения за

типовым входным сигналом частотой 0,2 Гц и амплитудой 52° составляет 0,4 мрад. Анализ результатов моделирования свидетельствует о высоких точностных и динамических характеристиках привода, на порядок превышающих заданные требования к приводу горизонтального канала наведения и стабилизации перспективных зенитных ракетно-пушечных комплексов.

На основании отработанных в процессе моделирования алгоритмов управления разработано программное обеспечение для МПСУ на базе отечественного высокопроизводительного 32-разрядного микроконтроллера 1986BE91T с ядром ARM Cortex-M3, реализующее специализированные функции для безредукторного привода горизонтального канала наведения и стабилизации на базе бесконтактного моментного электрического двигателя.

На основе анализа статических и динамических характеристик привода, полученных в результате экспериментальной отработки типовых сигналов опытным образцом, можно сделать вывод, что предложенные методы построения МПСУ безредукторного привода на базе встраиваемого бескорпусного синхронного двигателя секторного исполнения обеспечивают требуемые показатели качества управления.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АВТОМАТИЗАЦИИ СЛОЖНЫХ ЭТАПОВ ПОЛЁТА НА ОСНОВЕ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Майгурова Н.И., Смирнов Д.А.
ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Наиболее актуальным направлением применения систем технического зрения является решение задач автоматизации сложных этапов полёта беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Такими задачами принято считать посадку самолётов на аэродром, посадку самолётов и вертолёт на авианосец, дозаправку топливом в воздухе, полёт строем, предотвращение столкновений БЛА с препятствиями, прицеливание по воздушным целям, навигация, маловысотный полёт, оптическая связь между БЛА, прицеливание по наземным целям (захват и сопровождение целей).

В направлении автоматизации наиболее опасных этапов полёта уже не первый десяток лет работают разработчики авиатехники, но результаты этой работы весьма противоречивые. Основным препятствием является отсутствие удовлетворительных способов измерения положения БЛА. Разработано множество различных принципов измерения положения БЛА, выполнено множество конкретных разработок, но эта множественность и дальнейшие попытки её расширения пока не привели к появлению соответствующих режимов работы современных систем автоматического управления.

Поэтому в настоящей работе рассматривается решение задач автоматизации сложных этапов полёта на основе обработки изображений системы технического зрения беспилотного летательного аппарата, в частности определения координат подвижного объекта, посадки БЛА на аэродром, навигации в окрестностях аэродрома. Решение измерительно-навигационной задачи возможно с помощью систем технического зрения посредством одной фотокамеры, которая определяет координаты подвижного объекта по трём маякам для определения местоположения беспилотного летательного аппарата при выполнении захода на посадку, посредством двух разнесённых фотокамер, оптические оси которых произвольно ориентированы в пространстве, в отличие от системы технического зрения с параллельными осями, а также посредством двух разнесённых фотокамер, размещённых на трёхстепенных подвесах для измерения координат особой точки.

Для осуществления расчётов и проведения измерений приводится решение главной задачи по определению центра яркости маяка для осуществления посадки, локальной навигации в окрестностях аэродрома с помощью алгоритма, основанного на аппроксимации зависимости яркости пикселей, образующих полуконтрастную границу круга

с использованием бинаризации изображения светодиодного маяка; при этом для определения центра яркости изображения объекта учитывается яркость пикселей как внутри контура, так и соседних (приграничных) пикселей изображения. Именно посредством такой комбинации алгоритмов и методов задачи автоматизации сложных этапов полёта решены в полном объёме, а результаты работы могут быть реализованы на практике с повышенными показателями точности. Обработка изображения в интересах измерительно-навигационных задач должна осуществляться субпиксельными методами.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ ПАРЫ АКТИВНЫХ РУЧЕК УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ

¹Макарин М.А., ²Кравченко А.А.

¹МАИ, г. Москва

²АО МНПК «Авионика», г. Москва

Целью данной статьи является исследование работы пары активных ручек управления самолётом методом имитационного моделирования.

Создание боковых активных ручек управления самолётом (АРУС) является актуальным направлением развития современных систем управления полётом, позволяющим повысить безопасность полёта, улучшить эргономику работы в кабине и сократить массогабаритные показатели рычагов управления. Моделирование проводилось в среде MATLAB с использованием пакетов Simulink, Simscape и специализированных библиотек SimMechanics и SimPowerSystems. Разработанная комплексная модель состоит из моделей двух постов АРУС, трёх блоков задания входного воздействия («Автопилот», блоки 1-го и 2-го пилотов), блока формирования нагрузочной характеристики для режима ручного управления и блока логики перехода из автоматического режима в ручной. Исследованию подлежат статические и динамические характеристики электромеханических приводов и алгоритмы управления в автоматическом и ручном режимах полёта, в том числе при одновременном управлении двумя пилотами и при вмешательстве пилотов в автоматическое управление. Введение в модель блока удержания положения рукоятки позволило смоделировать ситуацию, когда в режиме ручного управления 1-й пилот пытается удержать рукоятку в положении, которое он считает правильным, несмотря на вмешательство 2-го пилота.

Результаты моделирования свидетельствуют, что полученные характеристики АРУС обеспечивают выполнение заданных требований к активным боковым ручкам управления самолётом.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДАМИ МНОГОЗВЕННОГО МАНИПУЛЯТОРА

Мусатов А.Е., Кимяев А.И., Ходненко М.И.

МАИ, г. Москва

В настоящей работе рассмотрена задача управления пространственным положением и ориентацией видеокамеры (ВК) наблюдения за технологическим объектом, перемещение которой обеспечивается манипулятором с 4-мя степенями свободы. Требуемые показатели качества управления процессом наблюдения зависят от структурного взаимодействия 4-х следящих приводов вращения звеньев манипулятора. Поэтому постановка задачи отыскания зависимостей между локальными замкнутыми структурами полностью соответствует известному классу сложных технических систем – объединений следящих приводов (ОСП).

Рассматриваемое в настоящей работе ОСП отличается сложной кинематической схемой механической подсистемы с взаимным расположением локальных СП по принципу разделённой нагрузки, что приводит к необходимости обязательного учёта иерархического характера структуры ОСП. В первую очередь иерархический характер исследуемого в настоящей работе ОСП касается исследования его кинематики и решения прямой и

обратной кинематических задач, решение которых для пространственного расположения звеньев манипулятора приводит к громоздким вычислениям, весьма чувствительным к реально не определённым параметрам кинематических схем ОСП.

Для упрощения решения прямой и обратных кинематических задач в настоящей работе предложен оригинальный метод декомпозиции пространственной задачи перемещения видеокамеры с помощью многозвенного манипулятора на две плоские задачи, каждая из которых решается автономно. В этом случае появляется возможность обосновать путь упрощённого решения прямой и обратной задач кинематики при входных управляющих параметрах, представляющих собой дальность от видеокамеры до объекта наблюдения и угловой ракурс наблюдения этого объекта.

Следующим шагом при разработке системы управления многозвенного манипулятора является использование предложенных выше редуцированных методов для определения задающих управляющих воздействий на локальные СП. Задача управления рассматривается в неподвижной для данного практического случая системе координат (связана с направлением вектора тяготения Земли), что позволяет производить коррекцию динамики СП отдельно для каждого замкнутого контура.

Для получения штатных управляющих алгоритмов была разработана математическая модель автоматического расчёта кинематических параметров ОСП перемещения видеокамеры. Дополнительной функцией использования разработанной математической модели является реализация возможности расчёта границ рабочей области перемещения видеокамеры при учёте условий, позволяющих избежать неоднозначности при решении обратной задачи кинематики.

СПОСОБЫ ФОРМИРОВАНИЯ НАБОРОВ ВЕКТОРОВ МАГНИТНОЙ ИНДУКЦИИ ЯКОРЯ ДВУХФАЗНОГО ЧЕТЫРЁХСЕКЦИОННОГО ВЕНТИЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Пенкин С.С.

МАИ, г. Москва

Предложена систематизация способов формирования наборов базовых векторов магнитной индукции якоря двухфазного вентильного двигателя с четырёхсекционной обмоткой. Каждый набор определяется схемой соединения секций, способом подключения фаз к источнику питания и влияет на пусковой момент двигателя. Схема замещения якоря закоординирована и рассматривается на комплексной плоскости, фазы двигателя направлены вдоль её осей. Способы группируются по участию фаз и секций каждой фазы в формировании базового вектора на межкоммутационном интервале. Введена терминология, позволяющая с единых позиций рассматривать способы формирования базовых векторов для n-фазных бесконтактных машин постоянного тока, применяемых в перспективных транспортных средствах. Для каждого набора базовых векторов предложено название и получено математическое описание. Получены и сопоставлены между собой амплитудные значения векторов при различных схемах соединения, а внутри каждой схемы — различных способов подключения. С помощью предлагаемой систематизации определено количество возможных наборов базовых векторов при конкретной схеме соединения, построены их графические изображения. На основании полученных результатов выявлены способы, характеризующиеся различной энергоэффективностью. Даны рекомендации разработчикам приводов по применению конкретного способа.

ЛИТЕРАТУРА

1. Krivilev, A.V. Automation of Construction of Characteristic Curves in Impulse Control Problems for the Power Amplifier– Servomotor System. I. Speed-Torque Characteristics // Journal of Computer and Systems International, 2013, Vol. 52, No. 3, pp 252-265.

2. Krivilev, A.V. Automation of Construction of Characteristic Curves in Impulse Control Problems for the Power Amplifier– Servomotor System. II. Energy Characteristics // Journal of Computer and Systems International, 2013, Vol. 52, No. 3, pp 458–467.

3. Hai Lin and Byung-il Kwon, New PWM Technique for Two-Phase Brushless DC Motor Drives (J ElectrEngTechnol Vol. 8, No. 5: 1107-1115, 2013). <http://studylib.net/doc/18788693/new-pwm-technique-for-two-phase-brushless-dc-motor-drives>

4. Hai Lin, Yong-Min You, Sung-Rock Cheon and Byung-II Kwon, Digital Implementation of PWM Techniques for Two-phase Eight-switch Inverter fed Brushless DC Motor Drives (J ElectrEngTechnol Vol. 8, No. 2: 295-303, 2013). http://koreascience.or.kr/article/ArticleFullRecord.jsp?cn=E1EEFQ_2013_v8n2_295

5. Кацман М. М. Электрические машины: Учеб. для учащихся электротехн. спец. техникумов. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Высш. шк., 1990. 463 с.: ил.

6. Вентильные двигатели малой мощности для промышленных роботов/В. Д. Косулин, Г. Б. Михайлов, В. Б. Омельченко, В. В. Путников. — Л.: Энергоатомиздат, Ленингр. отд-ние, 1988, 184 с.: ил.

7. Krivilev, A.V. Automated Synthesis of Boolean Control Functions of Mechanotronic Drive Module with Three-Phase Valve Motor // Journal of Computer and Systems International, 2010, Vol. 59, No. 2, pp 318-328.

8. Кривилёв А.В., Дунич Е.А., Пенкин С.С. Секционный подход к получению статических характеристик двухфазного вентильного двигателя, Вопросы инновационного развития аэрокосмического комплекса России. Материалы первой Общероссийской научно-практической конференции — М.: Издательство «Доброе слово», 2018, стр. 132 – 137.

9. A V Krivilev, E A Dunich and S. S. Penkin, Sectional approach to researching of two-phase BLDC motor (A V Krivilev et al 2019 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 537 062093). <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/537/6/062093/pdf>

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЛНОВОЙ ПЕРЕДАЧИ С ПРОМЕЖУТОЧНЫМИ ТЕЛАМИ КАЧЕНИЯ

Подпибнев В.А.

МАИ, г. Москва

Работа посвящена актуальной проблеме разработки уточнённой методики проектирования механизмов на основе волновой передачи с промежуточными телами качения (ВПТК), обладающей высокими удельными масса-габаритными показателями, что особенно важно, для её использования в приводных системах летательных аппаратов. Действие ВПТК представлено в виде действия следящей системы, у которой малая центральная ось симметрии тел качения отслеживает положение суммарного вектора усилия, создаваемого волнообразователем, аналогично действию волновой передачи с гибким колесом. Решена задача о распределении контактных сил между телами качения в ВПТК. Показано, что величина угла рассогласования зависит от положения тел качения относительно малой центральной оси симметрии волнообразователя, которое можно сравнить с изменением формы гибкого колеса в зубчатой волновой передаче. Величина суммарного вектора усилия складывается из векторов сил, передаваемых от волнообразователя через тела качения к жёсткому колесу при остановленном сепараторе. За один оборот волнообразователя величины этих векторов изменяются периодически от максимального значения до минимального. Максимальное значения вектора имеет место у тела качения, расположенного на оси симметрии впадины жёсткого колеса, а максимальное значение при расположении тела качения вблизи оси симметрии выступа жёсткого колеса. Определена величина момента, развиваемого на жёстком колесе. Определён периодический характер изменения крутильной жёсткости, обусловленный взаиморасположением элементов ВПТК, а именно угловым положением волнообразователя относительно жёсткого колеса. Приведены результаты экспериментальных исследований крутильной жёсткости ВПТК, которые подтверждают периодический характер изменения крутильной жёсткости

ВПТК. Составленную математическую модель принципа действия ВПТК целесообразно использовать при анализе динамических характеристик приводных систем на основе ВПТК. Даны рекомендации по выбору конструктивных параметров ВПТК.

СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ СТРЕЛЬБОЙ ИЗ АВИАЦИОННОГО Артиллерийского Оружия на основе Стохастического Подхода

Роговенко О.Н.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Применение авиационного артиллерийского оружия (ААО), в независимости от типа летательного аппарата (ЛА), в значительной степени зависит от точности решения задачи прицеливания. Традиционная теория прицеливания авиационного артиллерийского оружия, на которой базируются существующие системы, основана на детерминированном подходе к постановке и решению задачи прицеливания. Точное положение точки встречи в пространстве описывается сложной системой уравнений. Для решения их на борту имеется информационная система, получающая необходимую информацию о параметрах движения ЛА и цели, бортовая ЭВМ, которая обрабатывает полученную информацию, решает систему уравнений и передает сигналы управления на исполнительные устройства

В настоящее время прицеливание ААО осуществляется без учёта влияния износа ствола, изменения баллистических характеристик снарядов и уровня вибрации лафета. Износ стволов оружия влияет на уменьшение начальной скорости снарядов и на изменение баллистических характеристик снарядов и, как следствие, уменьшения зоны возможной стрельбы, толщины пробития брони и увеличения среднего необходимого числа попаданий для поражения наземных и воздушных целей. ААО, установленное на летательный аппарат (ЛА), представляет собой сложную упругую инерционную механическую систему, на которую при стрельбе очередью воздействуют быстро меняющиеся во времени нагрузки, порождаемые силой давления пороховых газов на дно канала ствола. Силовое воздействие вызывает упругие колебания оружия и силовой установки. В процессе эксплуатации происходит изменения свойств амортизатора и, как следствие, повышение уровня вибрации.

Решению задачи применения ААО посвящены труды Кувеко А.Е., Ганулича В.И., Курицына И.П., Ершова В.П., Грязнова Ю.М., Растопка А.В., Куликов Н.Н., Пишевец С.П. и других авторов. В своих работах авторы рассматривают вопросы оценки состояния оружия и коррекции прицельной системы, однако их подходы не учитывают влияние зависимостей ошибок стрельбы и баллистических характеристик от начальных условий стрельбы.

Предлагается способ управления стрельбой из авиационного артиллерийского оружия на основе стохастической модели процесса прицеливания, который позволяет повысить эффективность применения оружия в процессе эксплуатации на основе использования базы данных зависимостей ошибок стрельбы и баллистических характеристик от начальных условий стрельбы.

ВОПРОСЫ НАГРУЖЕНИЯ И ПРОЧНОСТИ БОЕВЫХ ЧАСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ ПРИ ПРОБИТИИ КОРАБЕЛЬНЫХ ПРЕГРАД ПО НОРМАЛИ

Попов Ю.В.

МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

В соответствии с тенденциями развития современные противокорабельные ракеты (ПКР) оснащаются проникающими боевыми частями (ПрБЧ), которые имеют максимальную эффективность по сравнению с боевыми частями (БЧ) ПКР с неконтактным подрывом и с подрывом на внешнем контуре, так как при взрыве во внутреннем объёме вся энергия взрыва затрачивается на деформирование и разрушение цели.

Работа посвящена определению нагрузок на БЧ авиационных управляемых ракет (АУР) при пробитии корабельных преград. В работе показан подход к определению нагрузок на БЧ АУР и её динамики на участке конечной баллистики. Рассматривалась ПКР Х-35 воздушного базирования, однако такой подход может быть применен и к другим АУР. В качестве целей для АУР Х-35 рассматривались боевые надводные корабли (БНК) потенциального противника.

Работа направлена на создание научно-технической базы адаптируемого (зарубежом – smart) взрывательного устройства (ВУ). Полученные результаты могут быть полезны разработчикам боевого снаряжения (совокупность БЧ АУР и ВУ) проникающего типа для противокорабельных АУР, а также головным разработчикам, то есть разработчикам АУР.

В работе предлагается системный подход к разработке БЧ АУР, так как это элемент ракеты, а не самостоятельное средство поражения. Масса БЧ АУР Х-35 составляет только около 28 % от стартовой массы ракеты, поэтому рассматривать влияние ракеты на БЧ не имеет смысла, а необходимо оценивать динамику всей ракеты на участке конечной баллистики. Для этого проводится исследование взаимодействия АУР с корабельной преградой.

Предварительный расчёт по аналитической методике (0D-моделирование) [1] показывает, что исследуемая противокорабельная АУР Х-35 может пробивать рассматриваемые БНК насквозь (является невыполнением боевой задачи).

Так как цели, поражаемые ПКР, существенно разнородны, то оправдано применение адаптируемого ВУ, которое рассчитывает необходимое время замедления подрыва по характеристикам пробития [2].

Решение задачи моделирования взаимодействия АУР с тонкой преградой реализуется в авторской программе, разработанной на кафедре СМ4 МГТУ им. Н. Э. Баумана, за счёт объединения моделей подзадач: деформирования тонкой металлической преграды при ударе жёсткого цилиндра по нормали (2D) и деформации сжимаемого пористого ударника (1D). Промежуточные выходные параметры одной модели рассматриваются как промежуточные входные для другой.

Для расчёта АУР заменяется составным разнородным стержнем. Головной и приборный отсек заменяются деформируемым пористым стержнем [3], а БЧ и хвостовой отсек представляются как жёсткие цилиндры.

В [3] указывается, что блоки бортовой аппаратуры (БА) являются, с точки зрения механики, высокопористой композиционной средой и отмечается, что БА по своим механическим свойствам весьма близка к высокопористым алюминиевым сплавам и сотовым конструкциям из алюминиевых сплавов. В [3] обосновано применение высокопористых алюминиевых сплавов в качестве механического эквивалента (МЭ) внутреннего оборудования АУР в расчётах с применением механики сплошных сред.

Для описания МЭ БА АУР используется модель «полых сфер» Кэрролла-Холта. для расчёта деформирования преграды используется теория тонких осесимметричных оболочек. В уравнениях движения не учитываются моменты и инерция вращения. Материал преграды считается упруго-идеально-пластическим, а условие текучести записывается в форме Мизеса. Задача решается конечно-разностным методом.

В работе получены давления на переднем и заднем торце БЧ АУР, а также перегрузки при пробитии преград различной толщины и прочности.

Результаты показывают, что изменение скорости на 10 м/с (около 3 %) не приводит к существенным изменениям амплитуды и удельного импульса (характеризуется площадью под кривой давление-время) (до 7 %).

При пробитии БЧ АУР Х-35 испытывает сложную знакопеременную перегрузку. Рассчитанные значения нагрузки на БЧ АУР необходимы разработчикам ВУ, так как они выбирают ударостойкую элементную базу и выстраивают алгоритмы фильтрации и распознавания сигналов от разных преград. Самая высокая нагрузка на БЧ АУР была использована для расчёта на прочность варианта корпуса БЧ АУР.

Дополнительно исследовалось влияние механических свойств БА (предела текучести материала матрицы) и проведено сравнение расчётных и экспериментальных диаграмм деформирования блоков БА [4].

Сравнение показывает хорошее соответствие для алюминиевого сплава Д16, но механические свойства БА АУР и её МЭ должны при проектировании ПрБЧ исследоваться дополнительно, так как их влияние на нагружение БЧ АУР значительно (изменение амплитуды в 2 раза). При этом отличие в удельном импульсе около 10–15 %.

Также в работе для сравнения результатов проводился проверочный расчёт в LS-Dyna коммерческого пакета ANSYS на основе 2D-моделирования.

По предложенной аналитической методике [1] получено различие с результатами в LS-Dyna на 0,8 % по абсолютному значению остаточной скорости АУР и 14 % по потерянной скорости.

Различие результатов расчёта в авторской программе и в LS-Dyna по амплитуде составляет не более 10 %. При этом время счёта в авторской программе менее 1 минуты, а в коммерческой 20-30 минут.

На основе рассчитанных нагрузок был проведён проверочный расчёт (2D) прочности варианта ПрБЧ АУР в LS-Dyna, который показал достаточную прочность БЧ.

Полученные расчётным путём кривые перегрузок, которые испытывает ПрБЧ и ВУ при пробитии корабельных преград разной толщины и прочности, могут являться научно-технической базой для разработки облика отечественного адаптируемого ВУ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Предварительная оценка ударно-проникающего действия летательных аппаратов / А.М. Кусля, В.А. Марков, Ю.В. Попов, В.И. Пусев, С.И. Сычев // XXIV Международный симпозиум «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Вятчи, 19-23 марта 2018 г.: Материалы симпозиума. Т. 2. М.: ООО «ТРИ», 2018. С. 163-176.
2. Белов Г. В., Марков В.А., Овчинников А.Ф., Пусев В.И., Сотский М.Ю. Вопросы создания боевого снаряжения кинетического действия управляемых ракет // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. Спец. выпуск № 2 «Высокоточные летательные аппараты». 2013. С. 189-200.
3. Марков В.А., Овчинников А.Ф., Пусев В.И. Модельная среда для внутреннего оборудования носовых отсеков летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение», 2010. – С. 196-206.
4. Белов Г. В., Гусаров А.П., Марков В.А., Овчинников А.Ф., Попов Ю.В., Пусев В.И., Селиванов В.В. Деформирование блоков внутреннего оборудования носовых отсеков летательных аппаратов при больших упругопластических деформациях и уплотнении // XXI Международный симпозиум «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова (Вятчи, 16-20 февраля 2015 г.): Материалы симпозиума. Т. 2. М.: ООО «ТРИ», 2015. С. 95-101.

АРХИТЕКТУРА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ АКТИВНЫХ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ С СИСТЕМАМИ ДИСТАНЦИОННОГО И АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ

^{1,2} Савельев А.С., ¹Неретин Е.С.

¹МАИ, ²ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва

В современных самолётах органами управления в кабине экипажа все чаще становятся ручки управления вместо штурвалов. Несмотря на многие преимущества ручек перед штурвалами (уменьшение массогабаритных характеристик, отсутствие зрительного преграждения пилоту приборной панели), имеется недостаток, вызванный отсутствием жёсткой связи между двумя ручками. Это вызывает ряд проблем, таких, как отсутствие тактильной информированности экипажа о работе автопилота, а также выполняющихся

действиях пилотирующим пилотом для не пилотирующего пилота. В случае приёма управления лётным составом при отказах автопилота, а также при передаче управления от одного пилота другому, могут возникать опасные эволюции динамики самолёта, что особенно критично на околоземных участках полёта. Одним из перспективных путей развития авиастроения сегодня является внедрение в комплексные системы управления активных органов управления в кабине экипажа. Данные средства становятся возможными благодаря современным системам электродистанционного управления (fly-by-wire). На текущий момент ни один сертифицированный магистральный самолёт не имеет интеграции активных органов управления в режимы работы комплексной системы управления и функции автопилота системы автоматического управления. В статье предлагается архитектурное построение взаимодействия комплексной системы управления с активными органами управления и сформированы требования по безопасности, обеспечивающие возможность внедрения и сертификации данной функции на перспективных магистральных самолётах.

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА МАЛОГАБАРИТНОГО ВЫСОКОМАНЁВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

^{1,2}Спирин А.А., ¹Норинская И.В.,

¹ПАО АНПП «ТЕМП-АВИА», ²Арзамасский политехнический институт, филиал НГТУ им. Р. Е. Алексеева, г. Арзамас

Разработана математическая модель электромеханического рулевого привода с силовой частью, состоящей из электрического двигателя постоянного тока и редуктора – волновой зубчатой передачи с генератором волн. На основе математической модели в среде Matlab Simulink разработана имитационная модель, с помощью которой проведено численное исследование характеристик рулевого привода.

Дано обоснование целесообразности использования разработанной модели. Разработанная имитационная модель позволяет значительно упростить процесс разработки электроприводов.

В работе приводится разработанная математическая модель в среде Matlab, построенная на основе функциональной схемы электропривода и дифференциальных уравнений, описывающих работу электропривода, а также подробное описание её работы. Проведено исследование рулевого привода с помощью разработанной математической модели. На основе проведённых исследований разработан и изготовлен макетный образец рулевого привода, проведены его экспериментальные исследования. Был проведён сравнительный анализ результатов моделирования и экспериментальных данных, полученных с макетного образца объекта исследования. Установлено, что математическая модель достоверно воспроизводит характеристики макетного образца объекта исследования.

Разработанная математическая модель, позволяет исследовать работу электромеханического рулевого привода в условиях, приближенных к реальным, что позволяет сделать вывод: применение предложенной методики исследования в процессе разработки электромеханического рулевого привода позволяет получить наглядные результаты поведения системы в различных условиях и сделать выводы ещё до изготовления опытного образца.

При помощи разработанной модели можно отработать алгоритмы обработки сигналов в условиях шумов и помех. На поздних этапах разработки имитационная модель может быть использована для доказательства необходимости модификации существующей системы и подтверждения пользы от такой модификации до закупки или изготовления каких-либо дополнительных узлов. Помимо этого на модели можно прогнозировать поведение системы в случае отказа каких-либо датчиков. Моделирование на ранних стадиях разработки позволяет сэкономить время и общую стоимость за счёт выявления проблем и возможных ошибок в самом начале проекта, а также сокращает трудозатраты при разработке.

РАСЧЁТ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ НА ОСНОВЕ УЧЁТА СЕЗОННЫХ ВАРИАЦИЙ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ

Филиппов А.В.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Процесс движения неуправляемого авиационного средства поражения (НАСП) имеет для исследования вполне понятные и очень серьёзные трудности, связанные с тем, что полностью воспроизвести на Земле условия стрельбы (бомбометания) практически невозможно [1].

Большая скорость и высота полёта самолёта, его манёвр и многие другие факторы оказывают свое специфическое воздействие на характер движения НАСП и точность прогнозирования его траектории с целью повышения эффективности стрельбы. В то же время варьирование параметров атмосферы являются одним из возмущающих факторов, вызывающих отклонение НАСП от расчётной точки траектории. Параметры атмосферы, как известно, существенно зависят от географических условий, сезонности, высоты точки над уровнем моря. Соответственно, и конечная точка траектории также будет изменяться в зависимости от этих факторов. В связи с этим в настоящее время возникает необходимость более детального представления метеопараметров при решении баллистических задач [2-4].

Целью работы является повышение точности применения неуправляемых авиационных средств поражения по наземным целям.

Возможности существующей нормативно-методической базы по моделированию параметров атмосферы не позволяют с требуемой эффективностью решать практические задачи. Указанная нормативно-методическая база разрабатывалась более 30 лет назад в условиях ограниченного объёма метеоданных, и поэтому характеризуется недостаточно высокой точностью.

Из анализа современного состояния и перспектив развития баллистического обеспечения можно сделать вывод о том, что постоянное усложнение решаемых задач, их высокая трудоёмкость делают невозможным дальнейшее совершенствование баллистического обеспечения без автоматизации рабочих мест соответствующих специалистов путём создания проблемно-ориентированных интегрированных программных систем на базе персональных электронно-вычислительных машин.

Таким образом, возникает необходимость в разработке программно-математического обеспечения, позволяющего с требуемой точностью рассчитывать траектории движения НАСП с учётом сезонных вариаций параметров атмосферы.

Разработанная программа позволяет реализовать её как основу информационно-вычислительной системы испытательных и войсковых полигонов ВВС, наземных баллистических комплексов и трасс [5].

Для верификации данных, полученных с использованием программы, проведён сравнительный анализ значений баллистических таблиц с результатами вычислений в среде Matlab Simulink для различных режимов применения НАСП. Ошибки расчётов конечных элементов траектории НАСП не превышают 1 %.

Использование предлагаемой программы позволит уже на этапе разработки прицельно-навигационных комплексов выявить недостатки, выработать необходимые рекомендации или принять решение на доработку системы с помощью моделирующего комплекса в наземных условиях.

Таким образом, реализация программы на основе хорошо проработанной теоретической базы внешней баллистики позволит:

- 1) повысить оперативность всех видов баллистических расчётов;
- 2) получить требуемую точность расчётов;
- 3) снизить вероятность принятия ошибочных решений на боевое применение и повысить тем самым его эффективность;
- 4) сократить время и затраты на обучение исполнителей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бельский А.Б., Постников А.Г. Повышение точности применения неуправляемых авиационных средств поражения за счёт совершенствования баллистических алгоритмов бортовых вычислительных систем летательных аппаратов. Известия РАН. 2014г. № 3. стр. 60-69.
2. Шейгас А.К. Факторы, влияющие на элементы траектории бомбы: учёт в перспективных системах бомбометания. А.К. Шейгас // Сборник научных работ Харьковского университета Воздушных Сил– 2014. – №3(40), стр. 44-46.
3. Лебедев В.В. Анализ влияния ветровой функции реальной атмосферы на траекторию движения объекта со сложной баллистикой. В.В. Лебедев, С.Н. Моисеев, А.В. Филиппов. // Сборник научных статей по материалам II Всероссийской научно-практической конференции «Калибр» – Воронеж: ВУНЦ ВВС ВВА, 2018. – т.23, № 3, стр. 242-248.
4. Николаев А.В. Использование модели локально-сезонных вариаций атмосферы в баллистических расчётах авиационных средств поражения. А.В.Николаев, В.М.Блохин, А.В.Филиппов // Сборник научных статей по материалам VI Международной научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения» – Воронеж: ВУНЦ ВВС ВВА, 2018. – т.3, стр.190-195.
5. Вытришко Ф.М., Николаев А.В., Филиппов А.В. Траектория-82: Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2019661861 / Заявка: 2019660816, 02.09.2019. Опубликовано: 10.09.2019 Бюл. №8.
6. Глобальная справочная модель атмосферы на высотах от 0 до 100 км для баллистического обеспечения ракетно – космической практики. ГК «Роскосмос», 2016. – 98 с.

ПОСТРОЕНИЕ 3D КАРТЫ СЦЕНЫ ПО ОДНОЙ ФОТОГРАФИИ НА ОСНОВЕ ГЕНЕРАТИВНО-СОСТЯЗАТЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ МАРШРУТА БПЛА

Фомин Н.А., Князь В.В., Мошканцев П.В.

ФГУП «ГосНИИАС», г. Москва

Лёгкие беспилотные летательные аппараты (БПЛА) многвинтовой схемы в последнее время получили широкое распространение для решения таких задач как аэрофотосъёмка, видеонаблюдение, доставка грузов и мониторинг промышленных объектов. Для обеспечения автономной навигации БПЛА в условиях насыщенного препятствиями окружающего пространства, когда средства спутниковой навигации не обеспечивают режим избегания столкновений с препятствиями, необходимы интеллектуальные средства построения 3D карт наблюдаемой сцены.

Целью работы: является создание алгоритма построения 3D-карты сцены по одному изображению бортовой камеры БПЛА на основе генеративно-состязательных сетей для задач автономной навигации. Отличительной особенностью алгоритма является предсказания трёхмерной модели сцены по монокулярным кадрам, получаемой от системы технического зрения БПЛА. Для создания алгоритма коллективом авторов решены следующие подзадачи:

- определены технические требования к алгоритму обработки кадров улучшенного видения;
- разработана структурная схема алгоритма;
- разработана архитектура глубокой свёрточной нейронной сети Z-GAN;
- архитектура сети реализована в виде сценария для библиотеки PyTorch;
- собрана и аннотирована представительная выборка с использованием квадрокоптера DJI Mavic PRO для обучения и тестирования алгоритма;
- произведено обучение предложенной сети на графическом процессоре;
- выполнено математическое моделирование работы алгоритма;

- проведены экспериментальные исследования для подтверждения работоспособности алгоритмов и оценки их качества.

Актуальность работы обусловлена необходимостью расширения возможностей автономной работы БПЛА, в том числе, и в сложных условиях насыщенного препятствиями пространства. Такие возможности могут быть обеспечены при включении в состав бортового оборудования БПЛА камеры на основе оперативного построения 3D-модели (3D-карты) сцены, наблюдаемой камерой летательного аппарата. Существующие методы построения 3D-модели сцены на основе стереозрения или одновременной локализации и картирования (SLAM) требуют значительных вычислительных ресурсов: недоступных на борту БПЛА.

Поэтому для решения поставленной задачи предложен алгоритм на основе машинного обучения, требующий значительных вычислительных затрат на этапе обучения, но позволяющий использовать обученную алгоритмы на борту БПЛА.

Разработан алгоритм на основе нейросети Z-GAN предсказания трёхмерной модели сцены по одной фотографии для планирования маршрута БПЛА. В архитектуре нейросети используются сквозные связи между слоями и генеративно-состязательный метод обучения для повышения разрешения формируемой трёхмерной модели. для повышения стабильности процесса обучения предложено новое представление трёхмерной модели сцены в виде пирамидальной воксельной модели, обеспечивающий попиксельное соответствие контуров входного изображения и предсказываемой модели.

Разработанный алгоритм реализован в виде сценария на языке Python. Для обучения и тестирования алгоритмов собрана обучающая выборка с использованием квадрокоптера DJI Mavic PRO. Выборка включает в себя 18567 пар фотографий и истинных пирамидальных воксельных моделей. Для съёмки выборки использовались траектории полёта БПЛА в режиме избегания столкновений с препятствиями. Для построения истинных трёхмерных моделей была произведена съёмка участка учебного геополигона, восстановление ортофотоплана и цифровой модели рельефа. Полученная цифровая модель рельефа была дополнена низкополигональными моделями объектового состава. Для расширения обучающей выборки реальные изображения были дополнены модельными, сформированные с использованием трёхмерного моделирования.

Произведено обучение разработанного алгоритма с использованием двух графических процессоров NVIDIA RTX 2080 Ti. Процесс обучения занял 96 часов. Тестирование сети на независимой части выборки, не использовавшейся на этапе обучения, показало высокую точность работы алгоритма. Среднее значение коэффициента Жаккара между истинной и предсказанной трёхмерной составило 0,78. Оценка точности определения координат объектов относительно БПЛА составила 1,2 м для рабочего пространства воксельной модели 100x100x100 м. Произведена оценка быстродействия алгоритма с использованием малогабаритного графического процессора NVIDIA Jetson TX2. Вычислительная эффективность алгоритма Z-GAN позволяет использовать его для предсказания трёхмерной карты сцены с частотой 20 Герц для разрешения входного изображения 256x256 пиксел и разрешения предсказываемой трёхмерной модели 128x128x128 элементов.

РЕАЛИЗАЦИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНО-ЗАГРУЗОЧНОГО МЕХАНИЗМА РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ ПЛАНИРУЮЩЕГО БОЕПРИПАСА ДЛЯ СТЕНДА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

¹Фурс И.В., ¹Алексеев А.С., ³Курников В.А.

¹МАИ, г. Москва

²АО «НПО «Базальт»

В работе представлены результаты разработки и исследования измерительно-загрузочного механизма, входящего в состав комплекса полунатурного моделирования системы управления полётом, предназначенного для имитации аэродинамических нагрузок, действующих на рулевые приводы планирующего боеприпаса в процессе полёта. В работе

представлено обоснование выбора исполнительной части измерительно-загрузочного механизма, состоящей из электродвигателя и планетарного редуктора, а также результаты конструкторской проработки механической части измерительно-загрузочного механизма и контрольных испытаний измерительно-загрузочного механизма, направленных на подтверждение заявленных характеристик.

В результате проектирования исполнительная часть измерительно-загрузочного механизма был применён модульный подход, позволяющий увеличить количество каналов до четырёх, а также производить подключение только одного электродвигателя без редуктора для испытания изделий, где требуется меньший момент нагрузки.

Для компенсации нелинейностей, вызванных применением редуктора, а также связанных с конструктивными особенностями бесколлекторных двигателей, в состав измерительно-загрузочного механизма включены датчики угла и момента.

При проведении экспериментальных исследований анализировались статические и динамические характеристики измерительно-загрузочного механизма. Были определены границы зоны непрерывной и кратковременной работы, получены ЛАФЧХ измерительно-загрузочного механизма.

По результатам работы были сформулированы рекомендации по формированию требований к нагрузителям подобного типа, а также выводы о применимости подобных нагрузителей в составе стендов полунатурного моделирования.

СПОСОБ ИДЕНТИФИКАЦИИ ОБЪЕКТОВ НЕОДНОРОДНОЙ КОРАБЕЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ПРИ ЗАЛПОВОМ ПРИМЕНЕНИИ УПРАВЛЯЕМЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ С ПОСЛЕДУЮЩИМ ЦЕЛЕРАСПРЕДЕЛЕНИЕМ

Хамаев Н.В.

АО «КТРВ», г. Королёв

Основным способом борьбы с группировками надводных кораблей является пуск группы управляемых средств поражения (УСП). Борьба с высокотехнологичным противником подразумевает противодействие с его стороны, что может выражаться в активном применении средств противовоздушной обороны, снижении эффективной отражающей поверхности кораблей, постановке активных и пассивных помех бортовым системам управления УСП, а также средствам целеуказания. В частности, наблюдается тенденция к унификации бортового радиоэлектронного оборудования современных кораблей. Это приводит к значительному усложнению задачи идентификации кораблей и ложных целей в неоднородной корабельной группировке при автономной работе УСП даже при залповом применении.

По данным из открытых источников известно, что в США разрабатывается технология Swarm – система управления «роем»/«стаей» боевых роботов. Данная технология частично имитирует принципы совместных действий группы насекомых, которые могут обмениваться информацией и выполнять общую задачу, пользуясь «коллективным разумом». Таким образом одним из способов решения данной задачи является формирование «роя»/«стаи» или выражаясь более традиционно «управляемого зипа» (УЗ). При этом под УЗ подразумевается группа УСП, которая посредством радиосети позволяет на борту каждой УСП создавать целостную картину происходящих событий и обеспечивать скоординированное взаимодействие УСП группы.

Предлагаемый способ позволяет значительно повысить вероятность идентификации объектов в неоднородной корабельной группировке и выполнить оптимальное целераспределение посредством обеспечения информационного взаимодействия УСП в полёте и согласованной выработке управляющих решений. Следует указать, работа УСП в группе предполагается децентрализованная, что даёт устойчивость к боевым потерям. Однако, должно выполняться условие по оснащению УСП системой обмена данными.

Например, в эксперименте, где УСП автономно обнаруживают корабли с вероятностью 0.75 и идентифицируют объекты с вероятностью 0.5, при применении данного способа вероятность идентификации главной цели достигла 0.9. Одновременно была исключена ситуация перекрестного движения УСП к кораблям, что снижает подлётное время и как следствие время нахождения в зоне ПВО.

Этапы работы

Формирование матрицы обнаружения

УСП группы, просканировав область вероятного положения целей, производят обмен информацией об обнаруженных объектах и формируют матрицу обнаружения объектов корабельной группы, состоящей из дискретного множества значений $\{0 - \text{не обнаружено}; 1 - \text{главная цель}; 2 - \text{второстепенная}; 3 - \text{ложная цель}\}$.

Расчёт надёжности идентификации

Для формирования параметра надёжности идентификации главной цели в группе НК необходимо выполнить следующие действия:

1. расчёт количества обнаружения объектов группы НК по типу цели среди всех УСП;
2. расчёт частоты обнаружения объектов группы НК по типу цели;
3. вычитаем из частоты обнаружения главной цели частоту определения ложных целей;
4. находим максимальный элемент вектора обнаружения главной цели и его номер;
5. производится модификация матрицы обнаруженных объектов. Если главная цель выделена, то для неё элемент матрицы обнаруженных объектов для типа 1 принимается равным 1, а остальные типы приравниваются нулю, а для всех остальных объектов НК, для которых имеют место ненулевые частоты идентификации, элементы матрицы обнаруженных объектов для типа 3 складываются с элементами для типа 1, т. е. главная цель признается ложной.

Если вдруг в составе группы НК имеются несколько главных целей, то в этом случае необходимо повторить указанную выше процедуру до нахождения в матрице обнаружения следующего максимального элемента.

6. Присваиваем идентификационные типы объектов путём модификации матрицы обнаружения.

Таким образом, для каждого объекта группы НК в матрице обнаружения ищется частота больше 0,5, и для неё соответствующий индекс считается идентифицированным типом, который проставляется по всем объектам подгруппы УСП. При наличии равных вероятностей для какого-либо объекта НК в качестве типа данной цели принимается более высокий (т. е. в базовом алгоритме для НК из типов 2 и 3 выбирается тип 2).

Целераспределение группы УСП по объектам корабельной группы

Предлагается построение целераспределения на основе минимизации суммарного расстояния между объектами систем при формировании матрицы назначения. В качестве базового метода целераспределения выбран модифицированный метод минимального элемента. Так как используется критерий минимума расстояния, то для корректной работы алгоритма целераспределения, максимизирующего эффективность, необходимо не только нормировать матрицу, но и инвертировать её ненулевые элементы в интервале $[0; 1]$.

Заключение

Указанный способ позволяет без существенного усложнения бортового комплекса управления УСП сформировать УЗ и получить следующие результаты:

- повысить вероятность идентификации объектов в группе НК на 0,2...0,4 в зависимости от количества УСП в запле;
- провести оптимальное целераспределение с учётом потерь в группе УСП, расстояний УСП-НК и в едином информационном поле;
- минимизировать время нахождения в зоне ПВО;
- повысить помехозащищённость и вероятность обнаружения.

НАПРАВЛЕНИЕ № 7

Математические методы в аэрокосмической науке и технике

РАЗРАБОТКА И АПРОБАЦИЯ МЕТОДИКИ РАСЧЁТНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФОРМ И РАЗМЕРОВ ЛЕДЯНЫХ НАРОСТОВ НА КРЫЛЕ ПЕРЕМЕННОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ

Березко М.Э.
АО «ГСС», г. Москва

Объектом исследования являются форма и размеры льдообразований на крыле с переменной стреловидностью.

Целью данной работы являются расчёт формы льда на крыле переменной стреловидности при нахождении в условиях обледенения в течение 45 минут и определение влияния этого льда на аэродинамические характеристики крыла. Моделирование проведено с помощью программного обеспечения ANSYS: Icem – генерация пространственных расчётных сеток блочно-гексагонального типа, Fluent – решение задачи внешней аэродинамики, FENSAP-ICE – расчёт параметров обледенения (коэффициент захвата, водность набегающего потока) и формы льда, Fluent Meshing – генерация начальной сетки и последующее перестроение сеточной модели при переходе на следующий временной шаг по обледенению.

Методология исследования основана на проведении численного моделирования процесса образования ледяных наростов на аэродинамической поверхности при её обтекании потоком воздуха, содержащего переохлажденные капли воды. Рассматривается два подхода численного моделирования. В первом подходе проводится расчёт при заданном полётном режиме параметров несущего течения (обтекание трёхмерной геометрии крыла), характеристик теплопередачи, параметров водности, процесса льдообразования в единой трёхмерной постановке. Во втором подходе форма льда определяется расчётом профилей характерных сечений крыла (т.е. в двумерной постановке), после чего строится аппроксимирующая поверхность ледового нароста, а затем проводится расчёт аэродинамических характеристик в трёхмерной постановке.

В результате моделирования получены формы и размеры ледяных наростов на крыле. Проведён анализ влияния льдообразований на аэродинамические характеристики крыла переменной стреловидности.

СПОСОБ ИСКЛЮЧЕНИЯ КОЛЕБАНИЙ ВИБРАЦИОННО-ЧАСТОТНОЙ ПОДСТАВКИ ИЗ ВЫХОДНОГО СИГНАЛА ТРЁХОСНОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА

Быстров Д.А., Гурлов Д.В.
ПАО «АНПП «ТЕМП-АВИА», г. Арзамас

Основной погрешностью ЛГ, обусловленной физическим принципом его функционирования, является случайный дрейф, проявляющийся вследствие эффекта синхронизации (захвата) частот встречных волн. Синхронизация частот встречных волн обусловлена обратным рассеянием светового луча на оптических зеркалах резонатора ЛГ. Метод вибрационной подставки (ВП) является одним из наиболее распространенных методов преодоления зоны «захвата» и заключается в придании оптическому резонатору лазерного гироскопа крутильных колебаний вокруг его оси чувствительности с амплитудой в несколько угловых минут [1]. Применение ВП при разработке и производстве одноосных и трёхосных лазерных гироскопов позволяет существенно уменьшить порог чувствительности, однако приводит к возникновению случайного дрейфа в выходном сигнале. Возникает задача по исключению колебаний ВП из полезного сигнала ЛГ [2].

Одним из способов исключения колебаний ВП из выходного сигнала ЛГ является применение датчика углового положения (ДУП), который позволяет формировать измерения ЛГ в моменты перехода ВП через нулевое положение. Однако при этом съём выходного сигнала датчика осуществляется 2 раза за период колебания ВП, что накладывает существенные ограничения на частоту выдачи информации ЛГ и, соответственно, делает

невозможным идентификацию высокочастотных движений объекта применения. Дополнительно при работе с оптическим ДУП существуют конструктивные сложности, связанные с юстировкой, регулировкой, калибровкой данного узла. Таким образом, исключение движения ВП из полезного сигнала лазерного гироскопа за счёт программно-алгоритмических средств, а именно цифровой обработки [3-5], является актуальной задачей.

Для реализации вычета движения ВП из полезного сигнала ТКЛ необходимо разработать алгоритм на основе цифрового фильтра, отработать его на модельных данных, после чего реализовать в микроконтроллере ТКЛ [4] и проверить по результатам натурных испытаний.

Распространённым способом удаления из сигнала одной номинальной частоты является режекторный фильтр. Однако в реальном приборе наблюдается нестабильность частоты ВП, что вызвано действием различных внешних факторов, в том числе температурными деформациями элементов подставки и нестабильностью параметров электрической схемы возбуждения. В результате в процессе функционирования прибора частота ВП меняется в пределах нескольких Гц, что приводит к многократному снижению эффективности фильтрации. Для повышения эффективности фильтрации необходимо исключать определённый диапазон (полосу) частот, в пределах которого может происходить изменение частоты ВП ТКЛ [5].

Разработан полосовой фильтр, который получен объединением передаточных функций трёх режекторных фильтров с частотами подавления равными: 1-ый – частота ВП минус 10 Гц, 2-ой – частота ВП, 3-ий – частота ВП плюс 10 Гц. Для примера частота ВП выбрана равной 490 Гц. Согласно предварительной оценке цифровой фильтр удовлетворяет предъявляемым требованиям. Глубина подавления фильтра не превышает 0,6 дБ (или 1,07152 раза) для частот полосы пропускания в диапазоне от 0 Гц до 100 Гц. Величина запаздывания в полосе пропускания практически постоянна и не превышает 0,001005 сек. Глубина подавления для частот 480 – 500 Гц составляет не менее 81 дБ (или 11220 раз).

Проверка эффективности разработанного фильтра проводилась в среде инженерных расчётов Matlab. В качестве исходных данных ВП рассматривалась математическая модель измерений ТКЛ, включающая гармоническую функцию колебаний ВП. Модель была дополнена ещё одной гармонической функцией, имитирующей внешнее угловое воздействие (например, колебательное воздействие при испытаниях на поворотном стенде). Значения амплитуды и частоты внешнего углового воздействия менялись в процессе запуска. Путём спектрального анализа смоделированных измерений ТКЛ подтверждена корректность моделирования измерений ЛГ с функционирующей ВП.

Далее проведена отработка цифрового фильтра на смоделированных измерениях ТКЛ. Введение цифрового фильтра позволило исключить колебания ВП, однако привело к модуляции выходного сигнала: временному запаздыванию фильтрованного сигнала относительно исходного (максимальное значение – 0,0012 сек.), уменьшению амплитуды на частоте 300 Гц (в ~8 раз). Данные изменения характеристик выходного сигнала соответствуют расчётным значениям, полученным по АЧХ и ФЧХ цифрового фильтра, и являются допустимыми.

Разработанный в среде Matlab полосовой фильтр колебаний ВП был сгенерирован на языке программирования «С» и реализован в микроконтроллере образца ТКЛ. Для оценки работы фильтра были проведены испытания данного образца. Датчик закреплялся на одноосной поворотной установке (ОПУ) с условием вертикального расположения оси ВП. Далее на ОПУ задавались различные гармонические воздействия с различными амплитудами и частотами. Съём информации осуществлялся с частотой дискретизации 6000 Гц.

Предлагаемый фильтр позволяет успешно исключать колебания ВП из выходного сигнала ТКЛ. По результатам исследований можно говорить, что разработанный фильтр удовлетворяет требованиям по глубине подавления – <1 дБ в полосе пропускания 100 Гц и по времени запаздывания – 0,0015 сек.

Предложенный алгоритм цифровой фильтрации движений ВП позволяет повысить эффективность применения трёхосных ЛГ в составе инерциальных навигационных систем повышенной точности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Суханов С.В. Методы и алгоритмы повышения точностных характеристик лазерного гироскопа: дис. канд. техн. наук. – Нижний Новгород, 2009. – 136 с.
2. Федоров А.Е. Инерциальный измерительный блок ИБЛ-2 на базе трёхкомпонентного лазерного гироскопа / Федоров А.Е., Пчелин В.В., Рекунов Д.А. // XIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сборник материалов. – СПб.: «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». – 2012. – С. 63-67.
3. Санеев И.В. Цифровая обработка выходного сигнала лазерного гироскопа с виброподставкой // Электронный журнал: Молодежный научно-технический вестник. – 2012. – №10.
4. Енин В.Н. Цифровой фильтр для подавления влияния вибрационной частотной подставки в выходном сигнале лазерного гироскопа / Енин В.Н., Санеев И.В. // Инженерный журнал: Наука и инновации. – 2015. – №4. – С.1-15.
5. Санеев И.В. К вопросу о выборе цифрового фильтра на выходе лазерного гироскопа в режиме измерения малых постоянных угловых скоростей // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2015. – №1. – С.1-11.

ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК РАССЕИВАНИЯ ПУЧКА БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ТРАЕКТОРИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЕРОЯТНОСТНОГО АНАЛИЗА

Васильева С.Н.
МАИ, г. Москва

Работа посвящена оценке крутового вероятного отклонения (КВО) баллистических траекторий, которое характеризует кучность концов возмущенных траекторий. Согласно [1], КВО определяется как радиус круга на поверхности Земли, в который с вероятностью 1/2 попадают концы возмущенных баллистических траекторий. Также, КВО может быть определено как квантиль уровня 1/2 случайной величины, характеризующей расстояние от точки конца траектории до точки прицеливания. Это расстояние рассчитывается как среднее геометрическое от отклонений по дальности и по боку. Отклонение по высоте обычно пренебрежимо мало.

Рассматриваемая модель учитывает лишь отклонения вектора начальной скорости. Считается, что норма вектора отклонения достаточно мала по сравнению с нормой вектора начальной скорости. В рассматриваемой модели вектор возмущения скорости моделируется как покомпонатное произведение вектора малых детерминированных параметров на вектор, компоненты которого имеют стандартное нормальное распределение с независимыми компонентами.

При рассмотрении в линейной модели вектора возмущения скорости, распределенного по нормальному закону, вектор отклонения точки падения от точки прицеливания также будет иметь нормальное распределение (двумерное). Вероятность попадания такого распределения в круг заданного радиуса вычисляется с заданной точностью [6].

В работе описан метод линеаризации. Доказано, что вместо выполнения нелинейных расчётов, основанных на применении теории Кеплера [1], можно выполнять расчёты по линеаризованной модели, по известной матрице баллистических производных.

Такой подход был обоснован в [4], и развит для практического применения в [5]. Доказано, что ошибка, возникающая при использовании линейной модели, пропорциональна евклидовой норме вектора малых случайных параметров.

В работе проведены численные расчёты для широкого диапазона начальных данных. Были произведены расчёты по нелинейной модели и по линеаризованной. При

использовании нелинейной модели, КВО определялось как выборочная квантиль уровня 1/2 для выборки объема 10^6 . Погрешность значений КВО, рассчитанных по линеаризованной модели, относительно выборочных значений КВО не превысила 1,5% для всех использованных начальных данных.

ЛИТЕРАТУРА

1. Военный энциклопедический словарь Ракетных войск стратегического назначения // гл. ред.: И.Д. Сергеев, В.Н. Яковлев, Н.Е. Соловцов и др. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1998. – 634 с.
2. Гончаренко В. И., Кан Ю. С., Травин А. А. Математическое и программное обеспечение анализа рассеивания точек падения фрагментов летательных аппаратов // Труды МАИ, 2012, №61, <http://mai.ru/upload/iblock/33c/matematicheskoe-i-programmnoe-obespechenie-analiza-rasseivaniya-tochek-padeniya-fragmentov-letatelnykh-apparatov.pdf>
3. Погорелов Д.А. Теория кеплеровых движений летательных аппаратов. – М.: Физматгиз, 1961. – 106 с.
4. Васильева С.Н., Кан Ю.С. Метод линеаризации для решения задачи квантильной оптимизации с функцией потерь, зависящей от вектора малых случайных параметров // Автоматика и телемеханика, 2017, № 7, С. 95–109.
5. Васильева С.Н., Кан Ю.С. О линеаризации модели возмущенного движения в задаче вероятностного анализа рассеивания баллистических траекторий // Труды МАИ, 2018. №99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=92015>
6. Кан Ю. С., Травин А. А., «О приближенном вычислении квантильного критерия», Автоматика и телемеханика, 2013, № 6, 57–65

СИНТЕЗ ПАРАМЕТРОВ НЕЛИНЕЙНЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Ватаева Е.Ю.

ГУАП, г. Санкт-Петербург

Синтез параметров законов управления нелинейными системами, содержащими элементы и устройства с нелинейными статическими и динамическими характеристиками, является сложной научной и инженерно-технической задачей. Этот вопрос актуален в связи с усложнением электромеханических, электроэнергетических и робототехнических систем и комплексов, разрабатываемых и внедряемых в различных областях науки и техники.

Поскольку речь идет о киберфизических системах, включающих нелинейные элементы, разработка законов управления напрямую связана с методом аппроксимации характеристик. Поскольку нет универсальных подходов к вопросу аппроксимации, для каждого конкретного случая необходимо учитывать конкретные режимы работы системы.

Как известно, кусочно-линейное приближение наиболее широко используется, но точность полученного результата не всегда достаточна для такой математической модели. Существующие методы синтеза нелинейных систем управления либо ограничены в использовании довольно узким классом систем, либо применимы только к системам, описываемым дифференциальными уравнениями низкого порядка, и ограничения также могут быть связаны с методом аппроксимации нелинейной характеристики.

Для решения этой проблемы предлагается использовать обобщенный метод Галёркина в качестве математического аппарата, который позволяет синтезировать законы управления САУ различных классов (непрерывных САУ и систем с различными типами модуляции сигнала, динамика которых описана по уравнениям как линейного, так и нелинейного произвольного высокого порядка). Кроме того, этот подход применим для нелинейных систем, содержащих произвольное количество элементов с нелинейными характеристиками. Метод показал свою эффективность в решении сложных научно-технических задач, поскольку его использовали для разработки законов управления процессами торможения колес тяжелых самолетов, крупных наземных антенных установок, электрических и электромеханических систем и комплексов, в том числе со сверхпроводящим оборудованием.

МОДЕЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ТЕРМОУПРУГОДИФфуЗИОННОГО СЛОЯ

Давыдов С.А.
МАИ, г. Москва

Развитие области технологий обработки конструкционных материалов требует разработки новых и более совершенных математических моделей воздействия различных факторов на обрабатываемый материал. Анализ математических моделей позволяет рассмотреть большее число вариантов воздействия при минимизации финансовых затрат в сложных высокотехнологических процессах.

Существует ряд подходов к созданию математических моделей. Одним из перспективных и дающих возможность наиболее точно аналитически описать широкий спектр технологических процессов является построение моделей связанных полей. Примером является модель термомехано-диффузионных процессов. Она описывает взаимодействия полей температуры, перемещения и концентраций.

Актуальность направления исследования подтверждается наличием множества работ различных учёных со всего мира.

Большинство имеющихся на сегодняшний день работ посвящены решению статических, квазистатических и стационарных задач термомехано-диффузии. Однако наибольшие как интерес, так и трудность представляют нестационарные связанные одномерные и двумерные задачи термомехано-диффузии. В этих работах решение сводится к преобразованию Лапласа по времени, обращение которого сопряжено с большими математическими трудностями. В связи с этим чаще всего в вышеперечисленных работах для перехода к оригиналам применяются численные алгоритмы и готовые пакеты вычислительной математики и механики.

В данной работе рассматривается одномерная нестационарная задача термоупругой диффузии для однородного многокомпонентного слоя. Для описания возмущений среды, распространяющихся с конечной скоростью, используется локально-равновесная модель связанной термоупругой диффузии, включающей уравнения движения упругой среды, теплопереноса и массопереноса. Приняты во внимание эффекты перекрёстной диффузии. Начальные условия приняты нулевыми.

Решение задачи, аналогично задачам, ищется в интегральной форме, представляющей собой свёртку по времени функций Грина и граничных условий. Для нахождения функций Грина используются преобразование Лапласа по времени и разложение в ряды Фурье по пространственной координате. В результате преобразований трансформанты гармоник искомых функций выражаются как рациональные дроби относительно параметра преобразования Лапласа. Их оригиналы находятся с помощью известных теорем и таблиц операционного исчисления. Такой подход позволяет свести к минимуму использование численных алгоритмов и провести анализ полученных функций Грина. Рассмотрен расчётный пример. Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект No 18-31-00437).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ ПАРАМЕТРА ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТА, ПОЛУЧЕННЫХ В ХОДЕ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Задорожний А.А.
АО «УКБП», г. Ульяновск

Для систем с высоким уровнем критичности особенно важно исключить выдачу недостоверных данных во взаимодействующие системы. Причинами недостоверных данных в системах СВС могут стать как сбои в программном обеспечении либо аппаратуре изделия, так и влияние внешних факторов, например, обледенение или засорение приёмников давлений. При этом, зачастую, одна общая причина сбоя может проявиться и в нескольких

каналах системы одновременно, что не всегда позволяет исключить её с помощью организации простого кворум-контроля между каналами системы. Для борьбы с такими видами отказа мною предлагается алгоритм, реализующий оценку параметра не только по непосредственно вычисленному значению скорости, но и по другим параметрам полёта, взаимосвязанным с ней. Такими являются зависимость приборной скорости от скоростного напора, создаваемого суммой векторов сил, действующих на ЛА и зависящих от текущего тангажа, угла атаки.

В статье приводятся результаты расчёта и моделирования алгоритма определения достоверности параметра приборной скорости на основе динамических характеристик объекта. Постановка задачи формулируется следующим образом: необходимо обеспечить проведение лётного эксперимента и последующую обработку его результатов с целью определения допустимого диапазона изменения скоростей при известном наборе данных по режиму двигателя, значениям тангажа и измеренного угла атаки. При этом задача решается штатными средствами бортового оборудования объекта, без использования дополнительных систем траекторных измерений, и данных спутниковой системы. Численное моделирование и определение корректирующих коэффициентов проводилось в САЕ-системе MathCAD.

Анализ результатов введения данного алгоритма показал, что определение достоверности может быть выполнено и при ограниченной статистике полученных динамических характеристик объекта. При использовании данных от штатных систем БИНС, СУОСО, СВС (от датчиков аэродинамических углов), а также большому числу полётов в предполагаемых условиях эксплуатации, можно ожидать снижения порогов определения достоверности до ± 60 км/ч.

СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ВООРУЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ СКРЫТНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ЦЕЛЮ

Закота А.А., Волкова А.С., Изосимов А.В.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Средства вооружения многофункционального летательного аппарата включают неуправляемое и управляемое оружие, а также радиолокационные и оптикоэлектронные обзорно-прицельные комплексы, которые используются для поражения воздушных и наземных целей.

Недостатки таких систем в том, что они не обеспечивают управление оружием в условиях скрытного наблюдения за целью.

Работа пассивных локационных станций обеспечивает высокую выживаемость в боевых условиях из-за затруднения обнаружения.

Пассивная локация не позволяет определить дальность до цели по данным сигналов только одной станции.

Проведённый анализ методов, обеспечивающих косвенное определение дальности и скорости движения целей, позволяет сделать вывод, что для определения координат цели, необходимо использовать более двух следающих станций, удалённых друг от друга на известное расстояние.

Известен кинематический метод определения дальности (КМОД), который используется только при работе с одной целью. КМОД реализует один из методов восстановления информации, вступает в действие в том случае, если нет других методов восстановления информации. Результаты моделирования КМОД показывают, что ошибка измерения дальности может варьироваться от десятков метров до нескольких километров.

Цель работы – повышение точности определения дальности и скорости движения воздушной цели в режиме её скрытного наблюдения.

Для устранения недостатка КМОД предложен способ скрытного определения параметров движения цели, суть которого заключается в получении параметров движения цели на основе решения векторных уравнений, которые связывают дальность, скорость и

пеленг истребителя-перехватчика с целью. Чтобы получить параметры, необходимые для решения уравнений, перехватчик должен выполнить определенные маневры.

Анализ результатов моделирования предлагаемого способа и алгоритмов позволяют сделать следующие выводы:

- способ обеспечивает существенно более точное вычисление дальности до цели;
- максимальная величина ошибки лежит ниже уровня разрешающей способности по дальности бортовых измерителей дальности.

Предложенные алгоритмы определения дальности и скорости движения цели апробированы на полунатурном комплексе. При проведении испытаний было установлено, что предложенный способ и алгоритмы работоспособны. Практические расчёты по определению дальности до цели и её скорости показывают, что при рациональном подборе опорного элемента на каждом шаге влияние инструментальных погрешностей позволяют в значительной степени снизить ошибки прицеливания.

РАСЧЁТ БЕЗОПАСНЫХ РЕЖИМОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ БОЕВОГО САМОЛЁТА С НЕСИММЕТРИЧНО РАЗМЕЩЕННЫМ ВООРУЖЕНИЕМ ПРИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ КРЕНА

Макаров И.К.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

Актуальность работы. Анализ современного состояния и перспектив развития самолётов оперативно-тактической авиации позволяет утверждать, что их боевые возможности во многом определяются способностью транспортировать и применять большой арсенал авиационных средств поражения, размещаемых на внешних подкрыльевых узлах подвески, а также энергично маневрировать в широком диапазоне высот и скоростей полёта с большими скоростями крена. При этом возможно несимметричное размещение внешних подвесок.

Применительно к самолётам с выпянутым эллипсом инерции в продольном направлении, наличие характерной для них существенной взаимосвязи продольной и боковой форм движения, а также ухудшение путевой статической устойчивости при сверхзвуковых скоростях полёта привело к необходимости наложения ограничений на скорость крена, выход за которые может привести к попаданию в режим аэроинерционного вращения. Ограничения носят жёсткий релейный характер в функции высоты полёта и не учитывают наличие, положение и тип внешних подвесок. Обязанности по выдерживанию ограничений возложены на экипаж. В настоящее время комплексная электродистанционная система управления, позволяет реализовать гибкий алгоритм функционирования ограничителя, что делает необходимым обоснование безопасных режимов эксплуатации самолёта при больших скоростях крена.

Аэроинерционное вращение является критическим режимом полёта и сопровождается быстрым, несоответствующим отклонению органов управления возрастанием скорости крена, углов атаки и скольжения, нормальной и боковой перегрузок. Характер развития аэроинерционного вращения при несимметричном размещении внешних подвесок при вращении с положительной и отрицательной скоростями крена существенно различается.

В сложившейся практике исследование аэроинерционного вращения проводится по методике, изложенной в руководстве для конструкторов по проектированию самолётов, и включает расчётный анализ, моделирование и лётные испытания. Расчётный анализ позволяет выявить области высот и скоростей полёта, в пределах которых возникает аэроинерционное вращение. Однако такая методика не учитывает влияние несимметричных внешних подвесок на аэродинамические характеристики самолёта с упругим крылом, консоли которого подвержены деформациям, а, следовательно, не даёт возможность получить достоверные результаты при моделировании динамики полёта самолёта.

Одним из важнейших факторов, влияющих на аэродинамические характеристики самолёта с несимметричной внешней подвеской, является деформация консоли крыла,

и её интерференционное взаимодействие с внешней подвеской. При сверхзвуковых скоростях полёта интерференция характеризуется сложной системой скачков уплотнения, конфигурация которых зависит от режима полёта, положения внешней подвески под крылом и её типа.

Результаты проведённого анализа позволяют сделать вывод о наличии противоречия в научном плане между необходимостью достоверного выявления областей высот и сверхзвуковых скоростей полёта, в пределах которых отсутствуют условия для возникновения аэроинерционного вращения, а, следовательно, обеспечиваются безопасные режимы эксплуатации боевого самолёта с несимметричными внешними подвесками при больших скоростях крена на сверхзвуковых скоростях полёта и недостаточными возможностями существующих методик расчёта аэродинамических характеристик и моделей динамики полёта, в которых не учитывается влияние деформации консоли крыла на аэродинамические характеристики самолёта-носителя с несимметричными внешними подвесками.

Указанное противоречие и необходимость его разрешения обуславливают актуальность работы, цель которой заключается в обосновании безопасных режимов эксплуатации боевого самолёта с несимметричными внешними подвесками при больших скоростях крена на основе выявления областей высот и сверхзвуковых скоростей полёта, в пределах которых отсутствуют условия для возникновения аэроинерционного вращения.

Достижение поставленной цели обеспечивается решением научной задачи, заключающейся в разработке методики расчёта аэродинамических характеристик боевого самолёта с несимметричными внешними подвесками при сверхзвуковых скоростях полёта и разработке математической модели динамики его полёта при больших скоростях крена для выявления областей высот и сверхзвуковых скоростей полёта, в пределах которых отсутствуют условия для возникновения аэроинерционного вращения, а, следовательно, обеспечиваются безопасные режимы эксплуатации.

Объект исследования – боевой самолёт с несимметричными внешними подвесками.

Предмет исследования – безопасные режимы эксплуатации боевого самолёта с несимметричными внешними подвесками при больших скоростях крена.

Основные научные результаты:

1. методика расчёта аэродинамических характеристик боевого самолёта с несимметричными внешними подвесками на сверхзвуковых скоростях, учитывающая деформации консоли крыла;
2. математическая модель динамики полёта боевого самолёта с несимметричными внешними подвесками при больших скоростях крена, учитывающая деформации консоли крыла;
3. безопасные режимы эксплуатации самолёта оперативно-тактической авиации с несимметричными внешними подвесками при больших скоростях крена и рекомендации по их реализации.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ НЕЙРОСЕТЕЙ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ИЗДЕЛИЙ

Милованов А.Г.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

В настоящее время большое место в процессе определения технического состояния уделяют не только контролю текущего состояния, но и прогнозу технического состояния изделия на ближайший период времени. Для решения данной задачи могут применяться разнообразнейшие алгоритмы, основанные на различных программных средствах.

Одним из вариантов решения задачи прогнозирования является экстраполяция данных, при которой происходит наблюдение за развитием тренда с помощью экстраполяции функции порядка n – степень полинома, наиболее полно описывающего тренд развития контролируемого параметра. В данном случае степень выбирается на основе критерия

минимума дисперсии между значениями выборки и значениями, полученными на этапе интерполяции данных с помощью полиномов. В результате реализации алгоритма, выполняется анализ всех имеющихся в распоряжении объектов и определяется какой степени аппроксимирующего полинома соответствует данная зависимость. Представленные результаты с достаточной степенью достоверности описываются полиномом 2-й степени с помощью метода наименьших квадратов, что возможно применять в моделях деградации параметра абсолютно всех эксплуатируемых устройств.

Другой путь решения задачи прогнозирования заключается в применении нейронных сетей с возможностью воспроизведения сложных нелинейных зависимостей, с высоким быстродействием, с потенциально высокой помехо- и отказоустойчивостью, возможность решения плохо формализуемых задач. Необходимо чтобы нейронная сеть, имела N количество входов, где N – число предыдущих значений, учитываемых при проведении прогноза, и 1 выход с целью получения значения на ближайший временной отсчёт. Перед применением нейронной сети необходимо произвести процесс обучения. Для этого из статистических значений, полученных при обслуживании изделий, необходимо сформировать массив, предназначенный для создания:

- обучающей выборки для тренировки нейронной сети (процесс адаптации активационных функций нейронов скрытого слоя, а также адаптации весовых коэффициентов нейронных связей);

- тестовой выборки для оценки полученных результатов в процессе обучения;

- контрольной выборки, предназначенной для проверки качества обучения сети.

Обычно статистика делится на 3 части из расчёта 70%, 15% и 15%, на которые приходится соответствующие им выборки. Однако, пользователь может самостоятельно изменить соотношение с целью либо увеличения качества обучения, увеличив обучающую выборку, либо повысить число тестовых выборок с целью увеличения точности полученной информации об оценке значений, выдаваемых сетью.

Перед началом деления выборки на части необходимо привести имеющиеся данные к удобному, для использования в процессе обучения, виду. Нейронная сеть будет давать более точное значение при большом количестве отсчётов.

Таким образом получив массив данных Y размерностью $i \times j$, где i – число отсчётов, j – число объектов, имеется возможность провести интерполяцию данных и увеличить число значений в массиве до необходимого числа отсчётов. При использовании интерполирования данных с шагом 0,1 вместо 1, будет получен массив A другой размерности z, j , что позволит более точно выявить тренд развития контролируемых параметров.

На следующем этапе выбирается 70% данного массива для формирования обучающей выборки примеров для нейросети. Оставшаяся часть делится пополам для формирования тестовой и контрольной выборок.

Сама нейронная сеть может иметь различную архитектуру. Однако была избрана архитектура NARX, т.е. нелинейная авторегрессия с внешним входом, т.к. она обеспечивает анализ текущих значений с учётом предыдущих и обладает свойством «памяти».

Результатом процесса обучения является график распределения ошибок вычисления прогноза. По графику распределения ошибок, основываясь на их математическом ожидании, можно судить о сходимости результатов. Обучение сети не всегда заканчивается успешно и данные, получаемые при прогнозировании состояния, могут отличаться от тех, которые ожидаются. По этой причине производится проверка оптимальности обучения сети путём проверки данных прогноза «назад». Если сеть даёт приемлемые отклонения при данной проверке, то можно полагаться на её прогноз.

Для повышения точности необходимо использовать несколько нейронных сетей, обученных на решение той же самой задачи, так как нейронная сеть способна давать экспертную оценку состояния, обобщая зависимости, возникающие в ходе эксплуатации объекта. Например, при применении 4 обученных нейронных сети, конечным результатом прогноза считается результат прогноза той сети, которая даёт минимальную ошибку прогноза на последнем отсчёте выборки.

В заключение можно сказать что к списку достоинств нейронных сетей относятся: возможность воспроизведения сложных нелинейных зависимостей, высокое быстродействие (особенно в случае их аппаратной реализации с использованием преимуществ массовой параллельной обработки), возможность решения плохо формализуемых задач (кластерный анализ, идентификация и т. п.). Нейронная сеть обучается на конкретных экспериментальных данных, полученных в ходе испытаний, она не содержит извне заложенных математических моделей, адекватно описывающей сложные физические процессы. Используя нелинейные принципы формирования выводов, они моделируют рассуждения экспертов в рассматриваемой проблемной области. В качестве недостатка можно отметить ограниченность применения нейросетевых технологий, позволяющих найти только субоптимальные решения, в случаях, когда необходимо объяснить причину принятия решения.

ВИРТУАЛЬНЫЙ СТЕНД СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Назарова А.А.

ПАО «Компания «Сухой», г. Москва

Представлено описание и результаты экспериментов и расчётов в ПП Логос для системы пожаротушения летательных аппаратов (СПТ ЛА).

Наиболее пожароопасными местами на самолёте являются отсеки силовых установок (СУ), отсеки вспомогательных силовых установок (ВСУ) и отсеки, где размещены энергетические или обогревательные установки, работающие на топливе.

Для отсеков силовых установок используются объёмные способы тушения, т.к. их можно реализовать в ограниченном объёме. Для объёмного тушения необходимы такие огнегасительные вещества (ОВГ), которые могут распределяться в атмосфере защищаемого объёма и создавать в каждом его элементе огнегасительную концентрацию. В качестве таких веществ применяют инертные газовые разбавители, хладоны (галоны), аэрозольные огнетушащие составы, комбинированные составы на основе хладонов.

Для мотоотсека изделия С-70Б, а также отсека ВСУ изделия Су-35 и мотоотсека изделия Т-50, устанавливаются системы пожаротушения, каждая из которых состоит из огнетушителя, заряженного хладоном 114В2, систем подводящих трубопроводов и распределительных коллекторов. Распределительные коллекторы позволяют создать огнегасительную концентрацию хладагона непосредственно в потоке охлаждающего воздуха, для создания равномерного распределения огнегасительного вещества по всему объёму отсеков.

Определение гидравлических характеристик производится непосредственно в СПТ при проведении гидравлических испытаний на соответствующих стендах. Однако, оценить указанные параметры возможно не только на стендах, но также при помощи математического моделирования, которое даёт возможность дополнительно расширить перечень определяемых физических величин (давление в любой точке системы, давление около распылительных отверстий, что может влиять на характеристики распыления хладагона, массовый расход хладагона в каждом отверстии).

В филиале ПАО «Компания «Сухой» практикуется использование отечественного программного продукта (ПП) Логос. Моделирование работы СПТ в ПП Логос, при получении удовлетворительных результатов расчётов, позволит сократить стендовую базу.

Основной целью работы являлась разработка виртуального стенда СПТ ЛА на базе ПП Логос, для выполнения нестационарных расчётов истечения хладагона из СПТ в отсеки ЛА, для получения значений давлений в СПТ, массового расхода хладагона, а также расчёта концентрации огнегасительного вещества в отсеках ЛА для определения эффективности СПТ.

К СПТ, согласно РИАТ [1], предъявляются следующие требования:

- минимально допустимое значение давлений P_{min} в коллекторах, необходимое для качественного распыла хладагона, должно быть не менее 5 кгс/см²;
- необходимое время поддержания огнегасительной концентрации в отсеке, более 0.5 кг/м³, составляет от 2 до 3 с.

В процессе моделирования работы СПТ в ПП Логос изменялись настройки решателя, с целью подбора параметров, обеспечивающих достаточную устойчивость и точность расчёта.

В ПП Логос выполнялось решение системы уравнений Навье-Стокса в трёхмерной постановке на основе принципа расщепления неизвестных, замкнутая в правой части моделью турбулентности k-omega SST. Общей чертой такого метода является формулировка разностной схемы относительно приращений неизвестных и решения уравнения Пуассона для поправки давления. Такой тип решения предназначен для расчёта несжимаемых и слабосжимаемых вязких турбулентных течений, течений в пористых областях, расчёта задач сопряженного теплообмена, а также моделирования движения системы несмешивающихся жидкостей.

Для разделённого счётного модуля Логос-Аэрогидродинамика для решения задач использовалась модель VOF (VolumeOfFluid) – модель многофазности течения.

В расчёте концентрации ОГВ, моделировалось течение огнегасительной смеси (ОГС) из распылительных отверстий коллекторов СПТ. Параметры смеси газов определены по уравнению состояния идеального газа.

Решение проводилось в нестационарной постановке.

При разработке методики создания виртуальных стендов СПТ в ПП Логос выполнены валидационные исследования:

- созданы дискретная и расчётная модели СПТ;
- в ПП Логос выполнены нестационарные расчёты истечения двухфазной смеси из огнетушителя по системе трубопроводов через распылительные отверстия коллекторов СПТ (для отсека ВСУ изделия Су-35, а также мотоотсека изделия Т-50);
- произведен выбор рациональных настроек модели виртуального стенда;
- результаты расчёта давлений в ПП Логос для СПТ изделий Су-35 и Т-50 соответствуют требованиям, предъявляемым к СПТ, а также согласуются с результатами гидравлических испытаний в допустимых для инженерной практики пределах;
- определен массовый расход ОГВ;
- на основе полученных результатов в ПП Логос выполнен нестационарный расчёт концентрации хладагона в мотоотсеке изделия Т-50;
- результаты расчёта концентрации ОГВ в мотоотсеке сравнивались с экспериментальными данными. Результаты расчёта, как и результаты эксперимента, показывают достаточную концентрацию ОГВ для признания системы эффективной, т.к. время поддержания огнегасительной концентрации хладагона в области мотоотсека, составляет более 2 с.

Таким образом, разработан виртуальный стенд СПТ ЛА на базе ПП Логос, решающий комплексную задачу истечения ОГВ из СПТ в отсек ЛА, для оценки эффективности СПТ.

При использовании виртуального стенда СПТ ЛА, для выполнения нестационарных расчётов истечения хладагона из СПТ мотоотсека изделия С-70Б, получены значения давлений в СПТ, массовый расход хладагона, а также рассчитана огнегасительная концентрация хладагона в отсеках.

На основе виртуального стенда СПТ ЛА получено подтверждение соответствия СПТ требованиям, предъявляемым к СПТ изделия С-70Б.

Виртуальный стенд СПТ ЛА, разработанный на базе ПП Логос, можно использовать для расчётов истечения огнегасительного вещества из СПТ и эффективности тушения очагов пожара в отсеках новых опытных изделий.

МОДИФИКАЦИЯ ЗАМКОВ ФИКСАЦИИ И ОПТИМИЗАЦИЯ ГРУЗОВОЙ РАМПЫ САМОЛЁТА

Фархутдинова Т.Р.

Самарский университет, СФ КБ ПАО «Туполев», г. Самара

В проведённом исследовании с использованием исходных данных по самолёту Ан-26 и современных систем автоматизированного проектирования: NX и Femap with NX Nastran компании Siemens PLM Software, универсальной программной системы конечно-элементного (МКЭ) анализа ANSYS, смоделирована грузовая раampa. В итоге составлен оптимальный алгоритм расчёта модели с многоопорным креплением, когда ручной расчёт по раскрытию статической неопределённости получается слишком трудоёмким. Проведена оптимизация элементов конструкции при помощи программ и скриптов, составленных кафедрой КиПЛА Самарского университета.

Цели исследования – выбрать КСС, провести конечно-элементный анализ, провести топологическую оптимизацию, выбрать способ оптимального расчёта количества замков и кронштейнов фиксации, облегчить конструкцию, рассчитать детали.

Моделирование тела рампы для расчёта в ANSYS для топологической оптимизации проведено в NX. Анализ результатов и использованный статистический опыт в авиастроении позволили определиться с КСС рампы и построить несколько вариантов поверхностной модели в программе NX.

Поверхностные модели нескольких вариантов КСС рампы загрузила в программу Femap with NX Nastran, построила конечно-элементную сетку, задавалась свойствами, материалами и проанализировала при помощи статического прочностного анализа работу агрегата для различных случаев и окончательно определилась с КСС.

Исследовано, какое количество и положение боковых замков наиболее выгодно использовать в конструкции. За достаточно небольшой промежуток времени Femap проанализировала огромное множество всевозможных вариантов, свела данные в таблицы, опираясь на ограничения, поставленные в требованиях к конструкции по прочности, по перемещениям контура рампы. При помощи дополнительных скриптов для расчёта силового фактора G_factor , разработанных на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского университета также проанализировала наиболее выгодные случаи крепления.

МЕТОДИКА ИДЕНТИФИКАЦИИ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ ПО СПЕКТРОФОТОМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ НА ОСНОВЕ ФАКТОРНОГО АНАЛИЗА

Федоренко Д.С.

ВКА им. А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Основное внимание при проведении космических исследований уделяется идентификации объектов на околоземной орбите. В настоящее время в ходе астрономических наблюдений высокоорбитальных ИСЗ их идентификация производится по результатам анализа как координатной, так и некоординатной информации. Для этого можно использовать соответственно угловые координаты наблюдаемых объектов, по которым рассчитывают элементы орбит, а также фотометрические кривые блеска, которые дают примерное представление о размере и форме объекта. Использование оптических изображений и радиолокационных портретов как дополнительных источников информации для проведения классификации высокоорбитальных ИСЗ не рассматривается, так как возможность их получения ограничена низким космосом. Поэтому на данный момент основным видом некоординатных измерений по высокоорбитальным ИСЗ являются именно фотометрические кривые блеска. Их достоинство заключается в простоте получения и обработки, отсутствии ограничений по дальности. Однако в процессе фотометрирования ИСЗ измеряется лишь один параметр – интегральный блеск, который не обладает

достаточной различимостью. Соответственно, остаётся открытым вопрос – как определить тип ИСЗ, так как различные объекты, сопоставимые по размерам, будут схожи по блеску. Кроме того, возможна ситуация, когда под легендой запуска одного ИСЗ на орбиту может быть выведен другой, близкий по блеску к заявленному.

Сложившуюся проблемную ситуацию может разрешить спектрофотометрическая информация, которая давно используется астрономами для изучения разнообразных объектов (галактик, туманностей, звезд, астероидов, комет и т.д.), однако её применение для идентификации ИСЗ имеет ряд характерных особенностей и до сих пор не осуществляется ввиду отсутствия четко выстроенного и систематизированного научно-методического аппарата. В данной работе рассмотрены постановка и решение задачи идентификации высокоорбитальных ИСЗ по спектрофотометрической информации в условиях параметрической априорной неопределённости их спектральных характеристик. Предложено осуществлять идентификацию высокоорбитальных ИСЗ по результатам регистрации k спектров отражения, получаемых ПЗС-спектрофотометром, вычисления собственных векторов и собственных чисел выборочной матрицы спектральной плотности мощности. Это позволяет в совокупности с траекторными и фотометрическими параметрами повысить точность идентификации ИСЗ на 14–20%.

Разработан адаптивный алгоритм вычисления оценок собственных чисел и собственных векторов выборочной матрицы спектральных плотностей мощности, основанный на методе расширенного пространства оценивания и решении многомерного регрессионного уравнения с помощью рекуррентной процедуры стохастической аппроксимации. Процедура обеспечивает сходимость оценок собственных чисел и собственных векторов к истинным значениям в среднеквадратическом.

Кроме того, предложено выполнять оценку числа главных факторов в соответствии с критерием Хартли, который предполагает выделение и группировку больших по величине собственных чисел выборочной матрицы спектральных плотностей путём их сравнения с соответствующим порогом. Число больших по величине собственных чисел, превысивших порог, определяет количество материалов и покрытий, присутствующих на борту ИСЗ и, соответственно, формирующих спектр его отражения. Идентификация высокоорбитальных ИСЗ выполняется на основе предложенного алгоритма многоальтернативного обнаружения.

РЕШЕНИЕ КОМПЛЕКСА ЗАДАЧ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ННПУ ОБ. Т-50

Чуркин А.Р.

ПАО «Компания «Сухой», г. Москва

На современных фронтовых истребителях одним из видов вооружения являются авиационные пушечные установки (ПУ). Тактические характеристики ПУ обеспечивают высокую вероятность поражения малоразмерных одиночных целей.

Безопасность применения ПУ на борту фронтового истребителя зависит от системы питания патронами, отведения стрелянных гильз и звеньев патронной ленты, а также отведения и воздействия пороховых газов на элементы конструкции.

Необходимость обеспечения безопасности использования ПУ привела к созданию комплекса испытаний, позволяющих оценить и отработать влияние штатных и нештатных условий её применения на отдельные элементы конструкции носителя. В комплекс входят наземные стендовые и лётные испытания, которым предшествуют предварительные расчётные работы.

Стендовые испытания проводятся в сильно ограниченных условиях по высоте (только $H = 0$ м) и по числу Маха ($M = 0$), отсутствие маневрирования, а измерение физических величин сильно ограничено возможностями датчиков и измерительных систем, также велики материальные затраты.

Лётные испытания наиболее приближены к реальным боевым условиям и позволяют получить наиболее достоверные данные. Материальные затраты на такой вид испытаний весьма значительны по причине установки дополнительных датчиков, стоимости подготовки и сопровождения. Кроме того, лётный состав подвергается опасности. Лётные испытания сильно ограничены по количеству измеряемых параметров, времени отклика датчиков.

Рассмотренные недостатки двух видов испытаний могут быть в значительной степени устранены посредством математического моделирования, а число натурных испытаний сокращено до минимума.

В зарубежной практике методы математического моделирования играют значительную роль при создании авиационных комплексов. Они позволяют сокращать сроки и стоимость разработки изделий, расширять спектр исследуемых режимов работы. Методы математического моделирования применяются как на ранних этапах проектирования, так и на этапе сертификационных испытаний.

В «ОКБ Сухого» для решения промышленных задач аэродинамики, газовой гидродинамики, теплообмена, прочности уже в течении 8 лет применяется отечественный программный комплекс инженерного анализа и суперкомпьютерного моделирования ЛОГОС. Накопленный опыт позволяет с достаточным уровнем достоверности проводить численное моделирование ряда задач, в рамках которых определяется безопасность применения ПУ на борту разрабатываемых летательных аппаратов.

Целью настоящей работы является решение комплекса задач для обеспечения функционирования и безопасности применения ННПУ об. Т-50, в состав которого входят:

1. моделирование газодинамической нагрузки на гильзоотвод от воздействия пороховых газов;
 2. расчёт напряженно-деформированного состояния гильзоотвода с различными точками закрепления под воздействием гильзы;
 3. расчёт траектории отделения гильзы;
 4. моделирование наполнения звеньесборника.
- Газодинамическое воздействие на отсек ННПУ

При стрельбе из ПУ часть пороховых газов через казенный срез проникает в отсек ПУ. Пороховые газы, выходящие из казенного среза в отсек ПУ, обладают большой кинетической энергией и способны привести к нарушениям функционирования систем и агрегатов летательного аппарата и ПУ.

В данной работе оценивается динамическое воздействие пороховых газов, выходящих из казенного среза, на конструкцию гильзоотвода.

В результате расчётов получены картины распределения давления пороховых газов в зависимости от времени.

Проведено сравнение интенсивности динамического воздействия пороховых газов на гильзоотвод с ударным воздействием гильзы при прохождении по гильзоотводу. Пиковое значение модуля силы от пороховых газов составило около 2% от величины модуля силы, полученной при ударном воздействии гильзы.

Выведение стрелянных гильз

Задача отделения стрелянной гильзы разделена на два этапа:

- решение задачи моделирования динамической прочности в условиях ударного воздействия гильзы на гильзоотвод;
- полученные кинематические параметры гильзы используются в качестве исходных данных на втором этапе – аэродинамический расчёт отделения гильзы от носителя.

Задача прохождения гильзы по гильзоотводу

Гильзоотвод должен обеспечивать надёжный и безопасный отвод стрелянных гильз за пределы носителя. Гильзоотвод представляет собой трубчатую сварную конструкцию, выполненную из стали, с фланцами и кронштейнами крепления, с помощью которых он крепится к конструкции носителя.

В данной работе исследовалось влияние различных точек входа гильзы в гильзоотвод на выходные кинематические параметры гильзы; проводилось сравнение НДС

и динамического воздействия на узлы крепления двух конфигураций гильзоотвода после прохождения одной гильзы: базовой конструкции и новой конструкции с измененной схемой крепления к носителю.

Изменение точки входа гильзы не приводит к существенным изменениям кинематических параметров гильзы.

Полученные напряжения в точке первого контакта гильзы в старой и новой конфигурациях гильзоотвода превышают предел текучести, но не превышают предел прочности материала.

Задача отделения гильзы от носителя

На основании полученных кинематических параметров гильзы на выходе из гильзоотвода (из расчёта динамической прочности) посредством ПК ЛОГОС решена аэродинамическая задача отделения гильзы.

При расчёте использована технология наложения расчётных сеток – «Химера».

По результатам расчётов построены траектории отделения гильзы от носителя.

Выведение звеньев патронной ленты

Отвод звеньев от пушки осуществляется через звеньеотвод в звеньеесборник. Звеньеесборник представляет собой отсек в силовой конструкции самолёта, расположенный непосредственно под ПУ и отделенный от пушечного отсека экраном.

В данной работе исследуется заполняемость звеньеесборника, без учёта прохождения звена по звеньеотводу.

В результате расчёта получено распределение всех звеньев патронной ленты в звеньеесборнике.

Выводы:

- пороховые газы оказывают незначительную динамическую нагрузку на гильзоотвод, по сравнению с нагрузкой от выводимой гильзы, вследствие чего газодинамической составляющей нагрузки в расчётах можно пренебречь;

- варьирование входными точками гильзы в гильзоотвод, а также изменение геометрии кронштейна гильзоотвода не приводит к значительным изменениям выходных кинематических параметров гильзы;

- моделирование новой конфигурации гильзоотвода показало уменьшение на 30-40% перерезывающих сил в болтах, соединяющих гильзоотвод и кронштейн относительно базовой конфигурации;

- на основании построенных траекторий полёта гильзы, подтверждено безопасное отделение гильзы от носителя;

- заполнение звеньеесборника осуществляется равномерно по объёму, заклинивания звеньев на входе в отсек не наблюдается. Объёма звеньеесборника достаточно для размещения в нём всех звеньев патронной ленты. Анализ распределения звеньев позволяет сделать вывод о возможности сокращения объёма отсека на 15-20%.

НАПРАВЛЕНИЕ № 8

**Новые материалы
и производственные
технологии в области
авиационной
и ракетно-
космической техники**



в составе
ОАК

ПАО «КОРПОРАЦИЯ «ИРКУТ»

ПАО «Корпорация «Иркут» – вертикально-интегрированное предприятие, обеспечивающее полный цикл работ по проектированию, испытаниям, производству, маркетингу, реализации и послепродажному обслуживанию авиационной техники военного и гражданского назначения.

Актуальные вакансии размещены на официальном сайте Корпорации: www.irkut.com. Резюме и вопросы можно направлять по электронной почте: resume@irkut.com

Существует возможность прохождения практики студентами технических специальностей в Инженерном центре. Резюме и вопросы можно направлять по электронной почте: hr.tl@irkut.com

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОРИСТОСТИ СРЕДЫ НА ЭФФЕКТИВНЫЙ МОДУЛЬ УПРУГОСТИ

Андрейко О.С.

АО «НПЦ «Полнос», г. Томск

Пористые материалы широко применяются в различных областях науки и техники, например, пористые материалы, применяются в авиационной и ракетно-космической бортовой аппаратуре. Учитывая широкую область применения пористых материалов, изучение их механических свойств с различными структурными параметрами, в частности величиной пористости и объёмным соотношением пор по размерам, важно как для фундаментальной науки, так и для практического применения.

На основе анализа корреляционных характеристик локально-упругих свойств модельного пористого материала решена задача определения локально-представительного объёма при разных параметрах пористости. Для анализа дисперсности пор рассматривались модельные пористые структуры с объёмным содержанием 55 % и бимодальной системой пор. В пределах представительного объёма выбирались случайно 300 точек, в которых исследовались локальные упругие свойства. Для определения этих свойств каждая точка на мезоскопическом уровне представлена малым фрагментом модельной структуры пористой среды мезообъёмом с характерной для него геометрией структуры пор. Для оценки упругих свойств каждого объёма проводилось численное моделирование его механического поведения в условиях одноосного нагружения. Расчёт упругих свойств каждого такого мезообъёма проводился методом конечных элементов с использованием техники расчёта параметров напряжённо-деформированного состояния на мезоуровне и их осреднения. Обнаружено, что соотношение между содержанием крупных и мелких пор в дисперсно-пористой среде играет важную роль. Установлена зависимость эффективного модуля упругости от доли крупных пор.

Разработанная математическая модель позволяет прогнозировать свойства и механическое поведение пористых материалов, используемых для элементов бортовой аппаратуры в процессе изготовления и эксплуатации.

ВЫБОР ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСНОВНЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КРЫЛА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Барановски С.В.

МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

Широкому спектру требований, таких как аэродинамика, прочность, устойчивость, возможность изготовления, цена и множества прочих накладывает ограничения на различные авиационные конструкции, их геометрический облик и процесс проектирования. Однако в виду ограниченности методов и способов проектирования, а также изготовления, распределение материала в изделиях зачастую нерационально и не оптимально. С развитием техники и технологий при помощи новейших систем автоматизированного проектирования и методов математического моделирования стало возможным создание ранее недоступных структур, деталей и конструкций сложной уникальной формы, рассчитанных. К ним относится топологическая оптимизация (ТО), которая расширяет границы проектирования и даёт возможность получить значительный выигрыш в весе при обеспечении остальных необходимых характеристик будущего изделия.

Целью работы является снижение массы конструкции крыла из полимерных композиционных материалов при обеспечении максимальной несущей способности.

В качестве объекта исследования рассматривалось стреловидное крыло, с несимметричным аэродинамическим профилем, с размахом 35 м среднемагистрального пассажирского авиалайнера. Геометрическая модель представляла собой обшивки, образующие теоретическую поверхность крыла и конструктивно-силовую схему (КСС)

кессона: два лонжерона, пятнадцать нервюр, одиннадцать стрингеров (для каждой обшивки). КСС носовой и хвостовой частей крыла не учитывались. Корневая и концевая хорды – 6 и 1.3 м, соответственно.

В качестве нагрузок были выбраны:

- аэродинамическое сопротивление в зависимости от угла атаки;
- вес двигателя (2400 кг, распределённый по объёму);
- вес приводов механизации крыла (по 20 кг каждый, с учётом жидкости гидравлической системы);
- собственный вес конструкции кессона.

Расчёты проводились для крейсерского режима полёта со скоростью 242 м/с, на высоте 11500 м. Выбраны три основных угла атаки: 0° , $+11^\circ$, -7° .

Рассмотрены несколько расчётных моделей, как из изотропного материала (алюминиевый сплав), так и из анизотропного (утепластик).

Для изотропного крыла: критерием оптимизации считается минимизация массы конструкции крыла, причём объём оставшегося материала не должен быть меньше 25% от исходного. Критерием останова считалась разница между значениями целевой функции в течение двух итераций, не превышающая 0.1 %.

При выборе геометрических параметров крыла из ПКМ минимизировалась масса конструкции. В качестве ограничений выбраны максимально допустимые величины перемещений в концевой части крыла в зависимости от угла атаки и коэффициент запаса прочности конструкции (по напряжениям, деформациям и критерию Цзя–Ву). Критерием останова также считалась разница между значениями целевой функции в течение двух итераций не превышающая 0,1 %.

Определено, что для вариантов с наибольшим числом слоёв различной укладки, вес конструкции наименьший, что связано с анизотропией свойств материала. Нагруженные зоны удаётся усилить локально, слоями с небольшой площадью, в то время как при стандартной квазиизотропной укладке необходим пакет слоёв максимальной толщины по всему крылу. В итоге масса конструкции снижается. Однако, для осуществления такой выкладки потребуются большее время и трудозатраты.

Установлено, что границы зон сохранённого материала криволинейные. Следовательно, логично предположить, что замена используемых в настоящее время прямолинейных плоских силовых элементов криволинейными может повлиять на массово-прочностные характеристики крыла, особенно изготовленного из ПКМ – материала, обладающего выраженной анизотропией свойств. Полученные данные будут использоваться при моделировании нестандартных силовых элементов криволинейной формы.

В результате оптимизации конструкции крыла и силового кессона под действием эксплуатационных нагрузок при нескольких углах атаки получены и проанализированы:

- распределения материала по объёму крыла из изотропного материала и отдельным силовым элементам;
- геометрические характеристики элементов крыла из ПКМ с укладками отличными от квазиизотропных с различным шагом ориентации слоёв;
- наиболее нагруженные зоны конструкции;
- геометрическая форма зон усиления элементов конструкции.

Использование укладок с большим количеством слоёв разной ориентации позволяет снизить массу готового изделия за счёт адаптации схемы армирования к действующим нагрузкам при сохранении величин перемещений конструкции, но может усложнить технологию изготовления.

Полученные данные и геометрические модели будут использованы при моделировании нестандартных силовых элементов криволинейной формы.

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

АНАЛИЗ СПОСОБОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ РАЗНОНАПРАВЛЕННЫХ ВНУТРЕННИХ ВИНТОВЫХ ПАЗОВ ТРУБНЫХ КОРПУСНЫХ ДЕТАЛЕЙ И ВЫБОР ИНСТРУМЕНТА ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

Вахрушев К.С.

АО «Ижевский мотозавод «Аксион-холдинг», ИжГТУ им. М. Т. Калашникова,
г. Ижевск

Рассматривается возможность интенсификации процесса изготовления разнонаправленных внутренних винтовых пазов трубных корпусных деталей, используемых в аэрокосмической и ракетной технике и испытывающих многократные нагрузки в период эксплуатации. К ним относятся корпуса стоек шасси, направляющие в катапультах и пусковых установках для запуска беспилотных летательных аппаратов. К этому же классу изделий относятся стволы с внутренними нарезками в стрелково-пушечном вооружении, а также корпуса боеприпасов, имеющих внутренние ослабляющие пазы в виде винтовой насечки. Для выбора наиболее рационального и эффективного способа изготовления применён функционально-структурный анализ используемого оборудования для изготовления внутренних винтовых пазов трубных корпусных деталей, с помощью которого выявлены закономерности технологического процесса, исходя из анализа оборудования, такого как: токарные и фрезерные обрабатывающие центры, лазерно-плавильные установки, гидравлические прессы, позволяющие проводить формообразование поверхностей путём механической, пластической или термической обработки.

Выявленный способ обработки, оборудования и, как следствие, применяемый инструмент, являются наименее затратным и наиболее эффективным для выполнения необходимых технических требований, предъявляемых к разнонаправленным внутренним винтовым пазам трубных корпусных деталей. Данным способом является штамповка в обкатывающем инструменте, применяемая на горизонтальных и вертикальных гидравлических прессах, сущность которой заключается в возможности совершения деформирующей матрицей колебательных движений при прохождении через неё заготовки с помещённым внутрь формообразующим внутреннюю насечку или пазы винтовым пуансоном.

Спроектированный инструмент позволяет провести операцию по нанесению пазов на внутреннюю поверхность трубной заготовки, продеформировав при этом и наружную часть за один ход прессы, создав при этом несколько зон локальной деформации. При проведении анализа зон локальных деформаций выявлен ряд зависимых величин, влияющих на конечное усилие и степень деформации при изготовлении разнонаправленных внутренних винтовых пазов трубных корпусных деталей.

ПЕРСПЕКТИВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТИТАНОВЫХ ОТЛИВОК ДЛЯ НУЖД ВОЕННОЙ И СПЕЦИАЛЬНОЙ ТЕХНИКИ

Вердих С.С.

АО «КТРВ», г. Королёв

Развитие авиационных, космических технологий, ракетно- и кораблестроения обуславливает неуклонно растущий спрос на детали из титановых сплавов, способных работать в условиях существенных нагрузок при высоких температурах.

Получение качественных титановых отливок – сложная задача. Рациональным способом получения отливок, позволяющим свести к минимуму негативные свойства титановых сплавов, является метод литья по выплавляемым моделям в оболочковые керамические формы. Наиболее распространена в этом плане технология литья титановых сплавов в электрокорундовые оболочковые формы на этилсиликатном связующем. Их отличают высокая прочность и размерная точность при стабильной незначительной усадке. Но силикатная основа связующего способствует формированию на поверхности видоизмененного газонасыщенного слоя толщиной до 2 мм, существенно ухудшая

эксплуатационную надёжность получаемых изделий, поэтому и водные кремнезольные связующие считались неперспективными.

Комплексная автоматизация и роботизация литейных производств накладывает определённые ограничения на применение этилсиликата, использование которого в роботизированных линиях изготовления керамических форм недопустимо по причине низкой живучести суспензии, а также неэкологичности процесса. До недавнего времени на данном оборудовании эксплуатировались исключительно материалы импортного производства, ввоз которых на территорию РФ впоследствии был запрещён в связи с санкциями, в этой связи актуальным является вопрос импортозамещения материалов иностранного производства, особенно в технологических процессах ОПК.

Разработки российских компаний позволили решить эту проблему, одновременно вытеснив с этого рынка иностранных производителей.

В работе описывается технология и обосновывается с точки зрения предполагаемого механизма процесс получения титанового литья в формы на основе коллоидного кремнезёма отечественного производства, позволяющая снизить толщину альфированного слоя до 0,15 мм. Уникальность работы состоит в том, что ранее применение коллоидного кремнезёма в серийном титановом литье считалось невозможным.

АНАЛИЗ ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА ВЫБОР ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ БАЗ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ДЕТАЛЕЙ

Гайнутдинов Т.М.
АО «КТРВ», г. Королёв

Одним в числе самых трудных и важных вопросов при проектировании технологического процесса изготовления деталей представляется задача установления технологических баз. Верный выбор технологических баз влияет на точность получаемых размеров, указанных на чертеже детали, правильность относительного расположения обрабатываемых поверхностей, уровень сложности специальных приспособлений, которые должны будут использоваться при изготовлении детали, инструментов для резания и измерения, эффективность и производительность обработки. Верное назначение технологических баз имеет большое значение при разработке технологических процессов с применением оборудования с ЧПУ и многоцелевых металлообрабатывающих центров.

Был проведён анализ литературы, посвященной выбору технологических баз, в ходе которого было установлено, что в работах учитываются лишь частично факторы, влияющие на выбор технологических баз. Некоторые авторы учитывают одни факторы, некоторые авторы учитывают другие факторы. В результате анализа работ, посвященных выбору технологических баз установлен перечень факторов, влияющих на их выбор:

- возможность доступа к изготавливаемым поверхностям детали;
- уровень точности координирующих размеров поверхностей детали;
- размерные связи между поверхностями детали;
- характеристики геометрии поверхностей детали, выступающих в роли технологических баз;
- расположение схемы базирования относительно действия возмущающих сил;
- распределение припуска по изготавливаемым поверхностям;

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ СТРУКТУРЫ И ТЕКСТУРЫ В ОБРАЗЦАХ ИЗ СПЛАВА Ti-6Al-4V, ПОЛУЧЕННЫХ ПРИ ПОМОЩИ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Герман М.А., Грушин И.А.
МАИ, г. Москва

На данный момент аддитивное производство является крайне перспективным и быстро развивающимся направлением порошковой металлургии. В работе представлены результаты

по изучению формирования структуры и текстуры в образцах из двухфазного (α - β)-титанового сплава Ti-6Al-4V, полученных при помощи аддитивной технологии прямого нанесения металла (DMD-метод). Технология прямого нанесения материала предполагает одновременную подачу порошкового материала и тепловой энергии в место сплавления в соответствии с заданной геометрией 3D-модели. Исследовано влияние отжига на формирование структуры и текстуры 3D-образцов. Показано, что в исходном состоянии и после отжига образцы имеют двухфазную структуру типа корзиночного плетения. Метод DMD позволяет избежать получения метастабильной структуры в исходном состоянии в отличие от метода селективного лазерного сплавления (SLM) за счёт меньшей скорости охлаждения слоев в процессе 3D-печати. Установлено, что образцы имеют существенную анизотропию свойств в двух взаимно перпендикулярных направлениях, предел прочности в направлении продольного роста существенно выше, чем в направлении роста заготовки. Такая разница в значениях механических характеристик объясняется наличием кристаллографической текстуры. Показано, что текстура образцов, полученных при помощи 3D-метода прямого нанесения материала аналогична текстуре, получаемой в литой заготовке из сплава BT6, полученной по промышленной технологии. Это позволяет предположить, что в результате 3D-печати происходит практически полное расплавление частиц исходного порошка.

СТРУКТУРНЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОДУГОВОГО ТЕРМОБАРЬЕРНОГО ПОКРЫТИЯ НА ЛОПАТКАХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПОСЛЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Головач А.М., Дмитриева М.О.
Самарский университет, г. Самара

Газотурбинный двигатель – неотъемлемая часть летательного аппарата, который обеспечивает подъёмную силу. Для того, чтобы летательный аппарат был более динамичен и стабилен, требуется большое отношение тяги к весу. С этой целью разработаны теплозащитные покрытия (ТЗП), с помощью которых возможно увеличить температуру газов на входе в турбину и упростить системы охлаждения, что благоприятно сказывается для удельной тяги газотурбинного двигателя. Таким образом достигается более высокая эффективность двигателя, снижение выбросов и повышение производительности. В настоящее время теплозащитные покрытия обычно представляют собой двухслойные системы, состоящие из верхнего керамического слоя и металлического связующего слоя, наносимого на подложку из суперсплава. Основной принцип работы ТЗП заключается в уменьшении теплопередачи от керамического слоя, состоящего из стабилизированного нитридом оксида циркония, на металлическую подложку.

Существует множество методов осаждения термобарьерных покрытий, такие как газотермическое воздушно-плазменное напыление (ГПН), лазерное химическое напыление, электродуговое физическое пароосаждение (ЭДП) и др. В данной работе для исследования были выбраны покрытия, полученные методом электродугового физического пароосаждения (ЭДП). Для системы ТЗП использовались три типа сплавов: СДП-4, представляющий собой покрытие типа NiCoCrAlY; ВСДП-16 – диффузионное покрытие типа AlNiY и, наконец, керамический слой из оксида циркония, стабилизированного оксидом иттрия ($ZrO_2 + 8\% Y_2O_3$). Химический состав теплозащитного покрытия определялся с помощью рентгеноспектрального микроанализатора системы Isea Energy OXFORD instruments. Определено, что после длительной эксплуатации связующий слой покрытия, образованный сплавами СДП-4 и ВСДП-16, имеет две чётко определённые зоны: β -NiAl фазу и зону интердиффузии, в то время как NiCrCoAlY не проявляет разделения фаз, и структура покрытия представляет собой смесь β -NiAl и γ -фазы. Установлено, что происходит диффузия кислорода снаружи керамического верхнего слоя до его границы жаропрочным подслоем, что способствует образованию термически выращенного оксида – α -Al₂O₃. Замечено, что сплав ВСДП-16, осаждаемый на слой СДП-4,

увеличивает количество алюминия в связующем покрытии, компенсируя его расход на образование α -Al₂O₃ из β -NiAl фазы.

АПРОБАЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЦИФРОВЫХ ДВОЙНИКОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Груздев А.С., Коваль А.П.
ИРНИТУ, ООО «Иркут-Технологии», г. Иркутск

Работа направлена на конструктивное совершенствование проектируемого БПЛА путём применения технологии цифрового проектирования. Цель работы – апробация применения технологии цифровых двойников для проектирования прототипа БПЛА.

В данной работе выполнена апробация совместного использования элементов цифровых двойников аэродинамического облика, конструкции и внутренней компоновки, весовой и прочностной моделей. Перечисленные элементы созданы и взаимосвязаны. Апробация была выполнена для проекта универсальной сверхлёгкой беспилотной транспортной платформы с частичной аэростатической разгрузкой (проект «Универсальная воздушная транспортная платформа «Дроножабль»). Также выполнена апробация разработки средств материально-технического оснащения (МТО) для изготовления прототипа (оснастка) с использованием принципа единства источника геометрической информации в рамках комплексного проекта.

В результате применения комплексного подхода к проектированию БПЛА с разработкой цифрового двойника реализован максимальный учёт масштабируемости проекта (в т.ч. при проектировании целой линейки разноразмерных БПЛА), а также минимизация объёма проектных работ при проектировании средств МТО для изготовления прототипа. Данный подход позволяет кроме всего прочего, реализовать требование проектирования под заданную стоимость. Варьируемым параметром в данном случае выступает степень цифровизации разработки, в частности, степень параметризации КЭМа, и т.д.). Кроме того, при данном подходе становится возможным управлять скоростью генерации доработок при минимизации проектных ошибок и регулировании глубины проработанности решения. При этом технология применения элементов цифровых двойников применима в том числе и для малобюджетных проектов.

МЕХАНИЗМ ФОРМИРОВАНИЯ ВНУТРЕННИХ НАПРЯЖЕНИЙ В ОБРАЗЦАХ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА, ПОЛУЧЕННЫХ ПРИ ПОМОЩИ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Грушин И.А., Герман М.А.
МАИ, г. Москва

Современное развитие науки приводит к появлению новых методов получения сложных конструкций, используемых в высокотехнологических отраслях промышленности, в частности в авиастроении. К таким современным методам, безусловно, относятся технологии 3D-печати или аддитивные технологии (АТ). С точки зрения применения, при построении летательных аппаратов, на данный момент наибольший интерес представляют две методики АТ: SLS-селективное лазерное спекание (СЛС) и DMD-прямое осаждение металла. Они позволяют серийно (десятками или сотнями) получать изделий сложной геометрии из специализированных материалов (алюминиевых, титановых и др. сплавов) при стоимости меньшей, чем при получении изделий традиционными методиками.

Одной из методик комплексной оценки ресурса и свойств изделий, полученных из титанового сплава ВТ6 посредством аддитивного производства является анализ остаточных макронапряжений рентгеновским методом «sin² Ψ ». Рентгенографический метод позволяет определить величину напряжений, которое действует в плоскости главных

нормальных напряжений и составляет с ними произвольный угол. При этом плоскость действия главных напряжения совпадает с плоскостью исследуемого образца. Кроме того, существуют методики раздельного определения главных напряжений.

Особенностью формирования «слоев» при получении изделия методами SLS и DMD, делает целесообразно возможность рассмотрения формирования напряжений в них, как при локальной лазерной сварке плавлением, а затем воспользоваться методом математической статистики («аддитивного сложение величин») для оценки остаточных макронапряжений. Рассмотрим особенности формирования напряжений в титановых сплавах при лазерной сварке.

При попадании на поверхность материала лазерный луч частично рассеивается (поглощается) поверхностью и частично отражается. Энергия лазера, затрачиваемая на сваривание частиц порошка при АП, подчиняется экспоненциальной зависимости Бугера-Ламберта. При этом кванты света лазерного излучения поглощаются в металле валентными электронами, что приводит к увеличению частоты их тепловых колебаний и фононов кристаллической решетки, то есть происходит переход излучение в теплоту вещества. Скорость перехода (нагрева), исходя из соотношения, сильно зависит от коэффициента поглощения, который для металлов имеет порядок величины $\sim 10^5$ см⁻¹. С ростом температуры вещества поверхность расплавляется, а в переходных зонах происходит изменение его свойств, а также протекание диффузионных и фазовых процессов, приводящим, в частности, к формированию метастабильных и напряжённо-деформированных состояний. Необходимо отметить несколько особенностей сварки титана и его сплавов:

- высокая химическая активность титана в жидкофазном состоянии;
- склонность к росту зерна с повышением температуры;
- склонность к накоплению газов в области сплавления и охрупчиванию зоны термического влияния и непосредственно сварного шва;
- важным фактором также является «повторяемость» размера (однодисперсность) и химического состава свариваемых (отсутствия ликваций) частиц.

Режимы сварки частиц (получения слоёв) при аддитивном производстве выбирают, исходя из обеспечения следующих условий: создания благоприятной микроструктуры, кристаллографической текстуры, предотвращения поводов и обеспечения заданных свойств изделия.

Подводя итог, можно сказать следующее: селективное лазерное спекание по рассмотренным режимам является наиболее предпочтительным при «выращивании» изделий, чем прямое напыление металла, поскольку обеспечивает формирование более однородной структуры материала, меньшую анизотропию свойств, отсутствие газовой пористости, высокие усталостные характеристики и меньший уровень остаточных макронапряжений, а вместе с тем высокую пластичность и вязкость изделия. В результате проведённых режимов термической обработки, показано, что наиболее полная релаксация напряжений происходит после одноступенчатого режима термической обработки и после многоступенчатых режимов при предварительной ТВО в β -области (850°C), поскольку образуется наиболее благоприятная структура со свойствами, наиболее близкими для деформированных полуфабрикатов из титанового сплава ВТ6.

ВЛИЯНИЕ ГОРЯЧЕГО ИЗОСТАТИЧЕСКОГО ПРЕССОВАНИЯ НА СТРУКТУРУ ОБРАЗЦОВ, ВЫРАЩЕННЫХ ИЗ ЖАРОПРОЧНОГО СПЛАВА INCONEL 738 МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ

Дмитриева М.О., Головач А.М., Сотов А.В.
Самарский университет, г. Самара

В настоящий момент развитие научно-технического прогресса диктует новые требования к технологии и материалам для изготовления деталей газотурбинных двигателей.

Передовым в этой отрасли является аддитивное производство, в частности селективное лазерное сплавление (СЛС) [1-3].

Метод СЛС заключается в послойном построении детали из металлических порошков на подложке с использованием лазерного излучения высокой мощности. Применение порошковых материалов в данном случае обеспечивает более равномерный химический состав по сечению изделия и отсутствие зональной ликвации. Одним из важных и сложных направлений в данной технологии является применение порошков жаропрочных сплавов, так как именно этот материал используется для создания наиболее ответственных деталей.

Среди преимуществ технологии СЛС выделяют возможность производства деталей конфигурации любой сложности, одновременное выращивание нескольких экземпляров, высокий коэффициент использования материала и упрощение прототипирования изделий. К недостаткам данной технологии относят наличие остаточной пористости в структуре изготовленной детали, ограничение используемых материалов и источников лазерного излучения, а также габаритов создаваемых изделий [4-5].

Для устранения остаточной пористости в структуре деталей применяют такой метод постобработки как горячее изостатическое прессование (ГИП). Он заключается в обработке детали, находящейся в специальной капсуле, газовым давлением порядка 100-200 МПа при повышенных температурах [6].

Целью данного исследования является изучение влияния горячего изостатического прессования на структуру образцов, выращенных из жаропрочного сплава Inconel 738 методом селективного лазерного сплавления.

Для достижения поставленной цели проведены металлографические и электронно-микроскопические исследования исходного материала и образцов, изготовленных на установке SLM 280HL при мощности лазерного излучения 325 Вт с различным расположением оси выращивания относительно подложки: вертикально и под углом 45 градусов.

Микрорентгеноспектральный анализ показал, что химический состав исходного порошка жаропрочного сплава соответствует сертификату Q/AMC 4-2-10-2018.

На основании результатов электронно-микроскопического анализа исходного материала установлено, что частицы порошка имеют сферическую форму, характерную для метода получения диспергированием расплава.

Металлографический анализ образца, выращенного при мощности лазерного излучения 325 Вт вертикально подложке, позволил установить, что микроструктура представляет собой совокупность спавленных частиц порошка, являющихся микрослитками, которые обладают дендритным строением. Микроструктура поперечного сечения образца до применения ГИПа характеризуется наличием дефектов – микротрещин.

Микроструктура поперечного сечения образца, выращенного под углом 45 градусов к подложке до ГИПа, также характеризуется наличием дефектов – микротрещин, но отличается большей их продолжительностью.

Металлографический анализ образцов после применения горячего изостатического прессования показал, что дефектность структуры после постобработки уменьшилась. Так как изделия подвергались ГИП без помещения в специальную герметичную капсулу, залечивания дефектов добиться не удалось. Приповерхностные дефекты сохранились полностью, а внутренние уменьшились по сечению. Неэффективность применения ГИП в данном случае объясняется наличием окислов хрома на поверхности частиц порошка, образовавшихся при воздействии высоких температур во время сплавления. Это подтверждается различием содержания кислорода внутри компактного материала и на изломе в 11 раз.

В результате проведенных исследований выявлено влияние горячего изостатического прессования на структуру образцов, выращенных методом селективного лазерного сплавления вертикально и под углом 45 градусов к подложке. Применение данного метода позволило снизить дефектность структуры в результате уменьшения размера микротрещин по сечению, но полного их залечивания добиться не удалось.

Повысить эффективность ГИП в данном случае возможно путём помещения образцов в специальную герметичную оболочку и предотвращения образования окислов хрома на частицах порошка, исключив контакт материала с кислородом на протяжении всего технологического процесса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Каблов Е.Н. Разработки ВИАМ для газотурбинных двигателей и установок // Крылья Родины. 2010. №4. С. 31-33.
2. Шарова Н.А., Тихомирова Е.А., Барабаш А.Л., Живушкин А.А., Брауэр В.Э. К вопросу о выборе новых жаропрочных никелевых сплавов для перспективных авиационных ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009. № 3 (19). С. 249-255.
3. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии. 2015. №1. С. 3-33.
4. Суфяров В.Ш., Попович А.А., Борисов Е.В., Полозов И.А. Селективное лазерное плавление жаропрочного никелевого сплава // Цветные металлы. 2015. № 1. С. 79-84.
5. Смуров И.Ю., Мовчан И.А., Ядройцев И.А., Окунькова А.А., Цветкова Е.В., Черкасова Н.Ю. Аддитивное производство с помощью лазера // Вестник МГТУ «Станкин». 2011. Т. 2. № 4. С. 144-146.
6. Агеев С.В., Гиршов В.Л. Горячее изостатическое прессование в порошковой металлургии // Металлообработка. 2015. № 4. С. 56-60.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПОЛЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ НИОБИЯ ВЫТЯЖКОЙ С УТОНЕНИЕМ СТЕНКИ

Еськова Е.А., Герус Д.С., Расулов З.Н.
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

Исследовали возможность применения фторорганического покрытия на деталях типа «Экран», изготовленных методом холодной штамповки из тугоплавких металлов, в частности ниобия. Такие изделия находят свое применение в ракетной и космической технике.

Фторорганическое покрытие внедряется в поверхностный слой материала, в результате чего образуется пленка. Ниобий в свою очередь при пластической деформации сильно меняет свой состав (температура кристаллизации меняется). На поверхности из-за давления кристаллическая решетка начинает деформироваться, и так как микроуровень на поверхности очень отличается от микроуровня зерна, происходит искривление на поверхности кристаллической структуры, которое приводит к образованию остаточных напряжений – очень маленьких по величине (третьего рода). При штамповке эти остаточные напряжения и деформации начинают образовывать трещины и происходит разрушение заготовки. Таким образом, именно остаточные напряжения третьего рода порождают трещинообразование тугоплавких материалов.

Также в работе представлены результаты исследования механических характеристик образцов с акустико-эмиссионным сопровождением и значения твердости до и после нанесения фторорганической композиции. Применяя метод акустической эмиссии, становится возможным определение коэффициента интенсивности напряжений.

Исследована поверхность деталей с покрытием и без него после свертки. Показана возможность предотвращения потери устойчивости на первой операции технологического процесса, а также уменьшения количества операций, путём исключения отжига между последующими операциями вытяжки с утонением.

ВСТРАИВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ДОПОЛНЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ В ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ АВИАСТРОИТЕЛЬНОГО ЗАВОДА

¹Залата Р.В., ²Тимохин В.С.

¹КнАГУ, КнААЗ, ²КнААЗ г. Комсомольск-на-Амуре

На КнААЗ'е собственными силами создана информационная система технологической подготовки производства (ИСУ ТПП), которая позволила нам перенести почти всех участников ТПП в единую информационную среду. Сейчас в ИСУ ТПП расцеховываются объёмы работ, рассчитываются материальные нормы, проектируются техпроцессы под разные виды производств, рассчитываются трудовые нормы, формируется комплект технологической документации, обеспечивается передача данных во внешние информационные системы и многое другое. Но главное у нас появились техпроцессы в электронном виде и теперь перед нами стоят следующие задачи:

1. повышение наглядности техпроцесса;
2. вывод цифрового контента рабочему на производственном участке.

Чтение инструкции из бумажного техпроцесса сильно перегружает восприятие человека, что часто приводит к ошибкам при выполнении и становится причиной дефектной продукции. Эту задачу мы решаем путём создания интерактивных 3D – эскизов (один из модулей ИСУ ТПП для написания техпроцессов).

В решении второй задачи мы используем дополненную реальность для вывода в поле зрения исполнителя пошаговых инструкций и наглядных визуализаций, наложенных на физическое изделие.

Чтобы не перегрузить восприятие человека, дополненное цифровым контентом, мы руководствуемся теорией когнитивной нагрузки.

В данной статье мы рассматриваем наш опыт и идеи применения дополненной реальности в процессах технического контроля. В проекте мы используем очки дополненной реальности и планшет; в будущем планируем использовать проектор.

Для погружения рабочего в дополненную реальность, нужно выбрать электронную модель изделия и посмотреть на её физическую версию примерно под тем же ракурсом – наш алгоритм сам совместит 3D-модель с контурами физического изделия и таким образом осуществит позиционирование. Дальнейшие перемещения отслеживаются нашим приложением и позволяет рассматривать голограммы с любых ракурсов.

Наш алгоритм позиционирования успешно протестирован на отсеке фюзеляжа Ф4 изделия Sukhoi Superjet 100. При этом на качество захвата не повлияло наличие оборудования, освещённости и перемещения людей в кадре – то есть решение работает в условиях промзоны цеха.

Использование 3D-модели в позиционировании позволило нам «на ходу» менять объекты привязки. Сам алгоритм позиционирования обучается в ходе работы и позволяет захватывать объект с любого ранее изученного ракурса. Это повышает стабильность захвата и позволяет при следующих запусках приложения позиционироваться фактически при первом взгляде на физическое изделие. Все это значительно упрощает работу с AR приложением.

Наложение 3D-модели на физическое изделие позволило нам выводить цифровой контент в любом месте и в настоящее время мы начали разработку прикладных модулей для технического контроля.

Контроль пиксельной окраски изделия в AR-очках позволит контролеру увидеть на корпусе самолёта контуры пикселей и таким образом очень быстро выполнить визуальный контроль соответствия с КД, то есть с цифровой моделью.

В развитии этой задачи мы планируем применить проектор для визуализации контуров на этапе самой покраски. Подобная технология у нас применяется при раскрасе полимерных композитных материалов (ПКМ) для проецирования контуров. Там используется лазерный проектор, в случае с окраской самолёта мы исследуем возможность применения мобильных светодиодных проекторов (они значительно дешевле лазерных).

Контроль полезного пространства грузового отсека в AR-очках предполагает позиционирование внутри отсека голограммы муляжа груза, по которому контролер выявит участки выпирающих монтажей. Поиск столкновений физических объектов с голограммой уже реализован с помощью сканирования пространства, и мы видим места пересечений с относительно габаритными элементами.

Использование голограмм для контроля имеет высокий экономический потенциал, так как исключит необходимость в изготовлении натуральных муляжей и их использование при техническом контроле.

Контроль клепальных операций в AR с использованием проектора, позволит визуализировать технические условия в виде карт технологического крепёжа, карт заклёпок с металлизацией, карт непоклёпа и другие, которые исполнитель увидит на физическом изделии через проектор.

Задача проецирования изображения через проектор на физическое изделие со сложной геометрической формой решается совместно с университетом КНАГУ. Этот проект позволит нам разработать методику погружения в дополненную реальность сразу нескольких человек, что значительно удешевит внедрение AR и исключит постоянное ношение рабочим AR-устройств. В будущем работа бригады с использованием инструментов дополненной реальности может обеспечиваться проекторами, которые будут одновременно освещать рабочую зону и выводить схемы монтажей.

На иллюстрациях вы увидели, что базовые решения уже работоспособные и для формирования контента дополненной реальности (интерактивных 3D-руководств) нам нужны цифровые техпроцессы. Поэтому мы также расширяем модули ИСУ ТПП, применяемые для написания техпроцессов. Наиболее часто используемые – это набор инструментов технолога под NX: редактор техсостава и 3D-эскизирование. Оба эти модуля одновременно формируют карты комплектования и карты эскизов для стандартного комплекта технологической документации и так же являются 3D-контентом для дополненной реальности.

Заключение. Наши результаты показали, что применение Дополненной реальности в производстве имеет большие экономические перспективы, но нам не хватает опыта работы в самой среде дополненной реальности. Как взаимодействовать с контентом, какие цвета использовать, как не перетянуть внимание на голограммы и не создать травмоопасную ситуацию – все это требует дополнительных исследований. Поэтому в настоящее время мы работаем над расширением нашей команды и подошли к исследованию когнитивных технологий для взаимодействия с цифровым контентом в среде дополненной реальности.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРЁХСЛОЙНОЙ ПОЛУСФЕРИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ С ДИСКРЕТНОЙ СТРУКТУРОЙ ЗАПОЛНИТЕЛЯ

Колпаков А.М.
МАИ, г. Москва

Разработан алгоритм построения геометрии трёхслойной полусферической конструкции с наполнителем в виде регулярных дискретных элементов различных типов.

Предлагаемая структура заполнителя позволяет успешно решать задачу повышения эффективности аэрокосмической техники за счёт комплексных конструктивно-технологических решений.

Благодаря новому подходу можно существенно улучшить характеристики герметических кабин в плане равномерности распределения эксплуатационных нагрузок за счёт применения трёхслойной структуры конструкции с регулярной дискретной структурой заполнителя.

По сравнению с классическими конструктивно-технологическими подходами для решения проблемы создания конструкций гермокабин предлагаемая структура обеспечивает большую жёсткость и снижение веса конструкции, а также является более технологичной.

Проработаны ключевые принципы обеспечения технологичности конструкции трёхслойного гермощпангоута с дискретной структурой заполнителя.

Выявлено, что применение листовой штамповки металла, термовакуумной формовки термопластов или композиционных материалов позволяет выполнять силовую конструкцию (наполнитель) трёхслойной структуры в одну операцию.

На основе полученной геометрии выведена формула вычисления количества шестигранных дискретных элементов полусферического наполнителя.

Предлагаемая структура заполнителя позволяет успешно решать задачу герметичности, тепло- и звукоизоляции, а также удаления конденсата.

По сравнению с ферменными заполнителями подобной структуры, замкнутые усечённые конические ячейки обеспечивают большую жёсткость при практически равном весе.

Традиционные технологические приёмы соединения подкрепляющих элементов герметических шпангоутов подразумевают приклепывание к герметической оболочке, а как следствие – необходимость герметизации множества отверстий под клёпки, в случае же с дискретной структурой заполнителя это требование отсутствует.

Изготовление конструкций с предлагаемой конфигурацией заполнителя с помощью 3D-печати позволяет выполнять единую трёхслойную структуру в одну операцию, существенно улучшая характеристики соединений заполнителя с обшивкой.

Наконец, предлагаемый тип заполнителя позволяет, например, в ходе одной технологической операции изготавливать трёхслойную оболочку вращения с изменяемой формой образующей, сохраняя регулярную структуру ячеек.

Примером таких оболочек могут служить герметические кабины или термостабильные цилиндрические баллоны высокого давления со сферическими или эллипсоидальными днищами.

ИЗГОТОВЛЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ ГТД МЕТОДОМ РОТАЦИОННОЙ ВЫТЯЖКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЛАЗЕРНОГО НАГРЕВА

Константинов Д.А.
ПК «Салют», г. Москва

Суть работы в изготовлении деталей ГТД из труднообрабатываемых материалов, титана, жаропрочных сплавов, методом ротационной вытяжки с использованием лазерного нагрева. Расфокусированный луч лазера подается на участок перед формообразующим инструментом, таким образом происходит равномерный нагрев детали во время обработки. Технология исключает использование дорогостоящих открытых видов нагрева (газопламенный индукционный) или использование печи перед изготовлением детали. Экономически выгодно и открывает новые горизонты в изготовлении бесшовных деталей ГТД.

Цель настоящей статьи проанализировать метод лазерного нагрева и рассмотреть влияние нагрева заготовки на инструмент, и заключается в том, чтобы создать идеальное температурное поле для формоизменения материала, который подвергается обработке, с тем чтобы уменьшить как предел текучести, так и любое деформационное упрочнение, происходящее во время ротационной вытяжки. Поэтому во время деформации параметры процесса (скорость вращения, скорость подачи, давление ролика) и положение лазерного пятна по отношению к формообразующему ролику назначаются таким образом, чтобы в зоне формообразования обеспечивался равномерный нагрев по толщине материала. Это улучшает деформируемость, которая имеет решающее значение для всей части операции формообразования. Плотность лазерного луча позволяет быстро и точно прикладывать необходимое тепло в заданную область во время формообразования. Главным преимуществом процесса является то, что можно точно нагреть необходимую область, не перегревая остальные и не подвергая излишнему нагреву инструменты. Следовательно, заготовка останется практически свободной от тепловой нагрузки. Также возможен контроль в реальном времени за температурой на поверхности заготовки при помощи пирометра и её моментальная корректировка в соответствии с технологией. Эти аспекты подавляют

любые неблагоприятные воздействия на структуру металла и обеспечивают равномерность структуры на разных областях детали.

ИМИТАТОР ТЕСТОВЫХ КОГЕРЕНТНЫХ СИГНАЛОВ С ПРОГРАММИРУЕМЫМИ ФАЗОВЫМИ СДВИГАМИ

Корсукова А.А., Ищенко С.В., Старинова Т.В.

АО «ЦКБА», г. Омск

Одним из методов мониторинга электромагнитного поля источников радиоизлучения в СВЧ диапазоне частот является метод пассивной фазовой пеленгации. На входы нескольких приёмных устройств фазового пеленгатора поступают когерентные радиосигналы от источника радиоизлучения (ИРИ).

При нулевом пеленге, когда антенны пеленгатора «смотрят» строго на ИРИ, плоский фронт волны принимаемого сигнала создает в приёмных каналах пеленгатора синфазные сигналы. Если плоский фронт поступает на антенны под некоторым пространственным углом, то между сигналами в каналах возникают соответствующие электрические фазовые сдвиги.

Поставлена задача симитировать плоский фронт электромагнитного поля для проверок фазового пеленгатора посредством формирования идентичных когерентных по фазе тестовых ВЧ сигналов, имеющих программируемые фазовые сдвиги. Эти тестовые сигналы подаются, в зависимости от несущей частоты, или на контрольные входы ВЧ устройств пеленгатора, или на его входы промежуточной частоты.

Имитатор предназначен для контроля устройств с пассивной фазовой пеленгацией и должен выполнять следующие функции:

- формировать не менее, чем в двух каналах, когерентные сигналы с заданными фазовыми сдвигами;
- формировать сигналы различных видов модуляции на нескольких каналах одновременно в ограниченной полосе частот (полосе приёма контролируемого фазового пеленгатора).

Метод решения задачи и принятые допущения

Реализация указанных функций контроля конкретного устройства экономически выгодна с помощью микросхем прямого цифрового синтеза (DDS).

Выпускаемая отечественной промышленностью микросхема DDS содержит быстродействующий цифроаналоговый преобразователь и позволяет решить поставленные задачи, но только в нижней части диапазона до 400 МГц. Далее необходимо перенести полученный сигнал вверх на нужные частоты диапазона.

Для конструирования имитатора выбран принцип модульного построения. Синтезирующий модуль создан на базе микросхемы DDS отечественного производства 1508PII8T, имеющей в своем составе два идентичных канала.

В разработанном и изготовленном макете сформированные сигналы подлежат переносу в диапазон 6-12 ГГц с помощью двухканального супергетеродинного устройства переноса частоты.

Результаты экспериментов

1. Макет имитатора тестовых ВЧ сигналов содержит:
 - два модуля двухканальных синтезаторов частоты на базе отладочных плат для микросхемы 1508PII8T;
 - узел управления синтезаторами с программным обеспечением;
 - двухканальный супергетеродинный переносчик частоты;
 - распределитель мощности гетеродинов;
 - устройство электропитания.
2. Получены следующие технические параметры макета:
 - синтез тестовых сигналов с различными видами модуляции: непрерывный, ИМ, ЧМн, СИЧ, ЛЧМ, BPSK, QPSK, на четырех каналах в диапазонах частот от 100 до 400 МГц;

- перенос этих сигналов вверх по диапазону на частоту от 6 до 12 ГГц в двух каналах;
- формирование в двух каналах идентичных сигналов (с перечисленными выше видами модуляции) с программируемыми фазовыми сдвигами в каждом канале в пределах от минус 180 до 180 градусов.

Все виды модуляции были исследованы на анализаторе спектра до и после переноса частоты. Перенос частоты вверх осуществляется качественно без ухудшения характеристик сигналов. Наиболее показательными в части подтверждения возможностей микросхем прямого цифрового синтеза частоты и переноса частоты вверх являются BPSK- и QPSK-модулированные сигналы.

По откликам сигналов BPSK и QPSK на экране осциллографа видно, что микросхема прямого цифрового синтеза осуществляет фазовые переходы достаточно чисто, соответственно – минимальны колебательные переходные процессы и паразитная амплитудная модуляция.

Отклики этих же сигналов на анализаторе спектра перенесенных на высокую частоту, показывают, что фазовые переходы также успешно переносятся вверх.

Демодуляция сигналов BPSK и QPSK стандартным прибором — анализатором спектра — показывает правильность формирования введенных оператором кодовых посылок и успешный перенос сигнала вверх.

Синтезаторы синхронизированы от одного генератора тактовых сигналов 1000 МГц, конфигурируются с ЭВМ, могут программироваться и запускаться в одиночку или группой по 2,3,4 синтезатора.

Каждый синтезатор формирует сигнал с программируемым фазовым сдвигом в пределах от 0 до 360 градусов. Таким образом, имеется возможность запускать 2, 3, 4 когерентных идентичных сигналов, сдвинутых по фазе.

Измерения фазовых сдвигов проводились измерительным прибором Р4М-18. Реализованная в макете дискретность установки фазовых сдвигов – 1 градус. Теоретическая погрешность установки фазового сдвига составляет 0,01 градус, практическая измеренная погрешность – не более 0,5 градуса на выходе микросхемы DDS после фильтрации.

Обсуждение результатов

Общее впечатление о переносе фазы – положительное, погрешности установки электрических фазовых сдвигов вполне достаточны для имитации соответствующих пространственных углов от реального электромагнитного поля ИРИ, как неподвижного, так и подвижного, за счёт возможности быстрой смены параметров сигнала в микросхемах DDS. Использование других существующих решений не обеспечивает подобной точности установки электрических фазовых сдвигов либо не соответствует стратегии импортозамещения.

Выводы и рекомендации

- запланированное формирование когерентных сигналов, сдвинутых по фазе, осуществлено с погрешностью фазового сдвига не более $\pm 0,5$ градуса в диапазоне 100-400 МГц на выходе микросхемы DDS, не более ± 1 градус в диапазоне 6-12 ГГц;
- запланированное формирование модулированных сигналов осуществлено полностью;
- реализовано формирование сигналов в диапазоне 6-12 ГГц с динамическим диапазоном 30-40 дБ в зависимости от несущей частоты;
- возможна имитация движения источника излучения за счёт скорости смены параметров сигнала (амплитуды, фазы, частоты) в микросхемах DDS;
- возможна реализация сигналов с многопозиционными PSK и QAM-модуляциями.

ФИЗИКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ УПРОЧНЕНИЯ ДЛИННОМЕРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В УСТРОЙСТВАХ С ВРАЩАЮЩИМСЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМ ПОЛЕМ

Кочубей А.А.

ПАО «ТАНТК им. Г. М. Бериева», г. Таганрог

Изложены результаты исследований упрочняющей обработки деталей большой длины с использованием наложения магнитодинамического эффекта. Представлены характеристики движения ферромагнитных свободно-движущихся инденторов в электромагнитном вращающемся поле (ЭМВП), термодинамическая модель, которая определяет энергетические характеристики ферромагнитных свободно-движущихся инденторов в ЭМВП; описаны характеристики их импульсного воздействия на обрабатываемую поверхность, а также степень их эффективной загрузки; представлены аналитические зависимости, позволяющие объективно обеспечить прогнозирование параметров качества поверхностного слоя при его формировании и производительность магнитодинамической упрочняющей обработки; представлена методика разработки технологического процесса операции обработки деталей с наложением магнитодинамического эффекта; представлены рекомендации по расчёту конструкции устройств с ЭМВП, а также средств технологического оснащения (СТО), позволяющих повысить эффективность использования их в технологии упрочняющей обработки деталей.

Целью исследования является разработка технологии упрочняющей обработки тонкостенных деталей большой длины с наложением магнитодинамического эффекта и практических рекомендаций по её применению.

По результатам проведённого исследования сделаны выводы:

1. Применение ЭМВП в качестве источника энергии неравноосных свободнодвижущихся ферромагнитных инденторов является базой для разработки и совершенствования нового метода упрочняющей обработки деталей, называемой магнитодинамической обработкой.

2. Магнитодинамическая обработка расширяет возможности упрочняющей обработки свободнодвижущимися инденторами и обеспечивает повышение эффективности упрочняющей обработки поверхности деталей изнутри и тонкостенных деталей большой длины.

3. Технологический эффект магнитодинамической упрочняющей обработки обусловлен движением большого числа ферромагнитных свободнодвижущихся инденторов, помещённых в ЭМВП, в общем количестве формирующие магнитоожженный вращающийся (МОВ) слой, который взаимодействует с поверхностным слоем обрабатываемых деталей, и является результатом влияния на каждый ферромагнитный свободнодвижущийся индентор целого ряда сил и моментов.

4. Доказано, что для устойчивого процесса магнитоожжения вращающегося слоя подводящая и диссипируемая энергии должны быть приравнены, таким образом, магнитоожженный вращающийся слой перейдет из магнитоожженного состояния в твёрдую фазу при условии, когда индукция ВЭМП будет ниже 0,08 Тл.

5. На основе моделирования энергетического баланса получена зависимость для оценки энергетических характеристик ферромагнитных свободнодвижущихся инденторов в ЭМВП, позволяющее обосновать силовые условия импульсного воздействия, которые обеспечивают пластическую деформацию в зоне контакта индентора с обрабатываемой поверхностью и как следствие развитие упрочняющего эффекта.

6. Характер энергосилового воздействия инденторов на обрабатываемый поверхностный слой зависит от степени их стесненного состояния в МОВ слое. Экспериментально подтверждено, что количество загрузки ферромагнитных свободнодвижущихся инденторов в рабочую камеру устройства, которые образуют МОВ

слой, не должно быть выше 3-х концентрично расположенных кольцевых слоёв, соизмеримых с длиной индентора.

7. На основе теоретико-вероятностных представлений определена зависимость, позволяющая прогнозировать продолжительность магнитодинамической упрочняющей обработки и, соответственно, оценить производительность процесса.

8. Представленные для определения параметров качества упрочненной в процессе обработки магнитодинамическим методом поверхности аналитические зависимости с достаточной достоверностью определяют влияние на их формирование энергетического состояния и размеров ферромагнитных инденторов, исходного состояния геометрических характеристик поверхности, а также механических свойств материала, подвергаемого обработке. В результате исследований показано, что представленные аналитические зависимости с точностью 10 – 15% могут быть использованы при проектировании технологии магнитодинамической упрочняющей обработки деталей.

9. Разработан алгоритм, определяющий технологические условия обработки, даны рекомендации по конструктивному исполнению устройств с ЭМВИ, на основе которых возможно формализовать проектирование операций упрочняющей обработки магнитодинамическим методом, что способствует повышению эффективности процесса технологической подготовки производства в САПР ТП.

10. Использование установок проходного типа, реализующих магнитодинамический метод обработки ППД по сравнению с имеющейся на ПАО «ТАНТК им. Г. М. Бериева» технологией упрочнения на УДП-2,5 позволяет существенно снизить энергоёмкость и материалоемкость оборудования, снизить технологическое время обработки, сократить вспомогательное время на установку деталей и таким образом повысить производительность процесса упрочнения, обеспечив при этом параметры качества поверхностного слоя, регламентируемые техническими требованиями.

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ НОМЕНКЛАТУРЫ ИЗДЕЛИЙ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА ПРЕДПРИЯТИЯ (ОТРАСЛИ)

Краснова Е.В.

Московский Политех, г. Москва

Аддитивные технологии (АТ) – это быстро развивающийся инновационный сегмент технологий машиностроения, к основным направлениям развития которого относят: увеличение объёма новых знаний, кибербезопасность, автоматизация процессов пост-обработки, стандартизация и кооперация. На сегодняшний день актуальной и практически значимой задачей для предприятий машиностроительных отраслей является разработка номенклатурного перечня изделий (НПИ), в производстве которых целесообразно использовать АТ. В основе методики разработки НПИ лежит алгоритм, состоящий из ряда этапов работ и итерационных процедур. Решение задачи по алгоритму начинается с анализа инновационного потенциала (ИП) предприятия, который показывает его готовность к внедрению и освоению АТ.

В случае соответствия ИП предприятия (отрасли) переходу к аддитивному производству (АП) необходимо приступить к формированию вектора критериев изделий, складывающегося из единичных критериев, демонстрирующих область эффективного практического применения рассматриваемой АТ. Формирование системы условий и ограничений также необходимо при реализации инновационного проекта, связанного с внедрением АТ.

Определение значений каждого единичного показателя осуществляется методом экспертных оценок или директивным путём на основе имеющегося опыта. Выбор правила предпочтения представляет собой граничное условие, по которому осуществляется отбор изделий в пределах заданного значения критерия выбора.

Разработка классификатора необходима для разделения всего множества изготавливаемых изделий на группы по ряду признаков, позволяющего использовать

принципы унифицированного производства. Дальнейшее формирование экспертной группы и проведение экспертизы деталей осуществляется в соответствии с государственными стандартами, положениями и рекомендациями и завершается обобщением полученных мнений экспертов и оценкой проведённой экспертизы. В случае противоречивости экспертной оценки необходимо провести НИОКР для подтверждения соответствия определенных деталей установленным критериям и условиям. Далее, как правило, для изделия требуется конструктивно-технологическая доработка, однако в противном случае необходимо перейти к этапу укрупненного технико-экономического контроля, на котором проводится сравнение удельных ресурсозатрат на изготовление изделия по существующей технологии и технологии АП.

Для изделий, технико-экономический эффект которых подтвержден и соответствует поставленным условиям и ограничениям, формируется предварительный НПИ. Перечень включает выпускаемые и перспективные изделия, для которых переход к АП снижает издержки производства. Качественный состав оборудования АП формируется на следующем этапе распределения изделий по группам по конструктивно-технологическим признакам. На следующем этапе проводится анализ количественного состава оборудования для формирования требуемого парка и оценка состава и количества исходных материалов для АП. Для предприятий (отраслей), располагающих необходимым оборудованием, становится возможным формирование и утверждение НПИ для АП и передача его для дальнейшей технологической подготовки и внедрения. Если требуемое оборудование на предприятии отсутствует, то следующим шагом алгоритма является план технического перевооружения и развития предприятия, при выполнении которого формируются новые НПИ для АП.

Представленная методика при её конкретизации и привязке к предприятию обеспечит обоснованный подход к внедрению АТ в производственный процесс, а также позволяет разработать поэтапный план внедрения АП на предприятии (в отрасли), формализовать отдельные этапы этого плана и поддержать конкурентоспособность предприятия, обеспечив его устойчивое развитие.

ЛИТЕРАТУРА

- 1.Зленко М.А., Попович А.А., Мутылина И.М. Аддитивные технологии в машиностроении. С.-Пб.: С.-Пб. политехнический университет, 2013. 222 с.
- 2.Шишковский И. В. Основы аддитивных технологий высокого разрешения. С-Пб.: Питер, 2015. 348 с.
- 3.Лазерные аддитивные технологии в машиностроении: учебное пособие / А.Г. Григорьянц [и др.]; под ред. А. Г. Григорьянца. Москва: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. 278 с.
- 4.Гибсон Я., Розен Д., Стакер Б. Технологии аддитивного производства. Пер. с англ. Под ред. И.В.Шишковского. Москва.: Техносфера, 2016. 656 с.
- 5.Additive fabrication terminology unraveled. [Электронный ресурс] www.additive3d.com/nm_01.htm. (дата обращения: 15.07.19)
- 6.ASTM Additive manufacturing committee approves terminology standard. [Электронный ресурс] www.astmnewstroom.org/default.aspx?pageid=1944
- 7.W. E. Frazier, Metal Additive Manufacturing: A Review // Journal of Materials Engineering and Performance. 2014. № 23 [6]. С.1917-1928.
- 8.Wohlers Report 2019 Details Striking Range of Developments in Additive Manufacturing Worldwide. [Электронный ресурс] <https:// Wohlersassociates.com/press77.html> (дата обращения: 25.06.19)
- 9.Наукоёмкие технологии машиностроительного производства. Физико-химические методы и технологии / Под ред. Б.П. Саушкина. Москва: Форум, 2013. 920 с.
- 10.Машиностроение в условиях инновационной парадигмы развития производственных систем: монография / Ю.А. Моргунов, Б.П. Саушкин; под науч. ред. Б.П. Саушкина. Москва.: Московский Политех, 2019. 340 с.

11. Краснова Е.В. Инновационный потенциал аддитивной технологии селективного лазерного сплавления / Сборник тезисов докладов «Гагаринские чтения-2019» XLV Международной молодежной научной конференции, 2019. С. 785-786.
12. Моргунов Ю.А., Саушкин Б.П. Аддитивные технологии для авиакосмической техники // Аддитивные технологии. 2016. №1. С. 6–15.
13. Моргунов Ю.А., Саушкин Б.П. Аддитивные технологии: освоение и внедрение в производство // Ритм машиностроения. 2016. № 9. С. 30–35.
14. Atzeni E. and Salmi A., Economics of Additive Manufacturing For End-Usable Metal Parts // Int. J. Adv. Manuf. Tech.2012. № 62 [9]. С. 1147-1155.
15. Моргунов Ю.А., Саушкин Б.П. Техничко-экономический анализ технологий аддитивного формообразования // Научоёмкие технологии в машиностроении. 2016. №7. С. 4-8.
16. ГОСТ 23554.0-79. Система управления качеством продукции. Экспертные методы оценки качества промышленной продукции. Основные положения. М., 1982. 21 с.
17. ГОСТ 23554.1-79. Система управления качеством продукции. Экспертные методы оценки качества промышленной продукции. Организация и проведение экспертной оценки качества продукции. М., 1983. 22 с.
18. ГОСТ 23554.2-81. Система управления качеством продукции. Экспертные методы оценки качества промышленной продукции. Обработка значений экспертных оценок качества продукции. М., 1983. 66 с.
19. Научно-техническая экспертиза инновационных проектов и решений: учеб. пособие / А.Г. Бойцов, В.В. Курицына, В.Б. Дудаков. М.: Щербинская типография, 2017. 274 с.
20. Расчёты экономической эффективности новой техники: Справочник / Под общ. ред. К.М. Великанова. Л.: Машиностроение. 1990. 448 с.
21. Справочник технолога-машиностроителя. В 2-х т. Т. 2 / Под ред. А.М. Дальского и др. М.: Машиностроение-1, 2003. 944 с.

АНАЛИЗ ДОПУСТИМОСТИ ВЫВЕДЁННЫХ ЛИТЕЙНЫХ ДЕФЕКТОВ НА ЛОПАТКАХ СОПЛОВОГО АППАРАТА ТУРБИНЫ

Лысенко А.А.

ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск

Сопловые и рабочие лопатки по своему служебному назначению являются основными деталями газовых турбин как лопаточных машин. В совокупности они образуют проточную часть турбины, в которой происходит преобразование тепловой энергии газа в механическую работу вращающегося ротора. Совокупность сопловых и рабочих лопаток называют лопаточным аппаратом турбины. Лопаточный аппарат является самой дорогой и наиболее ответственной частью турбины. Экономичность турбины, её КПД в первую очередь зависит от качества выполнения лопаточного аппарата. Трудоёмкость изготовления лопаток современной турбины достигает до 45% от общей трудоёмкости изготовления всех её деталей.

Лопатки изготавливаются из жаропрочных сплавов методом литья, что обуславливает значительное количество литейных дефектов. По статистике не менее 50% лопаток турбины отбраковывается по литейным дефектам [1].

Блоки лопаток соплового аппарата (СА) обладают особенно сложной геометрической формой, т.к. в состав блока входит несколько лопаток. Возникновение дефекта при изготовлении хотя бы на одной лопатке может привести к отбраковке всего блока, что приводит к повышению затрат на изготовление ГТД. Ущерб от брака возрастает в соответствии с количеством лопаток в блоке [2].

Блок лопаток с отклонениями геометрии может быть пропущен на сборку при условии отсутствия влияния данных отклонений на его статическую и вибрационную прочность.

Большинство литейных дефектов, таких как раковины, пористость, рыхлоты приводят к значительному повышению статических и динамических напряжений в местах их расположения, что исключает возможность дальнейшего использования детали. Наименьшее влияние на уровень напряжений в детали оказывают такие отклонения, как занижение хорды и утонение стенки (при относительно небольших значениях занижений). Зачистка поверхностных дефектов, таких как раковины, поры и т. д. позволяет вывести значительную их часть, сведя отклонения геометрии лопаток только к занижениям хорды и утонениям стенок. В дальнейшем речь пойдет о методе оценки прочности деталей, имеющих выведенные литейные дефекты

Методы оценки влияния отклонений геометрии на статическую прочность на сегодняшний день достаточно хорошо отработаны. Анализ статической прочности детали с отклонением выполняется расчётными методами, путём определения коэффициента концентрации К_t с последующей оценкой влияния повышения напряжений в месте дефекта на запас статической прочности и циклическую долговечность детали.

Оценка вибрационной прочности лопаток с отклонениями геометрии является затруднительной при отсутствии данных по влиянию отклонения геометрии на их предел выносливости. Экспериментальная оценка влияния отклонений на предел выносливости лопаток является очень затратной с точки зрения времени и материальных ресурсов.

В данной работе представлен метод расчётной оценки влияния отклонений геометрии лопаток соплового аппарата турбины на их вибрационную прочность, включающий в себя следующие работы:

- создание конечно-элементной модели сектора соплового аппарата (далее – СА) турбины по номинальным размерам и сектора с отклонением геометрии;
- расчёт статического и динамического НДС, а также форм и частот колебаний сектора СА в номинальной геометрии;
- расчёт статического и динамического НДС, а также форм и частот сектора СА с отклонением;
- анализ сочетания статических и динамических напряжений в секторе СА номинальной геометрии и секторе СА с отклонением с помощью диаграммы Гудмана.

В данной работе также представлен пример анализа допустимости отклонений геометрии охлаждаемых лопаток соплового аппарата турбины низкого давления одного из двигателей разработки ПАО «ОДК-Сатурн», показан принцип отбраковки лопаток с отклонениями недопустимыми с точки зрения вибрационной прочности.

Разработанная методика позволила сократить количество отбраковываемых лопаток на 25%. Двигатели, на которых были установлены лопатки, обоснованные по вышеописанной методике после выработки межремонтного ресурса, проходили ремонт на ПАО «ОДК-Сатурн», дефектов усталостного характера на лопатках СА выявлено не было.

ЛИТЕРАТУРА

1. И.В. Завалишин, А.Г. Финогеев // Особенности технологической подготовки производства деталей турбины газотурбинного двигателя. Труды МАИ. – 2012. – № 83. – 11 с.
2. Газотурбинные двигатели // А.А. Иноземцев, В.Л. Сандрацкий. – Пермь, 2006. – 1204 с.

ИЗГОТОВЛЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ ПРЯМОГО НАНЕСЕНИЯ МЕТАЛЛА

Минкин А.Р.

АО «ИЭМЗ» Купол», г. Ижевск

Данная статья рассматривает изготовление деталей ракетного двигателя методом прямого нанесения металла. Актуальность рассматриваемого метода заключается в том, что внедрение и использование 3D-печати наиболее актуальная тема в машиностроении за счёт снижения трудоёмкости изготовления. Патент на данную технологию принадлежит американской фирме POM (Precision Optical Manufacturing). Технология сочетает в себе пять

общеизвестных технологий: лазеры, CAD, CAM, сенсоры и порошковую металлургию. Приведён принцип работы данной технологии, с помощью которой создаются детали, отвечающие определённым требованиям. Помимо этого, в статье приведены материалы, из которых изготавливаются данные детали. На основании анализа данного метода выбирается такая система, которая позволяет изготовить крупногабаритные детали, в частности для изготовления деталей ракетного двигателя. На данный момент, для изготовления крупногабаритных (и не только) деталей ракетного двигателя по данной технологии наиболее оптимально подходит система лазерной наплавки металла DM3D DMD 66R. Помимо построения крупногабаритных изделий из металла, данная система позволяет ремонтировать металлические детали, восстанавливать рабочие поверхности широкого спектра механизмов, таких как лопасти турбин, режущие кромки штампов, прокатные валки, любая инструментальная оснастка с использованием порошков из инструментальных сталей, кобальтовых, никелевых и титановых сплавов. Для сравнения 3D-печати, в статье Приведено сравнение технологии SLM и DMD печати, на основании двух систем, из которых подведен итог данного анализа.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРИНЦИПОВ И МОДЕЛЕЙ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ УЧЁТА ТРЕБОВАНИЙ К СБОРКЕ ВЫСОКОТОЧНЫХ ИЗДЕЛИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ

Назарьев А.В.

«НПЦАП» – «ПАО «Корпус», г. Саратов

Сборка изделий является завершающим и наиболее ответственным этапом производственного цикла. Особенно это касается высокоточных изделий, к которым относится большинство приборов и машин военно-промышленного комплекса, ракетно-космической и авиационной промышленности, прецизионного станкостроения и т.д. Достижение заданных эксплуатационных характеристик подобных изделий весьма затруднено вследствие необходимости учёта влияния непознанных и плохо управляемых причин. На практике данное обстоятельство пытаются решать такими затратными методами как многочисленные доводочные работы, переборки и уточнение конструкции [1,2].

Именно поэтому необходимо проведение исследований по созданию комплексного подхода для решения вопросов, возникающих при изготовлении подобных изделий.

Предлагается комплекс проектных процедур системы учёта требований к сборке при проектировании технологических процессов механической обработки (СТСТПМ) [3], который основывается на установлении связи между технологической подготовкой механообрабатывающего и сборочного производств, с учётом ограничений, накладываемых требованиями к сборке, и реально складывающейся производственной ситуации.

Предлагаемая структура СТСТПМ включает в себя три укрупнённых блока проектных процедур.

Для реализации первого укрупнённого блока проектных процедур представлена классификация структурных элементов и разработана методика разбиения высокоточного изделия на структурные элементы и выбора плоскостей для проведения конструкторского размерного анализа (КРА).

Для проведения КРА разработана методика объединения графов сопряжений сборочных единиц и графов размеров деталей в общие графы размеров-сопряжений. Кроме того, для формализации процедур КРА нами выбрана [4,5] и доработана математическая модель, основанная на аппарате теории графов, а именно предложена индексация деталей, сборочных единиц и их размеров, задействованных в расчётах, для корректного составления необходимых графов и формирования на их основе систем уравнений.

Исходными данными для второго этапа является множество возможных вариантов ТП механической обработки деталей, задействованных в сборке, полученное в системе

автоматизированного планирования ТП (САПРТП) [6], представляющую собой многоуровневую иерархическую систему.

Сущностью технологического размерного анализа является построение графов всех возможных вариантов ТП механической обработки деталей. Для формализации данного этапа выбран [7] и доработан подход, также основанный на математическом аппарате теории графов, а именно предложена индексация, непосредственно связанная с индексацией при проведении КРА, которая позволяет учитывать необходимые варианты ТП, а также конструкторские, технологические размеры и технологические припуски для корректного составления графов технологического размерного анализа и формирования на их основе систем уравнений. Кроме того, в выбранном подходе уточнены формулы расчёта номинальных размеров детали.

Третий этап подразумевает составление вариантов обобщённых графов, включающих в себя графы КРА сборочных единиц и деталей, а также полученные графы размерного анализа всех возможных вариантов ТП для каждой детали, задействованной в сборке, во всех необходимых сечениях. Для этого была разработана методика объединения графов размеров-сопряжений и графов размерного анализа вариантов ТП механической обработки деталей в обобщённые графы. В результате реализации процедуры сгенерированы варианты систем уравнений обобщённых графов, учитывающие предложенную нами индексацию.

На основе полученных обобщённых систем уравнений происходит выбор множества ТП изготовления деталей, удовлетворяющих требованиям к сборке. Критерий выбора – получение максимально возможного числа сборочных комплектов $\max \{ ICK \}$. Из выбранного множества в свою очередь, определяется вариант рационального ТП в зависимости от складывающейся на предприятии производственной ситуации методом многокритериальной оптимизации по критерию Парето с применением генетического алгоритма для определения весовых коэффициентов важности каждого из критериев.

Нами были выбраны [8,9] и доработаны математические модели для формализации третьего укрупнённого блока проектных процедур, а именно:

- предложены и обоснованы критерии выбора рациональных ТП: количество операций ТП изготовления деталей ($W_{оп}$); общее количество технологических переходов для каждого из ТП изготовления деталей ($W_{пер}$); однородность технологического оборудования, применяемого при реализации ТП ($W_{ОТД}$);

- сформировано условие определения значений весовых коэффициентов для каждого из критериев: $\xi_{оп} > \xi_{пер} > \xi_{ОТД}$.

Таким образом, комплексный подход позволяет учитывать реально складывающуюся производственную ситуацию и выбирать рациональные ТП обработки деталей с учётом ограничений, накладываемых требованиями к сборке. Это позволит снизить трудоёмкость сборки высокоточных изделий, количество необходимых для сборки комплектов деталей, повысить качество и точность высокоточных изделий, а также сократить время и трудоёмкость при технологической подготовке производства.

ЛИТЕРАТУРА

1. Базров, Б. М. Основы технологии машиностроения: учебник / Б. М. Базров. – М.: Машиностроение, 2005. – 736 с.
2. Суслов, А. Г. Научные основы технологии машиностроения / А. Г. Суслов, А. М. Дальский. – М.: Машиностроение, 2002. – 684 с.
3. Назарьев, А.В. Комплексный подход для выполнения технологической подготовки многономенклатурных механообрабатывающих производств на основе учёта особенностей сборки высокоточных изделий [Текст] / А.В. Назарьев, П.Ю. Бочкарев // Справочник. Инженерный журнал. – 2019. – № 3. – С. 35–42.
4. Лелюхин, В.Е. Анализ и расчёт размерных цепей на основе графов размерных связей [Текст] / В.Е. Лелюхин, О.В. Колесникова // Вестник ИПИ ДВФУ. – 2015. – №4 (25). – С. 29–34.

5. Гречников, Ф.В. Проектирование технологических процессов сборки по критериям точности [Текст] / Ф.В. Гречников, С.Ф. Тлустенко // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. – 2011. – № 3-4. – С. 38–43.

6. Бочкарев, П.Ю. Проектирование технологических операций механообработки в системе планирования технологических процессов [Текст] / П.Ю. Бочкарев, В.В. Шалунов, Л.Г. Бокова // Вестник Саратовского государственного технического университета. – 2009. – Т. 3. – № 1. – С. 46–54.

7. Мухомозов, А.В. Алгоритм модуля автоматизированного расчёта технологических размерных цепей [Текст] / А. В. Мухомозов // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». – 2015. – Т.15, №3. – С. 48-55.

8. Филипович О.В. Управление параметрами селективной сборки двух деталей / О.В. Филипович, Г. В. Невар, М.И. Гарматюк, Д.В. Заморёнова // Известия ТулГУ, Технические науки – 2015. – №10. – С. 144-150.

9. Догадина Е. П. Многокритериальное управление процессами мелкосерийного производства радиоэлектронной аппаратуры / Е. П. Догадина, А. Н. Коноплев // Методы и устройства передачи и обработки информации. – 2011. – № 1. – С. 121-123.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОДКРЕПЛЕНИЯ ОТВЕРСТИЙ ПОД КРЕПЁЖ В КОМПОЗИТНЫХ АГРЕГАТАХ С ПОМОЩЬЮ ТЕРМОКОМПРЕССИОННОГО МЕТОДА УСТАНОВКИ КОМПОЗИТНЫХ ВТУЛОК

Насонов Ф.А.

ПАО «Компания «Сухой», МАИ, г. Москва

Актуальность. Несущая способность детали или агрегата с отверстием под крепёж и механического крепёжного соединения зависит от напряжённо-деформированного состояния (НДС) и сопутствующей ему концентрации напряжений в зоне крепежа. Повышение несущей способности композитных агрегатов, содержащих отверстия под крепёж, позволит снизить общий вес без снижения запасов прочности, показателей надёжности и ресурса.

Целью настоящей работы является разработка способа эффективного подкрепления отверстий под крепёж в композитных агрегатах с помощью термокомпрессионного метода установки композитных втулок с использованием математической, компьютерной (конечно-элементной) моделей, проведением механических испытаний и исследованием образцов рентгеновской компьютерной томографией.

Результаты. Определены основные проблемы, сопряжённые созданием механических соединений деталей, узлов и агрегатов из полимерных композиционных материалов. Показано, что полностью уйти от процессов образования отверстий под крепёж способами механической обработки при современном состоянии сборочного производства не представляется возможным. В связи с этим перспективной представляется разработка методов повышения несущей способности точечного механического соединения композитных элементов за счёт снижения концентрации напряжений на основе комплекса конструктивно-технологических решений [6 – 7], прежде всего подкреплением крепёжных отверстий по всему контуру с помощью композитных втулок, в которые устанавливают соединительные элементы.

Обозначены основные требования, предъявляемые к методу установки подкрепляющего элемента, и основные принципы его формирования.

Таким образом, расчёт по МКЭ для аналогичной конструкции (с учётом схем армирования) дал результат снижения концентрации напряжений на 20–27%. Конструктивно-подобные образцы, в которых также учитывались схемы армирования углепластиковой детали и стеклопластиковой втулки, испытанные по схеме нагружения с болтовым соединением нормированной затяжки на срез, показали среднее значение увеличения несущей способности на 15 %.

Для выявления возможности более полной реализации на практике упруго-прочностных свойств подкрепляющего композитного элемента и подкрепляемого агрегата и их совместной работы проведено исследование образцов методом рентгеновской компьютерной томографии качества установки композитных втулок при помощи рентгеновского компьютерного томографа VTX S.

Заключение. Обоснована эффективность установки подкрепляющих отверстия под механический крепёж элементов, выполняющих роль «стопперов», снижающих значения механических напряжений на краях отверстий. Разработано и экспериментально проверено конструктивно-технологическое решение по установке подкрепляющих отверстия композитных стеклопластиковых втулок термокомпрессионным методом, спроектирован типовой технологический процесс.

Проведена оценка предложенных конструктивно-технологических решений с учётом реализованного технологического процесса и реальных типовых зон композитных агрегатов боевого ЛА по подкреплению отверстий под крепёжные элементы. Повышение несущей способности конструктивных эпоксигутепластиков по результатам экспериментальной оценки по испытанию конструктивно-подобных образцов достигает величины 15 %, которое подтверждается расчётно-аналитическими методами с использованием модели затупления трещин со стопперами в отверстиях, где это значение достигает 27%, а при использовании компьютерного моделирования оно имеет значения в интервале 20–27% в зависимости от таких конструктивных особенностей подкрепляемых эпоксигутепластиков и устанавливаемых эпоксигластиковых втулок, как схемы армирования и значения упруго-прочностных свойств монослоев. Достижение величин повышения несущей способности подкреплённых композитных агрегатов 20–27% позволяет снизить вес композитных агрегатов и узлов на величину 13–15% без пересчёта запаса прочности при сохранении требуемых уровней надёжности и ресурса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вишняков М.А., Вашуков Ю.А. Конструкторско-технологические методы обеспечения качества изделий машиностроения. Уч.пос. Изд. СГАУ – Самара, 2005. С. 76 – 91.
2. Кривов Г. А., Матвиенко В.А., Тарасов Ю.М., Громашев А.Г. //Обеспечение соответствия новых технологий агрегатно-сборочного производства гражданских самолётов требованиям авиационных правил// Наука и технологии в промышленности– № 2, 2012. С. 60 – 67.
3. Насонов Ф.А., Морозов Б.Б., Бухаров С.В. К вопросу о ремонте отверстий под разъемные соединения в изделиях из углепластика с помощью установки стеклопластиковой втулки // Наука и технологии. Том 1. Материалы XXXVI Всероссийской конференции, посвященной памяти референта МСНТ Н.Н. Ершовой. – М.: РАН, 2016. С. 91 – 100.
4. Насонов Ф.А., Бухаров С.В. Материаловедческие и технологические подходы к решению проблем микроповреждаемости углепластиков при образовании отверстий методами механической обработки // Новые технологии. Том 1. – Материалы XIV Всероссийской конференции, посвященной 70-летию ГРЦ им. академика В.П. Макеева. – М.: РАН, 2017. С. 110 – 118.
5. Карпов Я.С., Кривенда С.П., Рябков В.И. Проектирование и конструирование соединений деталей из композиционных материалов, Изд-во ХАИ, Харьков, – 1997. – с. 50 – 64.
6. Семин М.И., Стреляев Д.В. Расчёты соединений элементов конструкций из композиционных материалов на прочность и долговечность. – М.: ЛАТМЭС, 1996. – 287 с.
7. Савин Г. Н. Распределение напряжений около отверстий. Киев: Наукова думка, 1968. – 891 с.
8. Насонов Ф.А., Морозов Б.Б., Зинин А.В., Бухаров С.В., Харченко К.Д. Оценка эффективности метода ремонта отверстий под крепёж в композитных элементах путём

установки стеклопластиковой втулки термокомпрессионным способом //Ремонт. Восстановление. Модернизация. № 10 – 2018. С. 13 – 16.

9. Насонов Ф.А. Разработка метода ремонта отверстий под разъемные соединения в изделиях из углепластика с помощью установки стеклопластиковой втулки // Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли. Сборник докладов. Том 1. – Казань: Изд-во Академии наук РТ, 2016. – Т. 1. С. 779 – 784.

10. Whitney J. M., Nuismer R. J. Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations. —J. Composite Mater., 1974, 8, N3, p. 253—265.

11. Савин Г. Н., Ван Фо Фы Г. А. Распределение напряжений около эллиптического отверстия в пластинке из волокнистых материалов. — Прикл. механика, 1966, 2, вып. 5, с. 5—11.

12. Bowie O. L. Analysis of an infinite plate containing radial cracks originating at the boundary of an internal circular hole. —J. Math. Phys. 1956. 35. p. 60—67.

13. Милейко С. Т., Хохлов В. К., Сулейманов Ф. Х. Разрушение композитного материала с макродефектом. – Механика композит. материалов, 1981, № 2 с. 358— 362.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ПРОКАТКИ И ОТЖИГА НА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ, МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА И МИКРОСТРУКТУРУ СПЛАВА В-1579

Петров И.Н., Разживин В.А., Батурин А.П.

Самарский университет, г. Самара

В данном исследовании определена предельная степень деформации при холодной прокатке, исследовано влияние степени обжатия при холодной прокатке на микроструктуру и комплекс механических, и технологических свойств холоднокатаных листов. Исследовано влияние режимов разупрочняющей термической обработки на микроструктуру и комплекс механических, и технологических свойств холоднокатаных листов.

В результатах выполненных исследований по влиянию степени обжатия при холодной прокатке, а также режимов промежуточного и окончательного отжига сформулированы следующие рекомендации: степень обжатия при холодной прокатке промежуточного разупрочняющего отжига горячекатаных листов из сплава системы Al-Mg-Sc типа В-1579 не должна превышать 80%; оптимальная степень обжатия при холодной прокатке без промежуточного отжига составляет около 50%; при проведении холодной прокатки с промежуточным отжигом оптимальные сочетания механических и технологических свойств, а также состояние близкое к трансверсально-изотропному с высокими показателями нормальной анизотропии достигается при равенстве степеней обжатия до и после промежуточного отжига.

Проведён текстурный анализ листов из сплава типа В-1579 в термообработанном и нагартованном состоянии. Установлено, что текстура после горячей прокатки слабо изменяется при дальнейшей холодной прокатке с промежуточными и окончательными отжигами.

Разработаны рекомендации по режимам изготовления холоднокатаных полуфабрикатов в нагартованном и термообработанном состоянии; изготовлены слитки из сплава системы Al-Mg-Sc с различным содержанием скандия; изготовлены горячекатаные и холоднокатаные листы с различным содержанием скандия.

ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭКОНОМНО ЛЕГИРОВАННОГО ПРИПОЯ ПМ 17 ДЛЯ ПАЙКИ МЕДНО-СТАЛЬНЫХ УЗЛОВ «ГОРЯЧИХ» АГРЕГАТОВ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РН «АНГАРА»

¹Подгорнов С.Н., ²Камель О.О.

¹ВМЗ – ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, г. Воронеж

²АО «НПО Энергомаш» им. академика В. П. Глушко», г. Москва

В настоящее время для пайки медно-стальных сборочных единиц камеры сгорания РД 191 в качестве припоя используется многослойное гальваническое покрытие меди и серебра. Качество паяного соединения в этих условиях полностью зависит от процесса гальванического нанесения меди и серебра как припоя и определяется химическим составом ванны, качеством применяемых химикатов, температурой окружающей среды, временем нанесения покрытия, постоянством силы тока и напряжения в электросети. В производственных условиях указанные параметры не всегда обеспечивают достаточную стабильность технологического процесса, что соответственно может влиять на формирование качественного паяного соединения. Пайка при этих условиях осуществляется за счёт контактного плавления серебряного и медного покрытия, нанесённого на внутреннюю стенку и медного покрытия, нанесённого на наружную. Температура начала и конца контактного плавления в процессе пайки зависит от процентного содержания меди и серебра в зоне соединения, т. е. от соотношения толщины покрытия меди и серебра, что приводит к нестабильности свойств паяного соединения. Необходимо учитывать, что одним из основных условий для обеспечения работоспособности паяных сборочных единиц, кроме высокой прочности паяного соединения, является сохранение высокой теплопроводности огневой стенки, изготовленной из бронзы БрХ0,8.

С целью повышения уровня технологии и исключения экологически вредных цианосодержащих электролитов, с одновременным повышением прочности паяного соединения необходимо разработать технологический процесс пайки медно-стальных узлов с использованием припоя ПМ-17 вместо пайки через гальваническое покрытие для сборочных единиц камеры сгорания двигателя РД191 РН «Ангара».

Для этого выполнены следующие работы:

- определено изменения концентрации элементов, входящих в состав припоя ПМ 17 по толщине огневой стенки и расчёт изменения, в связи с этим теплопроводности.
- выбраны параметры пайки: температура, время выдержки, вакуум, толщина и количество припоя, размеры сопрягаемых деталей;
- разработан технологический процесс пайки медно-стальных узлов с использованием припоя ПМ 17. Проведены экспериментальные работы на имитаторе. Проведены прочностные испытания паяных соединений образцов-имитаторов;
- отработан технологический процесс пайки на сборочных единицах камер сгорания двигателя РД191. Проведены типовые испытания паяных соединений сборочных единиц;
- проведены огневые испытания камеры сгорания изготовленной с применением пайки через припой ПМ-17.

Результаты работ:

- по результатам проведённых работ проведено обоснование возможности замены диффузионной пайки через медно-серебряное покрытие на пайку через экономно легированный припой ПМ 17 медно-стальных сборочных единиц камеры сгорания РД 191 РН «Ангара»;
- теоретически подтверждено незначительное влияние элементов, входящих в состав припоя ПМ 17, на тепловое состояние огневой стенки камеры сгорания;
- разработана технология изготовления медно-стальных сборочных единиц камеры сгорания РД 191 РН «Ангара» с применением припоя ПМ 17;
- по результатам типовых испытаний медно-стальных сборочных единиц камеры сгорания РД 191 подтверждено повышение прочности паяных соединений, выполненных

припоем ПМ-17, более чем на 40% по сравнению с узлами, спаянными через гальваническое покрытие;

- по результатам огневых испытаний двигателя РД 191 подтверждена работоспособность камеры со средней частью и секцией первой, изготовленных пайкой припоем ПМ 17 вместо пайки через медно-серебряное покрытие.

ГИБРИДНЫЙ КОМПОЗИТ НА ОСНОВЕ СТЕКЛО-УГЛЕКНИ И ЭПОКСИДНОГО СВЯЗУЮЩЕГО

Присяник В.С.

АО «У–УАЗ», г. Улан-Удэ

В настоящее время изделия из композиционных материалов плотно вписались в конструкцию авиационной техники. Так от ненагруженных деталей стали применять композиционных материалы при производстве высоконагруженных ответственных деталей, такие как лопасти рулевого винта. При изготовлении конструкций из композиционных материалов совершенство технологий определяется оптимальным выбором материалов. Для качественного изделия необходимо правильно подобрать наполнитель и матрицу для надёжного взаимодействия между собой. Надёжность любой конструкции определяется правильным выбором материалов и технологией производства детали.

Для снижения стоимости, поддержания отечественного производителя, увеличения прочности, качества, стойкости к внешним факторам, предлагаю применение гибридных композитов из отечественных материалов.

Применение гибридных КМ обеспечивает достижение нескольких важных технических эффектов:

- повышение надёжности и увеличение срока службы;
- возможность сокращения числа деталей в конструкции и изготовления её за один приём, что существенно повышает производительность труда;
- возможность сокращения массы конструкции на 25 – 40%.

В качестве методов исследования гибридного композиционного материала выбрана теория надёжности материала. Для расчёта прочностных свойств использовался расчёт прочности тонкостенной осесимметричной оболочки – оболочка, имеющая форму тела вращения.

При проектировании композиционного материала вопрос совместимости наполнителя и матрицы является определяющим.

В качестве модели формы (теоретически) использовался гибридный материал с межслойной гибридизацией из стеклоткани Т-45(П)-76 и углеткани УТ-900-3. На начальном этапе изготавливался препрег на основе эпоксидного связующего ЭДТ-69Н. И по схеме армирования 0/90° выкладывалась оболочка для дальнейшего формования в автоклаве.

Использование стеклоткани Т-45(П)-76 обусловлено тем, что гибридизация полых и монолитных волокон во внутренних слоях пластика позволяет повысить давление разгерметизации более чем в 2 раза.

По полученным расчётным данным были выявлены основные характеристики материала и экономический эффект от его использования.

ВЛИЯНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ОБРАБОТКИ НА СТРУКТУРУ И МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ЖАРОПРОЧНЫХ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

Слезов С.С., Пожого О.З., Пожого В.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время создание новых авиационных материалов и технологий их обработки является актуальной научной и практической задачей материаловедов. Современные

тенденции развития авиастроения диктуют жёсткие требования к новым материалам по экономичности, надёжности, ресурсу и тягословых характеристик. Такие материалы должны обеспечить одновременное кардинальное повышение комплекса важнейших функциональных характеристик. Наряду с традиционными требованиями по жаропрочности, сопротивлению усталости, трещиностойкости в последнее время в сферу повышенного интереса конструкторов и технологов входят такие свойства, как стойкость к воздействию высокотемпературной (до 700–750°C) окислительной среды, износостойкость и стойкость к фреттинг – коррозии при интенсивных фрикционных нагрузках, повышенная технологичность. Одними из наиболее перспективных материалов являются сплавы на основе алюминидов TiAl, Ti3Al с содержанием алюминия, превышающим его предельную растворимость в α – фазе (более 7%) и сплавы на основе орто-фазы системы Ti-Al-Nb. Основными преимуществами данных сплавов являются высокая удельная прочность при повышенных температурах, возможность эксплуатации при температурах до 750°C и низкий удельный вес – практически в два раза ниже, чем у никелевых сплавов, что позволит уменьшить суммарный вес двигателя более чем на 300 кг. Однако на сегодняшний день данные сплавы имеют массу технологических проблем, таких как: низкий уровень технологической пластичности и высокое сопротивление пластической деформации [3]. Решить данные проблемы традиционными методами термической или термомеханической обработки на сегодняшний день не удастся. Данные недостатки вызывают необходимость разработки таких технологий производства и обработки данных сплавов, которые бы позволили эффективно решить, как проблемы технологической пластичности при горячей деформации и создании высококачественных деформированных полуфабрикатов, так и реализовать высокие эксплуатационные свойства при температурах до 700 – 750°C.

Новым эффективным способом управления структурой, технологическими и эксплуатационными характеристиками титановых сплавов с интерметаллидным упрочнением является технология, включающая в себя термоводородную обработку (ТВО) и водородное пластифицирование (ВП).

В данной работе проводилось исследование влияния различных режимов термоводородной обработки на структуру, фазовый состав, технологичную пластичность и комплекс механических свойств жаропрочных титановых сплавов с интерметаллидным упрочнением. На основании проведённых исследований были определены закономерности формирования структуры и фазового состава при обратимом легировании водородом выбранных жаропрочных титановых сплавов. Установлено, что дополнительное легирование водородом снижает предел текучести сплавов на 100 – 150 МПа, что позволяет осуществлять горячую пластическую деформацию по режимам, принятым для промышленных конструкционных титановых сплавов. Также показано, что термоводородная обработка приводит к увеличению прочностных характеристик при нормальной и рабочей температурах выбранных сплавов при сохранении удовлетворительной пластичности.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМОВ РАЗРУШЕНИЯ СТРУКТУРНО И КРИСТАЛЛОГРАФИЧЕСКИ ТЕКСТУРОВАННЫХ ТИТАНОВЫХ ЗАГОТОВОК ДЛЯ АВИАЦИИ И КОСМОНАВТИКИ

Стрельникова А.А.

СПбПУ, г. Санкт-Петербург

Исследовалось влияние структурной и кристаллографической текстуры плоских горячедеформированных заготовок титанового сплава Ti-6Al-1V-1Mo на результаты их малоцикловых испытаний и ударной вязкости на воздухе и воде.

ЛИТЕРАТУРА

1. Применение титана в авиации, кораблестроении, военной технике
<http://www.protown.ru/information/hide/5615.html> Copyright © ProTown.ru 2008-2015

2. Тростянская Е.Б., Колачев Б.А., Сильвестрович С.И. Новые материалы в технике. – М.: Химия, 1964. – 656 с.
3. Усова Л.Ф. Технология металлов и материаловедение. – М.: Metallurgy, 1987. – 800 с.
4. Andreev A.A., Anoshkin N.F., Bochvar, G.A. (1979) Semi-finished products from titanium alloys. Metallurgy, Moscow.
5. Gorynin I.V., Chechulin B.B. (1990) Titanium in mechanical engineering. Mechanical Engineering, Moscow.
6. Chechulin B.B., Ushkov S.S., Razuvaev I.N. (1977) Titanium alloys in mechanical engineering. Mechanical Engineering, Leningrad.
7. Borisova E.A., Bochvar G.A., Brun M.Ya. (1980) Metallography of titanium alloys. Metallurgy, Moscow.
8. Belov S.P., Brun M.Ya. Glazunov S.G., Ilyin A.A. (1992) Titanium alloys. Metallurgy of titanium and its alloys. Metallurgy, Moscow.
9. Kaganovich I.N. (1968) Features of production technology of semi-finished products from titanium and its alloys. In: Titanium alloys for new technology, Nauka, Moscow, pp. 230-243.
10. Elagina, L.N., Brun M.Ya. Evmenov O.P. (1980) On the role of recrystallization processes in the formation of the structure of semi-finished titanium alloys. Light alloy technology 1: 45-51.
11. Babareko A.A., Egiz, N.V. (1982) On the mechanism of deformation and fracture of large-crystal textured α - titanium alloys. News of Academy of Sciences of the USSR. Metals 6: 152-157.
12. Skotnikova M. Pushkarev V., Kudryavtsev A. (1989) Study of micro mechanisms destruction of structurally and crystallographically textured workpieces ($\alpha+\beta$) - titanium alloy. In: Electron microscopy and strength of materials. Institute of problems of materials, Kiev, pp. 142-148.
13. Skotnikova M.A., Mironova E.V., Lanina A.A. (2013) Structural and Phase Transformation in material of Blades of Steam Turbines from titanium Alloy after Technological Treatment. Modern mechanical engineering. Science and education. Polytechnic University 3: 256-264.
14. Skotnikova M.A., Radkevich M.M., Mironova E.V. (2014) Effect of Boron Microadditives on the Anisotropy of Mechanical Properties of Flat Preforms from Titanium Alloys. Metal Science and Heat Treatment 55:9-10:540-549.
15. M.A.Skotnikova, N.A. Krylov G.V. Tsvetkova A.A. (2015) Structural and phase transformation in material of blades of steam turbines from titanium alloy after technological treatment. In: Lecture Notes in Control and Information Sciences. 22:93-101.
16. Shaboldo O.P., Vitorskii Y.M., Skotnikova M.A. (2017) Formation of the structure and properties of β -type titanium alloy upon thermomechanical treatment. Physics of Metals and Metallography 18:75-80.
17. Skotnikova M. Pushkarev.V., Igoshin.C. (1990) Study of structural texturing of titanium alloys of plate type in the volume of flat billets. Factory laboratory 3: 32-35.
18. Skotnikova M. (1992) Features of plastic deformation and fracture of two-phase titanium-based alloys. In: Physics of strength and plasticity of metals and alloys. Samara, pp. 213-214.
19. Skotnikova M.A., Kudryavtsev A.S. (1994) Mechanism of destruction of structurally and crystallographically textured titanium billets. Fracture mechanics: successes and problems. Indian Institute of science, India, Bangalore, pp.112-1130.
20. Betsofen S.Ya. (1977) Study of anisotropy of mechanical properties and texture hardening of industrial titanium alloys. The author's abstract of dissertation. MATI, Moscow.
21. Skotnikova M.A., Kudryavtsev, A.S., Medvedeva, G.V. (1991) Identification of the causes of the dispersion of the durability of titanium alloy elements under the corrosive effects of the environment. In: Improving the reliability and durability of machines and structures. The Institute of materials, Kiev, pp.81-82.
22. Skotnikova M.A., Kudryavtsev A.S. (1991) Features of destruction of structurally and crystallographically textual billets from ($\alpha+\beta$) - titanium alloy. In: metallurgical Science and technology of light alloys. VILS, Moscow, pp. 99 - 103.

23. M. Skotnikova, A. Kudryavtsev (1993) Mechanism of destruction of structurally and crystallographically textured titanium billets. Fracture mechanics: successes and problems. Karpenko Physiko - mechanical Institute, Lviv, pp. 447-448.

24. Chechulin B. B., Chesin, J. D. (1987) Cyclic and corrosion strength of titanium alloys. Metallurgy, Moscow.

25. Chesin, J.D., Razuvaeva I.N., Kopylov V.N. (1987) Features of recrystallization of a pseudo- α -titanium alloy. MITOM 10:39-42.

26. Ushkov S.S., Razuvaeva I.N., Kopylov V.N. (1988) Features of change of mechanical properties of the textured pseudo-alpha-titanium alloy in a wide temperature range. FMM, 66:6:1205-1210.

27. M.A. Skotnikova, M.A. Martynov (2005) Practical electron microscopy in mechanical engineering. St. Petersburg Institute of mechanical engineering, St. Petersburg.

28. Kolachev B. A., Malkov A.V. (1983) Physical basis of titanium destruction, Metallurgy, Moscow.

29. Wanhill, R.J.H. (1976). A Fractographic Analysis of Environmental Fatigue Crack Propagation in Ti-6Al-4V sheet. Corrosion, 32:162-172.

ОРИГИНАЛЬНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ БЕСКОНТАКТНОЙ ВЫКЛАДКИ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Субханкулов Р.М.

МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

Предложена оригинальная, не имеющая прямых аналогов в мире, технология бесконтактной выкладки сложнопрофильных изделий из полимерных композиционных материалов. Технология позволяет обойти недостатки существующих и значительно расширить возможности по применению современных полимерных композиционных материалов при серийном изготовлении продукции аэрокосмической и авиационной промышленности наиболее сложной геометрической формы. Представлены результаты экспериментальных исследований по разработке методики по управлению основными технологическими режимами в процессе бесконтактной выкладки изделий из полимерных композиционных материалов. В результате теоретических и экспериментальных исследований оригинального метода бесконтактной выкладки: выявлены рекомендуемые технологические режимы, позволяющие управлять технологическим процессом с целью достижения требуемого качества и снижения трудоёмкости; разработана методика проектирования процесса бесконтактной выкладки многослойных изделий переменного сечения, позволяющая обеспечить требуемое качество в цеховых условиях; получены эмпирические зависимости, позволяющие рассчитывать режимы бесконтактной выкладки в рамках разработанного оригинального метода, и позволяющие прогнозировать технико-эксплуатационные показатели многослойных изделий переменного сечения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Harik, R., Saidy, C., Williams, S. J., Gurdal, Z., & Grimsley, B. (2018, May). Automated fiber placement defect identity cards: cause, anticipation, existence, significance, and progression. In SAMPE Conf Proc.

2. Denkena, B., Schmidt, C., & Weber, P. (2016). Automated fiber placement head for manufacturing of innovative aerospace stiffening structures. Procedia Manufacturing, 6, 96-104.

3. Резниченко В. И. Изготовление лопастей вертолётов из неметаллических материалов. Учебное пособие под редакцией проф. А. Л. Абибова – Москва: Изд-во МАИ, 1977. – 33 с.

4. Croft, K., Lessard, L., Pasini, D., Hojjati, M., Chen, J., & Yousefpour, A. (2011). Experimental study of the effect of automated fiber placement induced defects on performance of composite laminates. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 42(5), 484-491.

5. Субханкулов Р.М., Игнатов А.В. Разработка классификации полимерных изделий переменного сечения / Р. М. Субханкулов, А. В. Игнатов// Сборка в машиностроении, приборостроении. – 2018. №12
6. Крысин В. Н., Крысин М. В. Технологические процессы формования, намотки и склеивания конструкций. – М.: Машиностроение, 1989 – 240 с.: ил.
7. Coleman, J. N., Khan, U., Blau, W. J., & Gun'ko, Y. K. (2006). Small but strong: a review of the mechanical properties of carbon nanotube–polymer composites. *Carbon*, 44(9), 1624-1652.
8. Caruso, M. M., Davis, D. A., Shen, Q., Odom, S. A., Sottos, N. R., White, S. R., & Moore, J. S. (2009). Mechanically-induced chemical changes in polymeric materials. *Chemical reviews*, 109(11), 5755-5798.
9. Nik, Mahdi Arian, et al. «Optimization of variable stiffness composites with embedded defects induced by automated fiber placement.» *Composite Structures* 107 (2014): 160-166.
10. Lichtinger, R., Lacalle, J., Hinterhölzl, R., Beier, U., & Drechsler, K. (2015). Simulation and experimental validation of gaps and bridging in the automated fiber placement process. *Science and Engineering of Composite Materials*, 22(2), 131-148.
11. Azeez, A. A., Rhee, K. Y., Park, S. J., & Hui, D. (2013). Epoxy clay nanocomposites–processing, properties and applications: A review. *Composites Part B: Engineering*, 45(1), 308-320.

ТЕХНОЛОГИЯ МОНИТОРИНГА БЕЗОПАСНОГО СОСТОЯНИЯ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Тесля Д.Н., Комлев А.Б.
ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

В настоящее время в мире риск аварий и катастроф авиационной и ракетно-космической техники возрос в 9,5 раз. Каждый может стать жертвой таких событий. Как участник или как руководитель эксплуатирующей организации.

Существующие методы и средства технической диагностики не имеют физически обоснованных критерийных показателей и поэтому не позволяют оперативно определять степень опасности опасных (развивающихся) дефектов.

Разработана новая технология мониторинга безопасного состояния силовых элементов конструкций авиационной и ракетно-космической техники, позволяющая оперативно оценивать способность конструкций, выдерживать нагрузку не разрушаясь.

Технология включает в себя новые способы оценки процессов разрушения конструкций, основанные на анализе изменения вида и характеристик распределений параметров акустико-эмиссионных процессов при помощи инвариантов и реализующие их многоканальные аппаратно-программные комплексы.

Технология работает следующим образом. На объект контроля устанавливаются пьезоэлектрические или оптоволоконные датчики. Под действием разрушающей нагрузки, имеющиеся в каждом материале микродефекты, объединяются в растущую трещину. При этом возникает акустическое излучение, которое многоканально регистрируется датчиками, обрабатывается и анализируется в аппаратуре. Анализ сигналов осуществляется по новым критериям разрушения, основанным на анализе плотностей распределений информативных параметров акустической эмиссии при помощи безразмерных инвариантов, что позволяет оценивать стадии деформирования материала конструкций, степень опасности дефектов, и их местоположение [1–5].

Это впервые позволило оперативно в реальном времени оценивать стадии разрушения, степень опасности и местоположение развивающихся дефектов вне зависимости от предыстории эксплуатации, шумов, формы и размеров конструкций.

Разработанная технология:

- основана на регистрации, обработке и анализе акустических сигналов, сопровождающих зарождение и развитие дефектов в конструкциях;
- включает в себя аппаратуру и методики диагностирования конструкций;

- впервые позволяет автоматически оценивать наличие, местоположение и степень опасности развивающихся дефектов вне зависимости от предыстории эксплуатации, внешних шумов, формы и размеров конструкции;

- выполнена из комплектующих российского производства;

- защищена патентами РФ на изобретения;

- апробирована и внедрена в авиационной и ракетно-космической отрасли;

- доведена до опытных образцов и готова к серийному производству;

- рекомендована к применению корпорациями и холдингами Ростех, АО «ОАК», Росатом, Роскосмос, Спецстрой, АО «ОДК», Вертолёт России.

Технология применялась для оперативной оценки трещиностойкости конструкций:

В ПАО «КБХА» при испытаниях сопел жидкостных ракетных двигателей для ракет-носителей «Ангара», «Русь»;

В филиале ФГУП «ЦЭНКИ» КБ «Мотор» при диагностировании силовых элементов конструкций наземного оборудования ракетных комплексов;

В ФГУП ЦНИИмаш, ГКНПЦ им. Хруничева, АО «ВПК «НПО Машиностроения», ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ «СУХОГО», ПАО «Ил», ТАНТК им. Г. М. Бериева при заводских и полигонных испытаниях конструкций авиационной и ракетно-космической техники;

В ОАО «Научно-исследовательском институте специальных информационно-измерительных систем» (КРЭТ) (г. Ростов-на-Дону) при разработке аппаратуры, методик и испытаниях силовых элементах конструкций ответственного назначения.

Разрабатываемые многоканальные аппаратно-программные комплексы оперативной оценки трещиностойкости конструкций на основе инвариантов предназначены для оценки наличия, степени опасности и местоположения опасных (развивающихся) дефектов в силовых элементах авиационной и ракетно-космической техники:

- на этапе разработки при проверке конструкторских решений при проведении прочностных испытаний;

- на этапе производства при проверке качества продукции при проведении прочностных испытаний;

- на этапе эксплуатации для постоянного или периодического мониторинга силовых элементов конструкций потенциально опасных объектов;

- на этапе утилизации для принятия решения о конверсионном или повторном использовании, продлении сроков эксплуатации.

Технология является одним из лучших изобретений в мире, награждена Золотой Медалью Всемирной Организации Интеллектуальной Собственности Организации Объединённых Наций (WIPO), Гран-при, кубками, Золотыми медалями и дипломами Международных выставок и салонов. В 2017-2018г. проект поддержан Фондом содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере по конкурсу УМНИК.

В 2018 г. проект признан лучшим по мнению участников Международного конкурса инновационных проектов GenerationS (АО «РВК») и жюри Международного военно-промышленного форума «Армия-2018» в номинации «За разработку двойного назначения» и награждён призами.

ЛИТЕРАТУРА

1. Попов А.В., Комлев А.Б., Волошина В.И., Тесля Д.Н. Новая технология оперативной оценки прочности конструкции // Инженер и промышленник сегодня. 2018 №4 (34). С. 44-45.

2. Попов А.В., Комлев А.Б. Тесля Д.Н. Система оценки прочности конструкции авиационной и ракетно-космической техники на основе метода акустической эмиссии // Контроль. Диагностика. 2018. №8 (242). С.32-37.

3. Попов А.В. Тесля Д.Н. Система контроля прочности конструкции на основе метода акустической эмиссии // Инженер и промышленник сегодня. 2019 №1-2 (37-38). С. 34-35.

4. Тесля Д.Н., Комлев А.Б. Аппаратно-программный комплекс акустико-эмиссионной диагностики конструкций авиационной техники // Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки [текст]: Сб. науч. ст. по материалам докладов

VI Международной НПК «АВИАТОР» (14-15 февраля 2019 г.): – Воронеж: ВУНЦ ВВС ВВА, 2019. – 434 с.; С. 360-362.

5. Пат. 265575 Российская Федерация, МПК G01N 29/14 (2006.01) Многоканальная акустико-эмиссионная система контроля силовых элементов конструкции / Тесля Д.Н. [и др.]; заявитель и патентообладатель ФГКБОУ ВО ВУНЦ ВВС ВВА (г. Воронеж) МО РФ. – № 2017117546; заявл. 19.05.2017; опубл. 03.07.2018, Бюл. № 19. – 15 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ И НЕРЖАВЕЮЩИХ СПЛАВОВ, ПОЛУЧЕННЫХ ТЕХНОЛОГИЕЙ ПРЯМОГО ЛАЗЕРНОГО ВЫРАЩИВАНИЯ

Хакимов А.М.

ПАО «Кузнецов», г. Самара

В работе приведено исследование структуры и свойств деталей, полученных по технологии прямого лазерного выращивания на установке технологической лазерного выращивания УТЛВ (производства ИЛИСТ ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный морской технический университет») из металлопорошковых композиций нержавеющей ПР-08Х15Н5ДТ и жаропрочного ПР-ХН55В5МБТЮ сплавов. Проводимые исследования позволяют провести освоение поставленного на предприятие оборудования и дадут общее понимание технологии для последующего её внедрения в область авиационного двигателестроения. Технология прямого лазерного выращивания позволяет сократить время изготовления деталей, по сравнению с традиционными методами, более чем в 10 раз. Также изготовление деталей по технологии прямого лазерного выращивания на установке технологической лазерного выращивания не требует изготовления дополнительной оснастки и инструмента, что влияет на стоимости конечного изделия. В данной работе проведены следующие работы: отработаны стабильные режимы выращивания образцов из вышеуказанных металлопорошковых композиций фракциями 40–150 мкм, изготовлены образцы для металлографических исследований, проведен их макро- и микроанализ, анализ химического состава при помощи микроспектрального анализа, анализ полученных результатов исследований и выбор наиболее оптимальных режимов с наименьшим количеством дефектов, для последующего проведения исследований с целью внедрения технологии в производственный цикл изготовления авиационного двигателестроения.

ПРИМЕНЕНИЕ ГРАФЕНА В АВИАЦИИ

Хоменко К.А., Акулов О.Ю.

ВУНЦ ВВС ВВА, г. Воронеж

В статье рассмотрено применение нового материала «графен» в авиации и приборостроении, его характеристики, актуальность и принцип работы.

Применение нанотехнологий и материалов в авиации обусловлено особыми требованиями (термостойкость, аэродинамические и антикоррозийные характеристики, радиопрозрачность и тому подобное) при разработке воздушных судов.

Нанотехнологии имеют особое значение в методах разработки и изготовления совершенно новых конструкторских материалов. Самый известный и полезный материал – это алмазная или графеновая «бумага», новый вид материи на основе углерода. При сворачивании графена в рулон получается одностенная нанотрубка. При определённой схеме сворачивания графитовой плоскости нанотрубки могут обладать металлическими или полупроводниковыми свойствами. Также ей характерны повышенная термостойкость (термоэлектрический эффект для графена превосходит резистивный омический нагрев, что в будущем позволит создание схем без охлаждения) и электропроводимость. Графен – это одноатомный слой, образованный из атомов углерода, который, как и графит, имеет

решетку в форме сот. Эти ячейки шестиугольные. Если же углов меньше, или наоборот, больше, то это приводит к различным дефектам.

Он наделён многими уникальными свойствами. К примеру, графен проводит электричество и тепловое излучение лучше, чем металлы, даже имея крайне малую толщину, невероятно прочен и прозрачен для видимого света, а также он обладает крайне удивительными полупроводниковыми свойствами в комбинации с другими материалами.

Это связали с тем, что отрицательные частицы (электроны) в графене двигаются практически беспрепятственно, изредка ударяясь друг с другом. Их поведение обусловлено законами квантовой механики. Но пока все эти гипотезы лишь неподтвержденная теория.

Сейчас графен используется преимущественно для создания облегчённых обшивок (в том числе и для авиации) и в качестве термоизоляторов. Благодаря своему свойству электропроводимости, заряд случайно попавшей молнии равномерно распределяется по всему планеру летательного аппарата (а не скапливается в определенной точке) и серьезных отказов, и повреждений удастся избежать. Примерно половина материалов современных самолётов, вертолётов и других летательных аппаратов являются композитными.

КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЯЕМОЙ СБОРКИ РОТОРОВ

Цельмер М.Л.

НПО «Искра», г. Пермь

Актуальность работы заключается в необходимости повышения точности сборки и снижения себестоимости изготовления за счёт внедрения адаптационного информационно обеспеченного технологического процесса сборки роторов.

Применяемые на сегодняшний день технологические процессы не решают задачи информационного сопровождения изделий, моделирования процессов и применения адаптационных технологических процессов.

Цель – обеспечение заданного уровня динамической устойчивости роторов за счёт использования метода управляемой сборки.

Поставленная цель определяет необходимость решения следующих задач:

- установление зависимостей между точностью сборки и погрешностями изготовления;
- установление зависимостей между эксцентриситетами детали и монтажными дисбалансами;
- установление закономерностей и зависимостей между устранением локальных дисбалансов и эксцентриситетов, и обеспечением заданного уровня динамической устойчивости ротора;
- разработка метода управляемой сборки роторов;
- создание алгоритма проектирования технологического процесса.

Первоначальное представление определённых целей и задач позволяет сформировать гипотезу исследования. Заданный уровень динамической устойчивости роторов может быть обеспечен адаптацией к условиям эксплуатации в ходе проектирования и изготовления, что предусматривает прогнозирование появления дисбалансов, описание процесса сборки ротора, управление векторами дисбалансов и эксцентриситетов.

Использование математического моделирования позволяет проводить поиск закономерностей и решений управляемой сборки роторов, что обеспечивает управление технологическим процессом сборки ротора.

Применение математического моделирования в управляемой сборке ротора подразумевает управление векторами дисбалансов. При этом дисбалансы следует рассматривать применительно к каждой конкретной ситуации:

- при изготовлении деталей: общий начальный и распределение локальных дисбалансов;

- при сборке роторов: распределение локальных сборочных дисбалансов, исходя из заранее заданным параметров сборки;
- при балансировке деталей и роторов: распределение начальных локальных дисбалансов;
- при монтаже роторов, исходя из распределения локальных монтажных дисбалансов и доступности плоскостей коррекции.

Дисбалансы и эксцентриситеты поверхностей образуются при изготовлении элементов ротора (погрешности изготовления), при сборке (погрешности взаимной установки). В текущих технологических процессах при сборке дисбалансы и эксцентриситеты накапливаются и, следовательно, усложняется задача уравнивания ротора, появляется трудоёмкая и дорогостоящая процедура поэтапной многоплоскостной балансировки ротора.

Основной целью сборки и балансировки роторов является динамически устойчивая работа ротора в составе энергетической установки. Ротор, сбалансированный на станке в соответствии с требованиями, предъявляемыми к их уравниваемости и оценки остаточного дисбаланса, может быть динамически неустойчивым при работе. Это объясняется тем, что предварительно результаты и качество сборки и балансировки ротора можно оценить только на балансировочном оборудовании. Именно поэтому появилась необходимость в разработке методики управляемой сборки роторов, при которой проводится сборка с управлением векторами локальных дисбалансов элементов и эксцентриситетов поверхностей.

Методика управляемой сборки роторов позволяет решить практические противоречия с высокой точностью сборки и изготовления снижением трудоёмкости и себестоимости производства. Методика состоит из 2 этапов.

Первый этап – подготовка элементов ротора к сборке. Блок-схема работ при подготовке элементов ротора к сборке показана на рис.1. На данном этапе проводят измерение и паспортизацию параметров вала и насадных элементов ротора, проводят расчёт параметров балансировки всех элементов ротора и балансируют их. После этого проводят измерения и паспортизацию сбалансированных насадных элементов и вала ротора.

Важнейшей составляющей информационного сопровождения изделий является измерение параметров и паспортизация данных. Именно благодаря этому появляется возможность замены многоциклового технологического процесса сборки ротора на адаптационный управляемый.

Второй этап управляемой сборки – сборка ротора с заранее заданными параметрами дисбалансов (величина и направление). Сборку ротора проводят с установкой всех элементов ротора на вал с заданной ориентацией, управлением векторами дисбалансов и эксцентриситетов. Максимальные биения контактной поверхности рабочих колес разводят диаметрально противоположно с максимальными биениями посадочных поверхностей вала, а дисбалансы насадных элементов ротора направляют диаметрально противоположно дисбалансам участков вала.

При экспериментальных сборках практически определено повышение точности сборки на 10–15%. За счёт применения управляемой сборки объём балансировочных работ при изготовлении ротора снизился на 25–30%.

Проверку уравниваемости ротора после сборки проводят на балансировочном оборудовании. При несоответствии ротора заданным параметрам необходимо провести коррекцию дисбалансов. После завершения работ при сборке ротора с заранее заданными дисбалансами полученные параметры уравнивания заносят в сопроводительную документацию.

Таким образом, актуальность поставленных задач определяет необходимость применения предложенной методики управляемой сборки ротора. Реализация методов для включения в технологический процесс требует разработки алгоритма на основе предложенной методики. для успешного применения методов управляемой сборки и информационного сопровождения изделий требуется организация дополнительного

автоматизированного рабочего места для обеспечения выполнения задач по паспортизации и расчётам параметров сборки.

Экспериментальная проверка разработок в области управляемой сборки ротора и информационного сопровождения изделий позволяет внедрить разработанную методику в технологические процессы, повысить за счёт этого точность сборки на 10–15%, снизить при этом себестоимость изготовления за счёт исключения многоэтапной процедуры балансировки ротора (объём балансировочных работ снижается на 25–30%) и уравновесить дисбалансы элементов и эксцентриситеты поверхностей в процессе сборки ротора.

ПОДБОР ТИПА СВЯЗУЮЩИХ ДЛЯ КОМПОЗИЦИЙ НА ОСНОВЕ НАНОДИСПЕРСНЫХ ПОРОШКОВ ZrB₂ И УГЛЕРОДА ПРИ ФОРМОВАНИИ ШЛИКЕРНЫМ ЛИТЬЕМ ЗАГОТОВОК КЕРАМИКИ ZrB₂-SiC

Церлокевич А.А., Бушуев М.В.
АО «УНИИКМ», г. Пермь

В работе кратко излагаются результаты экспериментальных исследований по подбору типа связующих для композиций на основе нано- и ультрадисперсных порошков ZrB₂ и углерода при формировании шликерным литьем «зелёных» заготовок. Заготовки подвергаются термообработке, а затем силицированию паро-жидкофазным методом. В результате реакционного спекания получают керамику состава ZrB₂-SiC.

Установлено, что из-за большой величины усадки заготовок при силицировании в качестве связующих не пригодны ни 4–8 % раствор поливинилового спирта в воде, ни 3–4 % водный раствор карбоксиметилцеллюлозы. Избегать существенной усадки заготовки при высокотемпературной обработке и силицировании удастся при использовании низкой вязкости полисилазанового связующего или исходных компонентов коксообразующего связующего. Применение при приготовлении композиций исходных компонентов коксообразующего связующего обеспечивает к тому же возможность формирования шликерных отливок методом гелевого литья. Использование данных типов связующих позволяет также получить для силицирования материал со сравнительно высокой (40–60 %) открытой пористостью, что облегчает ввод кремния в его поры и тем самым достаточно полный переход углерода в карбид кремния. Данный материал имеет перспективы в использовании его для создания ультравысокотемпературной керамики, что может быть полезно в разных сферах деятельности, как в космонавтике с авиационной промышленностью, так и в медицине и многих других сферах.

ПРИМЕНЕНИЕ УЛЬТРАСТРУЙНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ДИСПЕРГИРОВАНИЯ НАНОСО-ДЕРЖАЩИХ СУСПЕНЗИИ

Чжо М.Х., Проваторов А.С.
МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

В статье рассматривается актуальная проблема поиска новых высокоэффективных методов диспергирования суспензий, приготовленных с использованием наноматериалов. За критерий эффективности принимается обеспечение минимального размера частиц, после реализации той или иной технологии диспергирования. Представлены результаты экспериментов по диспергированию наносодержащих суспензий методом ультразвуковой и ультразвуковой обработки. Показано, что метод ультразвукового диспергирования может быть применён для деагломерации микрочастиц и решения задач обеспечения необходимой дисперсности в суспензиях. На основе сравнительных данных экспериментов показано, что метод ультразвуковой обработки обладает рядом преимуществ.

В настоящее время ультразвуковая обработка нашла широкое применение в народном хозяйстве и на ней основывается ряд технологических процессов: гомогенизация, дезинтеграция, сонохимия, дегазация, очистка проводов, влажное измельчение и размол,

диспергирование, деагломерация, эмульгирование. Данные технологические процессы лежат в основе производства таких продуктов как: косметические и лекарственные средства, лаки и краски, чернила, технологические смазки различного назначения и др. [1].

Исследования, проведённые с применением различных методов диспергирования для обработки суспензий разного размера и содержания агломератов наночастиц, продемонстрировали значительные преимущества ультразвукового метода.

Известно, что эффекты диспергирования и деагломерации связаны с кавитацией, которая является результатом действия ультразвуковых волн на обрабатываемый жидкофазный материал – суспензию. При обработке суспензий ультразвуком звуковые волны, которые распространяются в жидкости, приводят к чередованию циклов высокого и низкого давления. При этом механическое напряжение воздействует на притягивающие электростатические силы между отдельными частицами. Ультразвуковая кавитация в жидкостях вызывает у жидкостей возникновение микроструй, обладающих высокой скоростью, до 1000 км/час (примерно 600 м/час). Такие микроструи воздействуют на жидкость и частицы, отделяя их друг от друга. Некоторые частицы ускоряются вместе с микроструями жидкости и сталкиваются друг с другом на высоких скоростях, что так же приводит к деагломерации. Это делает ультразвук эффективным средством для диспергирования, а также для измельчения микронных и субмикронных частиц.

Согласно [2] для приготовления смеси для ультразвуковой обработки, в работе использовали 0,3 г нанопорошков, смешанных с 10 мл воды в чашке, помещённой под машину ультразвуковой обработки, где в лабораторном зале кафедры СМ-12 МГТУ им. Н. Э. Баумана. Но, тем не менее, у метода имеется ряд недостатков, это, прежде всего повышение температуры жидкости при ультразвуковой обработке, которая негативно влияет на ряд обрабатываемых материалов склонных к полимеризации. Это ограничивает возможности метода и актуализирует вопросы создания новых более эффективных обрабатывающих технологий. Другими словами, в ряде случаев возникает острая потребность в создании новых эффективных технологических средств для деагломерации и диспергирования наносодержащих суспензий. Это позволило бы реализовать весь потенциал наноразмерных структур в вопросах применения их при создании новых материалов с новыми и особыми свойствами, прежде всего полимерных композиционных материалов [3].

Таким образом, на следующем этапе исследований были изучены возможности метода ультразвуковой обработки суспензий. Исследования базировались на методической базе, которая сформирована в рамках научной школы «Ультразвуковой обработки и диагностики материалов и жидкостей» (НШ-3778.2018.8) на кафедре СМ-12 МГТУ им. Н. Э. Баумана. Необходимо заметить, что в работах Пузакова В.С. было показано, что эффекты активации жидкостей после ультразвуковой обработки так же могут быть связаны с наличием в зоне взаимодействия ультразвука и преграды ультразвуковых колебаний и сопутствующих кавитационных процессов [4].

На рис. 2 представлена, использовавшаяся в эксперименте, гидроустановка Flow Waterjet (США) с системой создания высокого давления (до 400 МПа) мультипликаторного типа, а также принципиальная схема ультразвукового диспергирования суспензий [5]. В процессе экспериментальной обработки ультразвуковой установки (Аркема (Франция)) подавались в камеру смешивания (2) ультразвуковой установки с помощью специального мерного дозатора (4). Разгон суспензии составлял ≈ 800 м/с, что соответствует максимальному рабочему давлению в гидросистеме 400 МПа. Ранее было установлено, что скорость ультразвука определяет эффективность обработки жидкости [6].

В качестве ёмкости (9) была использована специально разработанная технологическая оснастка (рис. 3). Мишень представляет собой синтетический алмаз, закреплённый в оправке,

которая, в свою очередь, с использованием винтов (4) закрепляется в патрубке крышки ёмкости (рис. 3).

После процедуры ультразвуковой обработки, обработанные наносодержащие суспензии были изучены с помощью лазерного анализатора размеров частиц Microtrac Bluewave (Microtrac S3500), работающего по технологии трех лазеров (Tri-laser) представленного на рис. 4. Лазерный анализатор размеров частиц (диагностируемый диапазон размеров – от 0.01 до 2816 мкм) позволяет распределять частицы по размерам в суспензиях, эмульсиях, порошках с помощью метода лазерной гранулометрии.

Результатами анализа являлись средние размеры частиц по количественному и объёмному распределениям, а также минимальный зарегистрированный размер частиц в образцах.

НАПРАВЛЕНИЕ № 9

**Экономика
и менеджмент
предприятий
аэрокосмического
комплекса**

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ОЦЕНКИ ПЕРСОНАЛА ПО КЛЮЧЕВЫМ ПОКАЗАТЕЛЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Алексеева П.А.
МАИ, г. Москва

Каждая организация занимается улучшением своих трудовых показателей, чтобы вести успешную деятельность. В связи с этим необходимо проводить оценку эффективности отдельных сотрудников компании. В данной статье мы используем систему Key Performance Indicators (KPI). Чтобы компания была успешной и эффективной, она должна заниматься вопросами мотивации персонала, так как без этого невозможно обеспечить рост конкурентоспособности организации. В современных экономических условиях для конкурентоспособности и эффективности компаний необходимо наличие человеческих ресурсов, которые способны профессионально решать поставленные перед ними задачи. В связи с этим деятельность организации не представляется без рассмотрения трудовых показателей, которые помогают более корректно оценить технико-экономический потенциал и определить запасы наиболее разумного использования человеческих ресурсов, улучшать организацию, положения труда и его оплату.

Комплекс мероприятий сообразно оценке эффективности труда является главным направлением этого анализа. С целью повышения эффективности и результативности деятельности компании необходимо получать наибольшую отдачу от работы сотрудников.

На сегодняшний день актуально использование системы оценки персонала, которая позволяет определить степень эффективности труда сотрудников. В данной статье планируется разработка методики оценки персонала по Key Performance Indicators (KPI), которая может быть использована на предприятиях различных отраслей авиационно-космического комплекса.

ИССЛЕДОВАНИЕ РЫНОЧНОГО ПОТЕНЦИАЛА АО «ОБЪЕДИНЁННАЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНАЯ КОРПОРАЦИЯ» В УСЛОВИЯХ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ

Артющик В.Д.
МАИ, г. Москва

В работе оценивается рыночный потенциал корпорации на мировом рынке. Рассматриваются различные подходы к моделированию прогноза спроса в условиях напряжённой геополитической обстановки. Формируется программа сбыта и определяются базовые принципы импортозамещения.

Для того чтобы усилить позиции корпорации на мировом рынке, необходимо уметь грамотно использовать методы прогнозирования спроса на авиационные двигатели. На данный момент вопрос подходов к выбору методов прогнозирования спроса на такую сложную продукцию как авиадвигатели, так и остается нерешённым, несмотря на то что от этого зависит развитие всей отрасли в целом, и крупнейшей корпорации страны в частности. Детальное изучение и дальнейшее корректное использование данных методов поможет реализовать верную стратегию корпорации на мировом рынке, а также по максимуму нейтрализовать возможные угрозы. Это и определяет актуальность работы.

В современных условиях традиционные эконометрические методы прогнозирования спроса становятся принципиально неэффективными при анализе рынков продукции авиастроения. Без достоверных методов прогнозирования спроса на авиадвигатели становится невозможным формирование оптимальной производственной программы на мировом рынке. В данном противоречии заключается проблема исследования.

Сложная геополитическая обстановка и санкции в отношении нашей страны изменили мировой спрос на продукцию российского двигателестроения. Программа импортозамещения, проводимая Правительством, направлена как на стимулирование

внутреннего рынка потребления, так и на поиск новых рынков сбыта. Важно учитывать, что необоснованная стратегия сбыта продукции на зарубежных рынках приведёт к целому ряду негативных последствий, таких как потери трудовых, временных, денежных и других ресурсов. Именно поэтому необходимо выявить наиболее надёжные методы прогнозирования спроса.

ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ВЫПУСКАЕМОЙ ПРОДУКЦИИ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

Ахменеева И.С., Самолазова И.В.

КнААЗ, г. Комсомольск-на-Амуре

Цель проекта – снижение количества дефектов, допускаемых исполнителями в производстве.

Успешное развитие предприятий во многом зависит от качества изготавливаемой продукции. Повышенные требования к выпускаемой продукции и усложнение конструкции самолёта приводят к появлению дефектов при изготовлении и сборке изделий по вине рабочих-исполнителей, а также вследствие отклонения в работе оборудования.

Производство дефектных деталей, исправление дефектов, ремонт, переделка, отходы, замена продукции и её проверка ведут к потере времени и ресурсов.

Один из возможных методов, к которому можно прибегнуть для сокращения появления дефектов — это визуальный менеджмент.

Визуальный менеджмент можно назвать одним из инструментов менеджмента качества, который направлен на улучшение качества продукции и снижения дефектности.

Визуальный менеджмент применяют затем, чтобы донести важную информацию до человека. Так уж получилось, что мы с вами лучше всего воспринимаем зрительные образы.

Все дорожные знаки, световые сигналы светофора, знаки безопасности. Полная противоположность тому, как информация поступает при прослушивании лекции или чтении руководства. Кроме того, вспомните о разметке на полу и стенах, знаках «не лезь, убьёт» и плане эвакуации. Все это примеры визуального менеджмента.

Яркий пример использования визуализации – это наглядная демонстрация пошагового выполнения правильных рабочих операций, процессов.

Применение визуализации в комплекте технологических документов предназначено для пояснения выполнения технологических процессов, операции или перехода изготовления, его составных частей (деталей, сборочных единиц)

Визуализация технологических процессов

Сложность восприятия, недостаточная информативность, неправильное прочтение эскиза деталей, отсутствие опыта у исполнителей становятся причинами дефектов при изготовлении и сборке изделий.

Для решения данной проблемы на Филиале в 2016 году было принято решение о создании рабочей группы по внедрению методов визуализации ТП с применением современного программного обеспечения.

Представителями рабочей группы были изучены материалы по визуализации ТП, проанализированы национальные и отраслевые нормативные документы, составлены анкеты для опроса рабочих.

Следующий этап для внедрения визуализации ТП это определение перечня ТП. Согласно организационно-распорядительного документа Филиала был составлен перечень ТП на основе выявленных критических и повторяющихся дефектов по вине исполнителя. Так же определены участки для апробации применения визуализации.

Далее на Филиале были определены 3 направления визуализации ТП, это:

- ТП с использованием электронных моделей (ЭМ) (Рисунок 1);
- ТП с использованием фотографирования (Рисунок 2);

• Видеоматериалы и информационные плакаты: произведена видеосъемка процесса сбора «Бортовой нервюры» (данное видео используется как обучающее для вновь принятых и малоопытных рабочих); разработан и утвержден сценарий к фильму «Работа оператора на станке с ПУ».

Следующим шагом в рамках визуализации ТП было уточнение нормативных документов Филиала. Отделом главного технолога было разработано положение П 02.68.110-2016 «Применение дополнительных методов визуализации техпроцесса».

После удачного внедрения «опытной» визуализации ТП производственными подразделениями филиала были разработаны графики визуализации технологических процессов. В графики были включены технологические процессы, при выполнении которых были выявлены критические, повторяющиеся несоответствия, а также технологические процессы, имеющие особенности выполнения.

В рамках проекта в период с марта по декабрь 2017 было визуализировано 176 ТП и имеется 146 обучающих роликов.

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ИНВЕСТИЦИОННЫМИ ПРОЕКТАМИ ПРЕДПРИЯТИЙ

Габуев В.В.

МАИ, г. Москва

На современных предприятиях ежегодно реализуется огромное количество инвестиционных проектов. И каждый из них требует индивидуального подхода к его разработке, оценке эффективности и, наконец, реализации. В этой связи возникает проблема: как обеспечить эффективное управление отдельным проектом, если таких проектов десятки. Особенно остро эта проблема стоит в крупных холдингах и корпорациях. С целью решения данной проблемы авторами предлагается концепция создания автоматизированных систем управления инвестиционными проектами.

В качестве основных целей создания автоматизированных систем управления инвестиционными проектами (АС УИП) можно выделить:

- 1.автоматизация процесса разработки и актуализации инвестиционной программы с учётом корпоративных долгосрочных стратегических программ;
- 2.автоматизация процесса корпоративного управления реализацией инвестиционной программы.

Для достижения указанных целей необходимо, чтобы система была способна решать ряд задач. А именно, задачи:

- автоматизированного сбора и консолидация данных по инвестиционным проектам, формирование регламентных документов по инвестиционной деятельности: паспорт проекта, ТЭО, инвестиционная программа, инвестиционные планы;
- автоматизации процесса планирования реализации выполнения инвестиционных проектов, инвестиционных планов;
- автоматизация процесса план-фактного анализа исполнения параметров инвестиционных проектов;
- автоматизированное формирование отчётности по инвестиционным проектам, планам и программам.

Таким образом, от системы требуется не только автоматизация процесса согласования инвестиционных проектов, программ и планов, но и обеспечение процесса мониторинга реализации инвестиционного проекта на протяжении всего жизненного цикла с целью поддержки корпоративного управления инвестиционной деятельностью.

Жизненный цикл инвестиционного проекта можно условно разделить на два этапа: Проектирование и Реализация.

Этап Проектирования включает в себя предпроектную деятельность, в т.ч. формирование инвестиционного предложения, оформление документации,

прохождение всех необходимых согласований, а также процедуру согласования проекта инвестиционной комиссией Концерна.

Этап Реализации – включает в себя:

- затратный период – от начала реализации до момента капитализации;
- доходный период – от начала генерирования дохода до полной окупаемости проекта;
- период ликвидации.

Важнейшая из функций системы – поддержка процесса корпоративного управления инвестиционной деятельностью.

В системе можно выделить три основных элемента поддержки:

- автоматизация процесса формирования инвестиционной программы;
- учёт фактических данных;
- контроль осуществления инвестиционной программы.

В рамках процесса инвестиционного проектирования (прединвестиционная деятельность и прохождение инвестиционной комиссии) система обеспечит автоматизированную подготовку инвестиционного предложения и автоматическое формирование основных документов по проекту (паспорт, ТЭО), которые будут направлены на рассмотрение руководства.

После прохождения необходимых согласований и одобрения руководства система автоматизирует создание инвестиционного портфеля, инвестиционной программы и инвестиционных планов.

В рамках процесса непосредственной реализации инвестиционной программы в системе должен быть обеспечен сбор информации о ходе реализации каждого из проектов.

Данная информация должна отражаться в «Карточке инвестиционного проекта».

В случае срыва сроков, руководителю будет поступать соответствующий сигнал.

Основываясь на данных, собранных в системе, руководитель сможет быстро выявить негативные факторы и оказать управленческое воздействие.

Выделим основные функции системы: сбор информации; обеспечение процесса корпоративного управления инвестиционной деятельностью, а также формирование отчетов.

Кроме того, информация из АС УИП может быть использована при формировании долгосрочных стратегических программ. Это позволит синхронизировать данные, содержащиеся в различных стратегических программных документах.

С целью упомянутой синхронизации данных между различными программами, АС УИП должна осуществлять взаимодействие с другими системами.

В частности, информация, необходимая для формирования плановых бюджетов и документов, должна передаваться из АС УИП в соответствующую систему бюджетирования.

Одновременно необходимо осуществить интеграцию АС УИП с системой электронного документооборота организации, через которую информация об инвестиционных проектах будет передаваться в профильные подразделения для согласования.

Взаимодействие пользователей с системой будет осуществляться с помощью автоматизированных рабочих мест. Причём для пользователей различных уровней иерархии управления эти автоматизированные рабочие места могут отличаться. В частности, должен быть обеспечен различных набор прав пользователей, а также индивидуальный интерфейс для каждой из ролей, которую могут выполнять пользователи.

Резюмируя всё вышеуказанное, можно сказать, что разработка и внедрение автоматизированных систем управления инвестиционными проектами позволит решить следующие задачи:

1. сбор и консолидация данных планирующих документов по инвестиционным проектам;
2. получение аналитических отчетных для проведения план-фактного анализа исполнения инвестиционных проектов в части:

- 2.1. календарного графика;
- 2.2. затрат денежных средств;
- 2.3. выбытия денежных средств;

- 2.4. доходности;
- 2.5. инвестиционной эффективности.
3. формирование документации и отчётности по инвестиционной деятельности;
4. создание единой корпоративной электронной базы данных по инвестиционной деятельности.

МОДУЛЬ «УЧЁТ ОТЧЁТНОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ»

Дубанов Д.А., Кучева С.С., Дубанова Е.А.

ПАО «ААК «Прогресс» им. Н. И. Сазыкина», г. Арсеньев

Вопрос по систематическим нарушениям сроков выполнения мероприятий технической документации (далее – ТД), оформляемой на изделия, и отсутствие процедуры их контроля в нормативной документации (далее – НД) предприятия остро встал перед службой качества, что подтолкнуло её специалистов на разработку программы, которая при минимальном участии исполнителей смогла бы объективно показывать сроки исполнения.

Предприятие столкнулось с проблемой контроля сроков исполнения следующей технической документации: карточка разрешения, решения, планы и акты исследования отказов агрегатов собственного производства. К тому же, в действующей НД отсутствовала точная процедура контроля выполнения мероприятий ТД.

При сдаче изделия в цехах окончательного производства представителям службы технического контроля (далее – БТК) и представитель заказчика (далее – ПЗ) выявлялось до 35% от общего количества вопросов, связанных с несвоевременным выполнением мероприятий, оформленных ТД, что неоднократно приводило к увеличению сроков процесса сдачи продукции и отклонению от приёмки изделия представителями БТК и ПЗ.

На сбор информации о выполнении мероприятий ТД уходило от 1 до 3 дней в зависимости от количества оформленной документации, при этом активно подключалось большое количество сотрудников из технологического бюро, документаторской и работников БТК. В результате сбора информации задействованные работники вынуждены были тратить своё время на поиск данной информации, вместо выполнения своих непосредственных производственных обязанностей, что негативно сказывалось на последующем качестве выполнении поставленных задач.

Помимо этого, можно было наблюдать целый ряд других возникающих проблем:

1. ТД оформлялась в разной стилистике, часто не соответствовала установленной форме, согласно действующей НД (например, разное указание номера документов, номера изделий указывались как было внегласно принято в каждом подразделении) в результате несоблюдения работниками требований НД;

2. отсутствие системы своевременного отслеживания состояния ТД в процессе её оформления, т.е. в большинстве случаев информацией о ходе оформления ТД владел только сам её непосредственный исполнитель;

3. Большая потеря времени по причине:

- 1.1. при восстановлении и поиске ТД, в случаях их утери или невыполнении расценок для подразделения;

- 1.2. проверки достоверности информации о исполнении мероприятий ТД;

- 1.3. корректировки ТД при её подписании, в результате появления необходимости произвести её корректировку, исполнитель был вынужден возвращаться на свое рабочее место и производить корректировку ТД, затем вновь возвращаться к подписанту для согласования;

- 1.4. оформления КД, ТД и иной документации, которую необходимо оформить согласно требованиям, оформленным в ТД на изделие;

- 1.5. регистрации ТД в журналах;

4. отсутствие процедуры анализа выпускаемой ТД на изделие;

5. затраты на постоянное копирование оформленных ТД;

6. отсутствие отлаженной системы сбора информации о всех оформленных ТД на одно изделие.

В результате специалистами БТК было принято решение на разработку модуля «Учёт отчётной документации» на базе программы Автоматизированной Системы Управления «Прогресс» (далее – АСУ «Прогресс»).

Основная цель разработки модуля «Учёт отчётной документации» — контроль сроков своевременного выполнения мероприятий, оформленных в ТД на изделие в процессе его изготовления.

Благодаря автоматизации процесса оформления ТД в модуле «Учёт отчётной документации», мы добились осуществления:

1. Контроля сроков исполнения мероприятий, согласно ТД, так как введение данного модуля позволило сделать данный процесс автоматическим. Благодаря гибкому фильтру данных модуля с последующим формированием отчётов, появилась возможность легко анализировать выполнение подразделениями мероприятий ТД в установленные сроки.

2. Общий доступ к данным в модуле по ТД, подразделения могут самостоятельно формировать перечень невыполненных мероприятий ТД на необходимое изделие.

3. Возможности оформления ТД в полном соответствии требованиям, действующим на предприятии по НД, в результате минимизации риска возникновения ошибок, связанных с человеческим фактором.

4. Значительного сокращения потери времени на:

- восстановление и поиски необходимой ТД, т.к. при постановке на учёт, ТД в обязательном порядке оцифровывается и прикрепляется к проекту данного документа в модуле. Электронная копия ТД хранится в базе данных модуля на протяжении всего жизненного цикла изделия;

- корректировку ТД при его оформлении доступа с любого рабочего места, на котором имеется персональный компьютер с установленной программой АСУ «Прогресс»;

- заполнение журналов регистрации оформляемых ТД, так как данный процесс стал автоматическим.

5. Возможности проведения полного мониторинга оформляемой ТД с момента её создания до полного выполнения в производстве.

6. Улучшения качества оформления документации и своевременность её выполнения для исполнения мероприятий ТД.

7. Значительного сокращения необходимости выполнения копирования в большом количестве ТД, так как данный модуль позволяет помещать и хранить сканированные копии в своей базе данных.

8. Упрощение процедуры поиска и сортировки всей оформленной ТД на одно изделие.

Модуль «Учёт отчётной документации» является гибкой системой, возможности которого постоянно модернизируются с целью облегчения работы в нем пользователей.

Для пользователей модуля в Отделе технического контроля была организована техническая поддержка, которая оказывает методическое руководство пользователей

Вывод:

Благодаря внедрению модуля «Учёт отчётной документации», нам удалось повысить контроль сроков выполнения ТД, что привело к снижению с 35% до 5% количества возникающих вопросов, связанных с выполнением ТД, у представителей БТК и ПЗ.

Сократилось время сбора информации о выполнении ТД с 1–3 дней до 1–2 часов, без отвлечения работников технологического бюро и документаторской.

Был решён целый ряд сопутствующих проблем, связанных с оформлением, мониторингом и анализом ТД.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ГРУЗОВЫХ АВИАПЕРЕВОЗОК В МАЛОНАСЕЛЕННЫХ РЕГИОНАХ НА ОСНОВЕ БЕСПИЛОТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Карпов А.Е.

«НИЦ «Институт имени Н. Е. Жуковского», г. Жуковский

Создание беспилотных транспортных систем может существенно повысить доступность и качество услуг по доставке грузов в малонаселенных регионах России. Прежде всего рассматриваются ДФО и СФО, которые не обладают развитой дорожной инфраструктурой. Может оказаться, что в соответствующих природных и социально-экономических условиях беспилотные воздушные суда станут оптимальным средством доставки грузов, и не только по скорости доставки, но и по критерию полной стоимости перевозок. В работе для заданных функций прямых затрат на грузоперевозки определяется полная стоимость грузоперевозок для различных типов транспортных средств, в т.ч. беспилотных воздушных судов в зависимости от характерного грузопотока между точками сети. Для задач по перевозке грузов на различные характерные расстояния между населенными пунктами выделены области, где тот или иной вид транспорта будет и дешевле, и быстрее остальных в рамках модельных условий и ограничений, в частности, определены области предпочтительности использования беспилотных воздушных судов.

ЛИТЕРАТУРА

1. V.V. Klochkov and A.E. Karpov, «The Prediction of Transport-Logistics Systems Based on Unmanned Aerial Vehicles Creation Efficiency,» 2018 Eleventh International Conference «Management of large-scale system development» MLSD, Moscow, 2018, pp. 1 – 5.
2. <http://bosfordv.ru/>
3. <https://ru.distance.to/>
4. <https://www.yakutia.aero/uslugi/gruzovye-perevozki/Cargo-Fares-2019-JUN.pdf>
5. <http://provodim24.ru/vertoletnye-aviaperevozki.html>
6. <https://ria.ru/20190830/1558065511.html>
7. <https://nplus1.ru/news/2019/09/11/silentarrow>
8. <https://www.minttrans.ru/documents/7/9755>
9. <http://ivo.garant.ru/#/document/70936006/paragraph/1:0>

ИНФОРМАЦИОННЫЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В СЕЛЬСКОМ ХОЗЯЙСТВЕ

Константинова Е.П.

МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается рынок информационных аэрокосмических услуг в сельском хозяйстве, представленных на сегодняшний день на территории России. Дается краткая характеристика основных клиентов-потребителей, по результатам социологических исследований, рассмотрены основные компании, занимающиеся предоставлением данных дистанционного зондирования Земли в сельскохозяйственной отрасли.

На сегодняшний день аэрокосмический мониторинг является одним из основных инновационных методов в решении сельскохозяйственных вопросов таких как, минеральный состав почв, вегетационный индекс вредителей, индекс заболевания растений. Но большинство сельскохозяйственных организаций не могут себе позволить использование данных технологий по ряду причин. Во-первых, высокая стоимость снимков, во-вторых, в организации не всегда имеются квалифицированные сотрудники, которые могут грамотно и точно обработать снимок и сделать реальную оценку. Данная проблема возникает в результате государственных реформ, которые направлены на быстрый переход к цифровому сельскому хозяйству. В-третьих, человеческий фактор. В результате нашего

исследования мы столкнулись с тем, что одной из важных проблем при внедрении информации, полученной при помощи аэрокосмического мониторинга, является непонимание эффективности использования методов аэрокосмического мониторинга.

Рынок аэрокосмических услуг на территории России имеет небольшой спектр. В основном компании продают «сырые» космические снимки, а покупатели еще долго мучаются с дешифровкой и «подгонкой» снимков под свою территорию. Часто клиенты покупают снимки и не могут получить всю необходимую и актуальную информацию, находящуюся на снимке, из-за незнания определённых методов обработки. Иметь в агрофирме высококвалифицированного инженера-дешифровщика могут позволить себе только крупные сельскохозяйственные холдинги. Так же практикуются продажа приложений, основанных на траектории полёта дрона, сканирующего сельскохозяйственные участки на различные показатели (влажность, погода, индекс вредителей, количество солнечной радиации). Данные приложения дают оценку показателей только на сегодняшний день в реальном времени, т.е. полученная информация очень быстро становится неактуальной и сделать по ней динамику оценки или вывести общие информационные параметры бывает непросто.

Если оценивать Россию на рынке международных услуг данных дистанционного зондирования Земли в сельском хозяйстве, то мы занимаем 0,85% от всего мирового рынка. Украина имеет показатель 1,2% за счёт продажи данных услуг в Европейские государства. Низкий процент объясняется тем, что российский потребитель не готов платить ту стоимость, которая имеется на рынке, за продукт, который он плохо знает и не умеет эффективно использовать на собственных землях.

ОБ ОЦЕНКЕ УСЛОВИЙ СОЗДАНИЯ АЭРОПОРТА-ПЕРЕСАДОЧНОГО УЗЛА ДЛЯ ВНУТРЕННИХ ПЕРЕВОЗОК НА ТЕРРИТОРИИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Моисеев Д.В., Егоров А.А.
УБАУ ГА, г. Ульяновск

В проекте рассматривается задача по определению наиболее выгодного гражданского аэропорта, среди имеющихся в РФ для создания на его технической и эксплуатационной базе узлового аэропорта. Среди 50 крупнейших авиагаваней России на основе проведённого анализа отобраны наиболее подходящие и перспективные для дальнейшего развития и инвестиций.

Цель научной работы не изучить уже имеющиеся региональные хабы, а рассмотреть перспективы создания регионального хаба с помощью анализа основных условий развития авиатранспортного узла. Оценить вклад хаба в развитие города и его влияние на пассажиров. Составить математическую модель для определения возможности развития любого взятого аэропорта до уровня хаба. Сопоставить уже развитые, крупные и связующие аэропорты с перспективными и только развивающимися.

Географическое расположение города относительно других городов России, его экономическое развитие, политическое значение и уровень инфраструктуры аэропортового комплекса, принимаемые типы воздушных судов (ВС), наличие крупной авиакомпании, базирующейся в аэропорту – все эти критерии в совокупности позволяют определить возможные перспективы отдельного взятого аэропорта для его дальнейшего развития до уровня регионального хаба.

С каждым фактором сопоставлена определенная математическая формула, используемая для перерасчёта полученных в результате анализа аэропорта данных в баллы. Созданная балльная система позволяет составить рейтинг городов, используя который можно оценить перспективы развития того или иного аэропорта в сторону регионального хаба. Для каждого из критериев было выработано максимальное количество баллов таким образом, чтобы сумма всех пяти критериев равнялась 100: географическое положение – 25 баллов, наличие крупной авиакомпании, базирующейся в аэропорту – 25 баллов, уровень инфраструктуры

аэропортового комплекса – 15 баллов, размеры и экономическое развитие города – 20 баллов и принимаемые типы воздушных судов – 15 баллов. Созданные диаграммы для каждого из критериев помогают наглядно понять и оценить перспективы того или иного аэропорта. На данном этапе проведён анализ 50 крупнейших аэропортов России. В дальнейшем предполагается совершенствование методики исследования и увеличение количества рассматриваемых аэропортов.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПУТЕЙ ПРИВЛЕЧЕНИЯ ЧАСТНЫХ ИНВЕСТИЦИЙ В НИОКР ПО СОЗДАНИЮ КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ

Монахов Д.О.

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», г. Москва

В настоящее время мировой рынок космических технологий и услуг активно развивается, и мы наблюдаем третью волну развития ракетно-космической техники. Возможные области применения космических технологий непрерывно расширяются. Сегодня количество возможностей таково, что выделяемых бюджетных средств оказывается недостаточно для того, чтобы профинансировать все предлагаемые ОКР, не говоря уже о работах, требующих завершения НИР и составления обоснованного технического задания. При этом объём частного рынка космических технологий и услуг, не связанного с деятельностью национальных космических агентств, интенсивно растёт, и сегодня возможностей для создания проекта за счёт частных средств больше, чем 5 или 10 лет назад.

При этом время не стоит на месте, и задержка с началом реализации новых идей и проработок отечественных специалистов приведет к упущению данной возможности и её появлению зарубежом. В сложившейся ситуации растущего отставания России от активно развивающегося международного рынка необходимо компенсировать такое положение, и, если это не удастся сделать за счёт основного финансирования.

В работе рассмотрены результаты, полученные первыми российскими частными компаниями по направлению космических технологий, и рассмотрены возможные способы начать получать заказы на частном рынке. Приведены оптимальные с точки зрения автора подходы к развитию частного направления привлечения инвестиций, позволяющие не откладывать запуск в производство новых или перспективных разработок, особенно в части молодых ученых и специалистов.

РОЛЬ РАЗВИТИЯ ЦИФРОВОЙ ЭКОНОМИКИ В ФОРМИРОВАНИИ ИННОВАЦИОННОЙ СРЕДЫ

Николенко Т.Ю.

МАИ, г. Москва

Актуальность темы исследования заключается в том, что в настоящее время цифровые технологии активно проникают во все сферы деятельности, оказывая влияние на процессы, протекающие в экономике. Развитие цифровой экономики характеризуется масштабным использованием новейших информационных технологий и баз данных, которые способствуют формированию инновационного потенциала страны, обеспечивая необходимые условия и инфраструктуру для активизации деятельности наукоёмких предприятий.

Стратегия развития информационного общества Российской Федерации на 2017-2030 гг. предполагает ориентацию государственного регулирования на внедрение инноваций. В связи с данными тенденциями экономическое развитие страны напрямую зависит от современной инновационной действительности. Формирование инновационной среды обеспечивается широким доступом к информационным ресурсам. Практика применения информационных технологий задействована в создании новых продуктов.

Активизация инновационной деятельности способствует реализации успешных инвестиционных проектов, которые соответствуют требованиям приоритетных направлений

развития государства. Информационные технологии и принципы цифровой экономики обеспечивает ускорению процессов роста экономики страны и благосостояния населения.

В связи с тем, что цифровая экономика тесно связана с обеспечением конкурентоспособности страны требуется повышенное внимание со стороны государства для внедрения возможностей использования информационных технологий в практической деятельности, связанной с финансированием приоритетных инвестиционных проектов и обоснованием их эффективности. В работе рассмотрены роль развития цифровой экономики, условия формирования инновационной среды, а также обоснована значимость доступности информации в оценке целесообразности осуществления инвестиций в инновации. Приведён практический пример ошибочного анализа эффективности инновационных проектов в условиях недоступности достоверной информации и существенного влияния субъективных оценок.

РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ПРОФОРИЕНТАЦИИ И ПРОФОРИЕНТАЦИОННЫХ РАБОТ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Прохорова В.С.
МАИ, г. Москва

Современный этап развития космической промышленности предполагает подготовку молодых специалистов для этой промышленности. Такая подготовка не может происходить без профориентации, производимой на конкретном предприятии данной промышленности. Так была подготовлена работа по разработке методов и работ по профессиональной ориентации на предприятии АО «НПП «Квант». На данном предприятии были предложены следующие направления работы:

- работа со школьниками;
- работа с средне-специальными учебными заведениями;
- работа со студентами;
- работа с потенциальными работниками.

Работа со школьниками подразумевает начинать проводить профориентацию со средним и старшим звеном в школе.

С высшими учебными заведениями – работа со студентами.

С потенциальными работниками — это проведение профориентации уже с состоявшимися работниками предприятия.

Так в работе предложен один из методов профориентации, который объединяет работу со школами, высшими учебными заведениями и работниками предприятия. Этот метод подразумевает под собой проведение конференции для школьников и студентов, которая позволит школьникам предложить высказать свои идеи по продвижению предприятия, позволяет познакомиться с деятельностью организации и проявить свои творческие наклонности.

Для студентов это тоже позволяет узнать об организации и предложить идеи по улучшению работы на предприятии.

Работникам предоставлена возможность пообщаться с талантливой молодежью и позволит записать талантливых в кадровый резерв предприятия.

Таким образом, конференция на предприятии является действенным методом для предприятия, более того она позволяет уложиться в минимальные расходы по её проведению.

УПРАВЛЕНИЕ СТОИМОСТЬЮ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА В УСЛОВИЯХ ВЫСОКОЙ ДИНАМИКИ ИЗМЕНЕНИЯ СРЕДЫ

Сикриер А.В., Тушицын А.В.

МАИ, г. Москва

В современной системе разработки, производства и эксплуатации высокотехнологичных изделий существует ряд проблем, связанных с управлением стоимостью жизненного цикла (СЖЦ). Одной из главных проблем является несоответствие конечной стоимости жизненного цикла плановым показателям оценки. Данная проблема возникает в связи со статичной оценкой стоимости и отсутствием учёта постоянного изменения факторов, влияющих на конечную СЖЦ в условиях высокой динамики изменения среды.

Классические методики и инструменты оценки СЖЦ подразумевают прогноз изменения некоторых глобальных параметров, но не учитывают факторы и события, которые происходят в течение всего жизненного цикла изделия. В связи с этим данная проблема является актуальной и требует разработки методик и инструментов, ориентированных на изменения, происходящие в течение всего жизненного цикла изделия.

В результате исследования была разработана методика оценки СЖЦ, ориентированная на высокую динамику изменения среды «CADIS» и её программная реализация на базе инженерной системы MatLab.

Ключевым принципом разработанной методики является не просто оценка статичного состояния проекта или изделия, а получение результата оценки СЖЦ и поддержание результата на заданном уровне. Сохранение плановых показателей оценки происходит за счёт прогнозирования изменений и корректировки необходимых параметров.

Также в ходе исследования была выявлена необходимость многократного решения многопараметрической задачи оптимизации и как решение предложено использование нейронной сети, как основного инструмента.

Применение нейронной сети позволит итеративно решать задачи оптимизации с учётом прогноза потенциальных изменений и генерации корректировочных мероприятий, направленных на компенсацию отклонений, вызванных изменением влияющих факторов.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДИК И ИНСТРУМЕНТОВ БЕРЕЖЛИВОГО ПРОИЗВОДСТВА ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ

Тихомирова И.С.

АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва», г. Москва

Современные условия рынка требуют от предприятия постоянного повышения качества продукции при условии сохранения приемлемого для потребителя уровня цен. Решение этих, на первый взгляд, противоречивых задач возможно, если мероприятия, направленные на повышение качества продукции позволяют снизить затраты на процесс его производства. Широко распространенная на сегодняшний день технология построения производственных систем, названная «бережливое производство» (Lean Production) как раз направлена на улучшение качества продукции или услуг, сокращение издержек, повышение производительности.

Философия бережливого производства основана на представлении бизнеса как потока создания ценности для потребителя, гибкости, выявлении и сокращении потерь, постоянном улучшении всех видов деятельности на всех уровнях организации, вовлечении и развитии персонала с целью повышения удовлетворенности потребителей и других заинтересованных сторон [1].

Большинство бизнес-процессов на 90% состоят из потерь и лишь на 10% из работы, добавляющей ценность [2].

Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», российский лидер по созданию космических аппаратов связи, телевидения, ретрансляции, навигации, геодезии, активно занимается сокращением потерь

[3]. С 2018 г. В компании начали применять методики бережливого производства. Было создано подразделение по развитию производства. Первым проектом подразделения стало создание специализированного проектно-замкнутого участка производства серийной продукции в цехе производства печатных плат.

Постановка задачи и анализ текущего состояния

Реализацию проекта начали с исследования процесса изготовления источника вторичного питания ИВП-200 – блока, состоящего из двух печатных плат.

Была поставлена задача – реорганизовать производственный процесс, сократить сроки изготовления, повысить качество, обеспечить выпуск полного объема готовой продукции в договорные сроки.

Работа началась с анализа текущего состояния процесса изготовления. Итогом этой работы стала полная карта текущего состояния процесса изготовления платы. Было выявлено следующее: средний срок изготовления – 12 дней, количество участников процесса – 15 человек, перемещение документации внутри цеха – 11,25 км, а самой платы – 8,6 км, дублирование контрольных операций.

После сбора всех данных о производимых операциях был проведен анализ потока создания ценности с помощью картирования процесса. Поток создания ценности – это все действия, как создающие, так и не создающие ценность, которые позволяют продукту пройти все процессы – от разработки концепции до запуска в производство и от принятия заказа до доставки потребителю [4]. По итогам проведения анализа потока создания ценности была составлена схема текущего состояния технологического процесса.

Затем был проведен анализ ключевых проблем текущего состояния процесса с помощью диаграммы анализа корневых причин (диаграммы Исикавы). Диаграмма Исикавы – это графический способ исследования и определения наиболее существенных причинно-следственных взаимосвязей между факторами и последствиями в исследуемой ситуации [5].

После выявления и анализа существующих проблем было создано идеальное состояние процесса без учета потерь и ограничений в виде ГОСТ, ТК РФ, стандартов предприятия и иных условий. Затем на процесс были наложены все существующие ограничения и составлено будущее состояние процесса.

Мероприятия быстрых улучшений

При анализе процесса была принята ритмичность выпуска продукции – одна плата в день. Процесс производства был организован как поток единичных изделий (производство и перемещение за один раз одного изделия) с разбивкой по тактам. Операции сгруппированы в такты таким образом, чтобы, не нарушая технологию изготовления, упростить и систематизировать работу монтажников. В результате получилось пять тактов. На основании количества тактов и набора операций в них, были сформированы рабочие места, расположенные одно за другим, с целью минимизации перемещений изделия. В соответствии с ритмичностью выпуска передача изделия из одной рабочей ячейки в другую осуществляется раз в день. Изделие не передается на следующий такт пока не нем не завершены работы с предыдущим изделием. Тем самым было организовано вытягивающее производство. В отличие от выталкивающего производства в вытягивающем работа над изделием производится на основании сигналов о потребностях последующих операций [4].

Организация рабочего пространства производственных ячеек произведена на основе системы 5С (5S). 5S – это метод организации рабочего пространства, целью которого является создание оптимальных условий для выполнения операций, поддержания порядка, чистоты, аккуратности, экономии времени и энергии [6].

Для упрощения работы исполнителей и сокращения контрольных операций разработана тара адресного хранения элементов, повторяющая расположение элементов на плате.

Так же для контроля правильности установки элементов были применены контрольные шаблоны: после завершения операций работник простым наложением шаблона на плату контролирует правильность установки элементов.

Применение шаблонов является защитой от непреднамеренных ошибок (Poka-Yoke или защита от «дурака»), что позволяет снизить количество неправильно установленных элементов [4].

Так же для каждого такта был разработан стандарт выполнения операций, куда была вынесена вся необходимая для выполнения работ информация (выдержки из техпроцесса, инструкций, ГОСТов и т.д.)

Применение стандартов позволило отказаться от наличия излишней документации на рабочем месте.

Организован центр визуального управления (ЦВУ), в результате чего процесс выдачи заданий на участке стал более понятен и прозрачен, проблематика сразу же доходит до заинтересованных лиц.

Эффект от внедренных мероприятий — это сокращение времени изготовления платы с 12 до 5 дней. Применение проверочных шаблонов сократило количество и время выполнения контрольных операций. С помощью организованной работы по подготовке производства снизилось количество операций, которые не создают ценность для потребителя, исполнитель занимается только изготовлением продукции.

В итоге время изготовления одной платы было уменьшено с 12 до 5 дней, время исполнения всего заказа с 398 до 86,6 дней, количество взаимодействий с платой с 323 до 116 раз, перемещения с 46,1 до 17 км. Процент бездефектности увеличен с 13,3% до 72,4%.

Таким образом, наглядно видно, что с помощью принципов и методов бережливого производства удалось усовершенствовать процесс изготовления, сократить сроки изготовления продукции, устранить незавершенную продукцию, повысить качество и сделать процесс управляемым и прозрачным.

УПРАВЛЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТЬЮ В АЭРОКОСМИЧЕСКОМ КЛАСТЕРЕ: РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Шкодина Е.С., Шиханова Е.Г.

Самарский университет, г. Самара

В современных условиях повсеместного внедрения инновационных технологий перед предприятиями аэрокосмического кластера встают задачи, связанные с управлением интеллектуальной собственностью. Проблемы управления интеллектуальной собственностью активно исследуются как в России (Аблязов Э.И., Аркин П.А., Иванов М.Б., Бородин Е.П.), так и за рубежом (Maxvell, D., Moberly M.). Интеллектуальная собственность аккумулирует в себе огромный потенциал. Благодаря результатам интеллектуальной деятельности сотрудников у продукта производства появляются преимущества, уникальность, а совершенно новая технология привлекает потребителя, тем самым формируя спрос. Ранее нами уже отмечалась проблема отсутствия единообразия понимания научным сообществом сущности такой теоретической конструкции, как «управление интеллектуальной собственностью». По нашему мнению, для того чтобы предприятие было конкурентоспособным в выбранном сегменте экономики, необходимо осознавать значение и проблемы данного феномена.

В своем послании Федеральному Собранию Президент РФ подчеркнул, что необходимо «поддержать высокотехнологичные компании, выстроить благоприятную среду для стартапов, для быстрого внедрения новых разработок в производство. Речь идет об удобной инфраструктуре, комфортных налоговых режимах, защите интеллектуальной собственности, техническом регулировании и венчурном финансировании...». Тем самым, следует отметить, что проблема защиты интеллектуальной собственности на высокотехнологичных предприятиях актуализирует работу по оптимизации условий эффективного управления результатами интеллектуальной деятельности сотрудников и последующей их коммерциализации.

В ходе исследования применялся комплекс методов, адекватных предмету исследования: теоретический анализ научной литературы (философской, юридической, экономической, социологической, технической); контент-анализ нормативно-правовых актов; эмпирические методы, такие как анкетирование и тестирование, корреляционный анализ.

Практическую значимость исследования представляет анализ опроса различных категорий сотрудников предприятий аэрокосмического кластера, направленный на изучение понимания у работников предприятий аэрокосмического кластера сущности понятия «интеллектуальная собственность» и проблем, возникающей с управлением ею. Исследование проводилось в два этапа, что позволило увеличить коэффициент достоверности полученных результатов. В ходе анализа были выявлены наиболее актуальные проблемы управления интеллектуальной собственностью на высокотехнологичных предприятиях такого профиля.

В результате исследования было подтверждено предположение о необходимости повышения компетентности инженеров аэрокосмической отрасли промышленности в вопросах управления интеллектуальной собственностью. Выявленные проблемы оказались специфичны для высокотехнологичных предприятий. Сравнительный контент-анализ двух этапов эксперимента позволил предложить пути решения, которые в последующем положительно скажутся на коммерциализации нематериальных активов предприятий.

Полученные авторами результаты исследования могут применяться во всех областях науки и техники, где деятельность сопряжена с разработками, внедрением инноваций в технологические процессы.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

М		Буланов К.Ю.	102	Гусев П.Ю.	107
Mbikayi Zoe	60	Буркова Е.Н.	123	Гюльмагомедов Н.Х.	145
А		Бушуев М.В.	241	Д	
Абдуллин А.А.	58	Быстров Д.А.	191	Давыдов С.А.	195
Агалаков А.А.	88	В		Дегтярев С.А.	89
Акимкин Д.В.	65	Васильева С.Н.	193	Демидюк О.М.	132
Аксёнов И.В.	30	Ватаева Е.Ю.	194	Дмитриева М.О.	212,
Акулов О.Ю.	239	Вахрушев К.С.	210	214	
Алексеев А.А.	58	Верейкин А.А.	37	Дрозд О.В.	108
Алексеева П.А.	245	Версин А.А.	68	Дубанов Д.А.	249
Алексеевков А.С.	156	Верцех С.С.	210	Дубанова Е.А.	249
Аль Дарабсе А.М.	30	Висам Ю.М.	65	Дубовский А.А.	138
Андрейко О.С.	208	Волков В.Е.	102	Дудкин С.О.	158
Аникеев Д.А.	130	Волкова А.С.	196	Дяченко С.А.	168
Анкудимов В.В.	65	Воробьева Е.А.	103	Е	
Арефьев Н.О.	66	Воронков А.В.	131	Егоров А.А.	252
Артемчук Н.В.	94	Воронов Д.А.	132	Егоров И.С.	132
Артюпик В.Д.	245	Г		Егорова М.В.	169
Атопшев Ю.С.	131	Габуев В.В.	247	Егорова Н.А.	110
Ахменеева И.С.	246	Гайнутдинов Т.М.	211	Ежов А.Д.	40, 66, 94
Ахтырко А.Ю.	31	Галаджун А.А.	82	Елифанцев К.В.	111
Б		Ганжин А.Г.	89	Ерофеев Е.В.	40
Байденко С.В.	32	Герман М.А.	211, 213	Ерохин П.В.	60
Барановски С.В.	208	Германович Е.С.	69	Ершова Е.А.	76
Баркова М.Е.	142	Герус Д.С.	216	Есаков А.М.	149
Батурин А.П.	231	Гладышев А.П.	160	Еськова Е.А.	216
Беклемищев Ф.С.	156	Глухотко И.И.	39	Ж	
Белозерский М.С.	160	Гнусарев Д.С.	104	Жуков С.В.	41
Беляков А.Ю.	67	Гогаев Г. П.	71	З	
Беляцкий М.С.	33	Гоза Д.А.	73, 74	Завьялов В.В.	170
Березко М.Э.	191	Головач А.М.	212, 214	Загидуллин Р.С.	146
Бесчастный Р.А.	126	Гончаров В.М.	162	Задорожный А.А.	195
Беспапопникова А.П.	115	Гордеев С.В.	75	Закота А.А.	196
Богданов К.А.	67	Горин Н.В.	164	Залеткина А.Д.	112
Богданович Д.А.	34	Гритчин Д.М.	40	Заяц В.А.	171
Богомоллов Н.В.	143	Груздев А.С.	213	Зельцер А.Г.	113
Боярский Г. Г.	34	Грушин И.А.	211, 213	Зубанов В.М.	83, 99
Брусникин П.М.	158	Гуляев А.М.	105	Зязева Т.Ю.	43
Букирёв А.С.	159	Гурлов Д.В.	191		
		Гусев К.Ю.	107		

И

Иванов А.С.	172
Иед Каисс	44
Изосимов А.В.	196
Ишутин Д.Д.	173
Ищенко С.В.	220

К

Калугина М.С.	78
Карпов А.Е.	250
Касаткин М.М.	91
Катапов А.В.	80
Катапова М.И.	80
Квас Е.С.	164
Кимяев А.И.	178
Кириллова А.Н.	96
Кирилин Н.А.	133
Киршина А.А.	82
Климов Д.И.	134
Клочков К.А.	115
Князь В.В.	186
Коваль А.П.	213
Ковальчук Д.В.	174
Колпаков А.М.	218
Колпаков М.А.	174
Комлев А.Б.	237
Константинов Д.А.	219
Константинова Е.П.	251
Корниенко Т.А.	131
Корнилов А.В.	44
Коротеев А.В.	33
Корсукова А.А.	220
Корчагин К.С.	44
Косенкова А.В.	147
Котельников А.В.	83
Кочубей А.А.	222
Кошманова Е.Б.	46
Кравченко Д.Г.	82
Краснова Е.В.	223
Краузина М.Т.	123
Кудашкина Е.А.	60
Кудрявцев А.С.	118
Кузьмин Е.П.	121
Кузьмин М.А.	175

Кузьмина О.П.	73
Кукушкин А.Н.	118
Кульбик В.В.	111
Кумченко И.И.	119
Курбацкий Г. В.	46
Кучева С.С.	249

Л

Лебедев М.А.	48
Лельков К.С.	126
Липатов П.О.	146
Литвинов Д.А.	173
Лосев В.В.	44
Лысенко А.А.	225

М

Мазаев А.С.	112
Майгурова Н.И.	177
Макаров И.К.	197
Максимов А.Д.	83, 99
Малов Д.В.	85
Маркова Е.В.	30
Маскайкин В.А.	50
Масюков Максим	86
Махнёв С.А.	50
Мерзляков И.Ю.	88
Мехтиев Р.Ф.	135
Миллер В.В.	30
Милованов А.Г.	198
Минкин А.Р.	226
Мишачев А.П.	105
Мищенко М.А.	89
Могуткин А.И.	90
Моисеев Д.В.	252
Монахов Д.О.	148, 253
Моргачев К.В.	51
Мошканцев П.В.	186
Муравка С.И.	52
Мусатов А.Е.	178

Н

Нагибин А.А.	120
Назарова А.А.	200
Назарьев А.В.	227
Насонов Ф.А.	229

Неверов В.В.	41
Немцев Д.В.	71
Неретин Е.С.	158, 172
Нигматзянов В.В.	90
Никитин С.О.	52
Николаенко А.Ю.	104
Николенко Т.Ю.	253
Новиков П.А.	121

О

Олехвер А.И.	52
Осадчая Я.В.	136
Осипов Д.А.	89
Осипов К.А.	53

П

Пейсахович О.Д.	90
Пенкин С.С.	179
Петров И.Н.	231
Петрухин В.А.	126
Петух Н.Н.	137
Подшибнев В.А.	180
Пожога В.А.	233
Пожога О.З.	233
Попов Ю.В.	181
Порохненко В.В.	174
Проваторов А.С.	242
Просяник В.С.	232
Прохорова В.С.	254
Пуштаев Н.Д.	91

Р

Радин Д.В.	93
Разживин В.А.	231
Рассказов И.В.	149
Расулов З.Н.	78, 216
Ратенко О.А.	93
Роговенко О.Н.	181

С

Савельев А.С.	183
Савченко Н.А.	118
Самойличенко В.А.	121
Самозадова И.В.	246
Сармин Э.Э.	149
Сейид Джафари	65

Семавина Н.А.	34
Семенов С.А.	150
Сидоренко Б.А.	143
Сидоров А.С.	123
Сикриер А.В.	254
Синяков А.А.	150
Слезов С.С.	233
Слеткова А.А.	151
Смагин Д.И.	43
Сметанин С.А.	125
Смирнов А.Н.	55
Смирнов Д.А.	177
Соколан П.И.	150
Соловьев Л.С.	152
Сотов А.В.	214
Стариков С.А.	124
Старинова Т.В.	220
Стрельникова А.А.	234
Субханкулов Р.М.	236
Сусметов А.Е.	124
Сыптюгин Е.А.	153

Т

Талалаева П.И.	66, 94
Тесля Д.Н.	237
Титаев П.А.	120
Тихомирова И.С.	255
Тихонов А.А.	56

Точилкин Н.Е.	170
Трифонов М.Е.	125
Трофимов А.А.	43
Трубникова К.Ю.	94
Тушицын А.В.	254

Ф

Фаизов М.Р.	57
Фархутдинова Т.Р.	201
Фатеев Д.А.	126
Федоренко Д.С.	202
Филиппов А.В.	185
Фирсов Е.В.	58
Фомин Н.А.	186

Х

Хабаров А.А.	112
Хабибуллин Ф.Ф.	57
Хаванов Е.С.	126
Хайруллина Л.Р.	95
Хакимов А.М.	238
Хамаев Н.В.	188
Хаматнурова Ч.Б.	96
Хаустов И.А.	34
Ходненко М.И.	178
Холманова М.А.	97
Хоменко К.А.	239
Хорев Т.С.	126

Ц

Цельмер М.Л.	240
Церлокевич А.А.	241

Ч

Чебаков Е.В.	153
Черемисин М.В.	143
Чжо М.Х.	242
Чигринец Е.Г.	58
Чижикова Л.А.	127
Чубенко Т.А.	74, 83, 99
Чуркин А.Р.	203
Чуфирин В.А.	168

Ш

Шаблий Л.С.	85
Шараха Н.А.	138
Шибанова А.А.	88
Шипко В.В.	138
Шиханова Е.Г.	257
Шихин С.М.	140
Шипков И.Н.	60
Шкодина Е.С.	257

Я

Яхутин С.А.	132
-------------	-----

Организатор



Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Партнёры и спонсоры



ПАО «Объединённая
авиастроительная
корпорация»



АО «Объединённая
двигателестроительная
корпорация»



АО «Корпорация
«Тактическое ракетное
вооружение»



РОСКОСМОС

Госкорпорация
«Роскосмос»



ПАО «Компания «Сухой»



ПАО «ОДК-УМПО»



АО «Арзамасский
приборостроительный
завод им. П. И. Пландина»



АО «Вертолёт
России»



ПАО «Корпорация
«Иркут»



АО «Конструкторское
бюро приборостроения
им. А. Г. Шипунова»



ПАО «РКК «Энергия»
им. С. П. Королёва»



ФГУП «ГосНИИАС»

При поддержке



Журнал
«Линия Полёта»



НП «Клуб выпускников
МАИ»



+7 499 158-44-05
+7 499 158-29-77 (факс)
mforum@mai.ru
mforum.mai.ru
vk.com/forum_mbaik