

12-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс
научно-технических работ и проектов в области авиационной
и ракетно-космической техники и технологий

«Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

Сборник аннотаций конкурсных работ

Москва, МАИ

23–27 ноября 2020

УДК: 629.7

ББК: 39.5 39.6

12-й Всероссийский конкурс «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики — 2020». 23—27 ноября 2020 года. Москва. Сборник аннотаций конкурсных работ. — Типография «Логотип», 2020 — 288 с.

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

Организатор — Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)
Официальный спонсор конкурса — АО «ОДК»

ISBN

978-5-4465-3002-1



УДК 629.7

ББК 39.5 39.6

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2020



Уважаемые коллеги!

От имени организационного комитета и Московского авиационного института приветствую вас в числе участников 12-го Всероссийского молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

Я рад отметить, что, несмотря на сложности текущего года, площадка нашего конкурса принимает не меньше работ и участников, чем ранее, а качество представленных работ, как и всегда, на самом высоком уровне. Этот уровень работ формирует особую конкурентную среду, и в этой конкуренции, в этом соревновательном духе год от года растёт ваш научный потенциал и ваши компетенции.

Отдельные слова благодарности я хочу сказать организациям — надёжным партнёрам и хорошим друзьям нашего конкурса, которые неизменно поддерживают оргкомитет, формируя призовой фонд и экспертную поддержку. Ваш вклад в развитие научного сообщества и наполнение науки молодыми кадрами бесценен.

Коллеги! Желаю вам успехов на научном поприще, малых и больших побед, синергии научной мысли, а также надеюсь увидеть вас на последующих научных мероприятиях Московского авиационного института, и в первую очередь — на площадках конкурса «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

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



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

От имени «Объединённой двигателестроительной корпорации» приветствую участников XII Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

Конкурс, проводимый Московским авиационным институтом при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации и ведущих организаций авиационной, космической и оборонной отраслей, включая ОДК, является значимым событием.

Каждый год в конкурсе принимают участие сотни талантливых ученых, перспективных специалистов, аспирантов и студентов, которые будут развивать авиацию. Среди них — сотрудники предприятий нашей корпорации. Уверен, что новые разработки будут с интересом рассмотрены и оценены, но главное — найдут свое практическое применение.

Московский авиационный институт является опорным вузом для ОДК, готовящим специалистов с уникальными знаниями. Мы планируем развивать сотрудничество с университетом, прикладывать усилия для того, чтобы лучшие выпускники пополняли ряды российских двигателестроителей.

Конкурс «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» - один из примеров неустанной и глубокой работы института в деле формирования специалистов будущего.

Желаю удачи и новых свершений всем участникам конкурса!

**Генеральный директор
АО «ОДК»
А. В. Артюхов**



От имени «Объединённой двигателестроительной корпорации» и от себя лично приветствую участников XII Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

За время проведения конкурса он зарекомендовал себя как основная вузовская площадка для молодых специалистов и ученых со всей страны, объединенных идеей развития отечественной авиакосмической отрасли.

Глобальные вызовы, стоящие перед российским авиастроением, требуют перехода на новые технологические уровни, развития конструкторских компетенций, и, конечно, внедрения инновационных решений на всех этапах жизненного цикла авиационной техники.

Основная роль в достижении этих задач будет принадлежать вам — молодому поколению инженеров — инициативным, предприимчивым, творческим людям с активной жизненной позицией. Мы знаем, что все эти качества в полной мере присущи участникам конкурса «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

Желаю конкурсантам удачи и успехов, профессионального роста и надеюсь, что представленные на конкурс идеи будут воплощены в текущих и перспективных проектах нашей корпорации!

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



АО
Корпорация
Тактическое
Ракетное
Вооружение

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

Уважаемые коллеги! Дорогие друзья!

Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» всецело поддерживает инициативу Московского авиационного института (национального исследовательского университета) по проведению Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Этот проект создает прекрасные возможности для самореализации талантливой молодёжи.

Подделиться результатами научных исследований в кругу профессионалов — поистине уникальный шанс для вас, молодых ученых, специалистов, аспирантов, студентов. Инновации все активней внедряются в процесс разработки авиационной и ракетно-космической техники. Уверен, что в самое ближайшее время многие ваши идеи обязательно найдут свое практическое применение.

Подготовка и участие в мероприятии такого уровня требуют концентрации и напряжения сил. Конкурс — это проверка ваших личностных и профессиональных качеств, а возможно и новый шаг вверх по ступеням карьерной лестницы.

Желаю вам, уважаемые участники конкурса, достойно пройти все испытания и получить бесценный опыт, который поможет в дальнейшей жизни и профессии!

**Генеральный директор
АО «Корпорация «Тактическое
ракетное вооружение»
Б. В. Обносков**



*Участникам XII 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!

Приветствую участников XII Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики», приуроченного к 90-летию Московского авиационного института!

Сегодня российская ракетно-космическая отрасль работает над новыми перспективными задачами, формируя надёжный фундамент для дальнейшего освоения космоса: создание ракеты-носителя сверхтяжелого класса, космической программы многоспутниковых систем «Сфера», космической транспортной системы нового поколения для обеспечения полёта человека к планетам Солнечной системы.

Традиционно тематика конкурса затрагивает актуальные на текущий момент задачи, стоящие перед ракетно-космической и авиационной промышленностью.

Нам важно сохранить лидерство в космонавтике, быть на передовой научно-технического прогресса. И, безусловно, это невозможно без активных, целеустремленных молодых людей, увлеченных своим делом.

Желаю всем участникам конкурса «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» представить свои самые смелые и оригинальные идеи, инновационные разработки и технологии, которые позволят и дальше удерживать лидерство отечественной космонавтики, а также будут и дальше способствовать выявлению талантливых молодых людей, открывая для них новые безграничные возможности.

**Генеральный директор
Госкорпорации «Роскосмос»
Д. О. Рогозин**



Дорогие друзья!

Приветствую участников XII Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»!

В современном мире сложно переоценить роль авиации. Даже в период повсеместно закрытых границ самолёты и вертолёты доставляли в разные страны гуманитарные грузы, эвакуировали пациентов из труднодоступных регионов, продолжались космические запуски и испытания новых ракетных систем. Все это возможно благодаря передовым научным исследованиям, упорству и храбрости учёных, их стремлению достичь новых высот в познании окружающего нас мира.

Развитие авиакосмической науки и техники имеет принципиальное значение для нашего общего будущего — не только в России, но и во всем мире. Этот год вывел на первый план социальную и экологическую проблематику, показал важность сплоченной работы, совместного творчества, общения и обмена самыми смелыми идеями. Конкурс научных работ и проектов, который организует Московский авиационный институт, в полной мере соответствует этим актуальным тенденциям.

Мероприятия, объединяющие молодых ученых и инженеров, особенно важны, так как помогают решать масштабные экономические и технологические задачи всей страны, создавать необходимый задел на будущее. Желаю всем участникам конкурса успехов, творческих побед и смелости в своих научных поисках!

**Генеральный директор
холдинга «Вертолёты России»
А. И. Богинский**

ОГЛАВЛЕНИЕ

НАПРАВЛЕНИЕ № 1 АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 20

Беспилотный летательный аппарат большой дальности и продолжительности полёта.....	21
Частотный дискриминатор для радионавигационной доплеровской системы на микроконтроллере	21
Исследование при отказе двигателя	22
Исследование эшелонированного крейсерского полёта пассажирского самолёта.....	23
Проект одноместного сверхлёгкого летательного аппарата вертикального взлёта и посадки	23
Проектирование элемента модели жизненного цикла БЛА с разработкой системы предиктивной аналитики для «умного крыла»	25
Беспилотный комплекс химической разведки почвы	25
Оптимизация работы двигателей транспортного самолёта	26
Использование акселерометров мобильных устройств в целях проведения сертификационных испытаний авиатренажёров	27
Разработка имитационной модели импульсного радиовысотомера	28
Исследование способа и разработка функциональной системы резервного автоматического тракторного управления летательного аппарата самолётного типа	29
Беспилотный летательный аппарат	31
Модели для прогнозирования живучести конструкции планера самолёта при воздействии средств поражения	31
Совершенствование структуры воздушного пространства Московского узлового диспетчерского района.....	33
Программный комплекс голографической системы неразрушающего контроля авиационного органического стекла.....	34
Тяжёлый вертолёт для арктической транспортной системы	34
Анализ средств повышения надёжности и живучести гидросистем транспортных и пассажирских самолётов.....	35
Комплекс средств спутниковой радиосвязи для повышения эффективности применения беспилотных летательных аппаратов	35
Снижение влияния человеческого фактора на обеспечение безопасности полётов	37
Исследование физических особенностей авиационных систем с применением математического моделирования на примере системы воздушного охлаждения	38
Система, предотвращающая попадание посторонних предметов в газозвоздушный тракт авиационного двигателя	40
Разработка средств парирования негативных последствий попадания самолёта в сдвиг ветра при посадке	41
Сравнительный анализ ручного управления по сигналам перемещений и усилий на ручке управления самолётом в задачах точного пилотирования.....	41
К вопросу о применении перспективного многоцелевого экраноплана с замкнутым контуром крыла.....	42
К вопросу о повышении устойчивости и управляемости самолётов нетрадиционных схем при движении по земле	42
Комплекс бортового радиоэлектронного оборудования легкого многофункционального самолёта	43
Концепт сверхманёвренного ударного мультикоптера	43
Трансмиссия вертолёта соосной схемы несущих винтов	45

Модальный анализ элементов конструкции воздушного судна.....	46
Система беспилотных летательных аппаратов для сбора информации в условиях ограниченного пространства для манёвра	46
О разработке беспилотного радиоуправляемого дирижабля.....	49
Беспилотный медицинский комплекс для транспортирования биологических материалов.....	49
Создание летающей лаборатории на основе беспилотного летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем.....	50

НАПРАВЛЕНИЕ № 2 АВИАЦИОННЫЕ, РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ..... 52

Многофункциональный энергоузел сверхзвуковых и гиперзвуковых беспилотных летательных аппаратов временем работы до 10 минут.....	54
Самолёт с электрической силовой установкой	54
Особенности системы автоматического управления турбопрямоточного реактивного детонационного двигателя	55
Повышение эффективности силовой установки воздушно-космического самолёта за счёт применения криогенного топлива	56
Методика определения контактного термического сопротивления с учётом микрошероховатости на базе цифрового двойника поверхности	57
Миниатюрная двигательная установка на базе абляционного импульсного плазменного двигателя	57
Моделирование рабочего процесса магниторезонансного плазменного двигателя	58
Разработка концепции центрифужного космического ускорителя	58
Численная оценка импульса последствия при выходе ударной волны оптического пробоя из цилиндрического сопла	59
Лазерная реактивная тяга и удельный импульс различных веществ.....	61
Интенсификация охлаждения вторичного воздуха в воздухо-воздушном теплообменнике турбореактивного двигателя.....	62
Разработка плазменных двигателей сверхмалой мощности серии ПлаС	64
Численное исследование влияния масштабного фактора на процесс горения	65
Применение численных методов для доводки камер сгорания современных авиационных двигателей по характеристикам распыла топлива.....	66
Универсальный роботизированный комплекс для испытательного производства.....	67
Газовая двигательная установка коррекции для наноспутников	68
Исследование применения RANS-подхода при CFD-моделировании течения в турбинных решётках со смыканием вторичных течений.....	69
Биметаллическое рабочее колесо турбины с охлаждаемыми лопатками	69
Применение центробежного колеса закрытого типа в компрессорах ТВаД и ТВД мощностью 400–1100 л. с.....	70
Отбор деталей ГТД для изготовления с помощью аддитивных технологий	71
Разработка и внедрение технологии восстановления кошуа термопары турбины газотурбинной установки.....	71
Оценка влияния анизотропии свойств композитного материала в тепловом контакте с металлическими поверхностями на основе 3-мерного моделирования микрорельефов соприкасающихся поверхностей	72
Разработка метода расчёта и создание вихревой регулирующей арматуры для управления силовыми установками	73

Разработка универсальной коробки двигательных агрегатов перспективных двигателей с цифровой системой автоматического управления для модернизации комплексов оперативно-тактической авиации.....	75
Исследование технологий импульсного лазерного излучения и воздуха высокого давления на качество и производительность сверления и резки деталей авиастроения.....	75
Перспективы применения малых ядерных двигательных установок для исследования космического пространства.....	76
Проектирование электромагнитного клапана жидкостного ракетного двигателя с улучшенными динамическими характеристиками	77

НАПРАВЛЕНИЕ № 3 СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ИНФОРМАТИКА И ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИКА..... 79

Разработка высокоскоростной оптической схемы для кольцевого моноблочного гироскопа с лазерным диодом	80
Разработка математической модели датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской	81
Струйный способ металлизации проводящего рисунка печатных плат	81
Радионавигационное обеспечение солнечной космической электростанции	82
Классификационный анализ аналитических и вероятностных методов прогнозирования состояния сложных систем.....	84
Активное демпфирование низкочастотных упругих колебаний конструкции космического аппарата двигателями ориентации.....	85
Исследование показателей качества генерируемого напряжения авиационного синхронного генератора	86
Определение удельных параметров ВТСП электрических машин для перспективных летательных аппаратов	87
Разработка робастной системы управления пьезогидравлическим распределительным устройством	88
Преимущества новой конструктивной схемы ротора основного каскада для авиационного синхронного генератора над классической схемой	89
Оптимизация параметров пространственного алгоритма угловой стабилизации на различных участках спуска в атмосфере возвращаемого аппарата типа «фара».....	89
Исследование неустойчивости масштабного коэффициента МЭМС гироскопов и выработка методических рекомендаций для её учёта.....	90
Радиационная нагрузка при авиаперелётах	91
О векторных алгоритмах решения задач сбора космического мусора	92
Распределённая система удалённого управления конференциями	94
Повышение точностных и эксплуатационных характеристик новых модификаций лазерных гироскопов МТ-401М.....	96
Испытание бортового комплекса управления ракеты X-31ПД методом полунатурного моделирования	96
Программа автоматизации расчёта и анализа течений газа при выводе аэродинамической трубы на рабочие режимы	97
Оценивание энергетической доступности сигналов AIS и ADS-B при ведении космического мониторинга.....	98
Анализ и оценка оптимального объёма обмена информации между подсистемами БКУ ..	98
Выявление и предотвращение конфликтов интересов при внедрении информационных технологий на предприятии	99
Создание помех для принудительной посадки беспилотных летательных аппаратов	101

НАПРАВЛЕНИЕ № 4 ИНФОРМАЦИОННО-ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ АВИАЦИОННЫХ, РАКЕТНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ..... 102

Алгоритм обнаружения маркерных изображений для вертикальной посадки беспилотного летательного аппарата	103
Модернизация устройства преобразования сигналов в составе многофункционального цифрового приёмника	104
Телеметрическая система контроля параметров химических источников тока	105
Метод ранней диагностики циклических систем	106
Низкопрофильные широкополосные и двухдиапазонные антенны и антенные решётки на основе искусственных периодических структур	107
Временной метод оценки задержки комплексного сигнала некротной периоду дискретизации на основе полиномиальной интерполяции	109
Исследование методов идентификации и измерения параметров квадрокоптеров в различных средах на естественном фоне	111
Энергетико-кинематический способ местоопределения источников излучения однопозиционным движущимся пеленгатором	111
Триангуляционно-кинематический способ местоопределения источников излучения однопозиционным движущимся пеленгатором	112
Разработка цифровой геоинформационной системы на основе данных экологического мониторинга и дистанционного зондирования Земли и для оценки состояния компонентов окружающей природной среды	112
Разработка канала измерения высотно-скоростных параметров для объектов малой авиации	113
Применение алгоритма детектора активности речи для выделения ответных сигналов систем управления воздушным движением	115
Информационно-расчётная система для обеспечения деятельности службы радиоэлектронной борьбы авиационной части	116
Комплекс диагностики потока из форсунок различной конфигурации	117
Методическое обоснование способа информационного обеспечения вертолётной группы на основе применения беспилотного летательного аппарата воздушного старта	118
Алгоритм определения высоты и составляющих скорости носителя по сигналам когерентного радиовысотомера	119
Алгоритм сопровождения воздушной цели с динамически изменяющимся спектрально-доплеровским портретом	120
Составная фазированная антенная решётка бортовой радиолокационной станции	121
Методика оценивания параметров сигналов беспилотных летательных аппаратов	121
Современная виртуальная лаборатория агрегатно-сборочных работ с применением технологий виртуальной реальности (VR)	122
Модульная многопозиционная цифровая радиофотонная система	123
Перспективная сканирующая оптическая система взаимных измерений, кооперированных и некооперированных космических объектов	124

НАПРАВЛЕНИЕ № 5 РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ..... 125

Надёжный и дешёвый способ безопасного возвращения блоков ракет-носителей (A reliable and cheap way to safe of blocks return of launch vehicles)	126
---	-----

Разработка системы управления СУТ-Р на отечественной ЭКБ для оптико-электронного комплекса высокого разрешения «Элегия».....	126
Малый космический аппарат для технологических и спасательных операций на низких околоземных орбитах.....	127
Диагностика металлоконструкций стартового оборудования.....	127
Оценивание влияния параметров ракетодинамической системы спасения ракетного блока первой ступени на энергомассовые характеристики перспективных ракет-носителей.....	128
Разработка стенда для испытания изделий ракетно-космической техники воздействием аэродинамических нагрузок.....	129
Технология тепловизионного контроля технического состояния криогенной теплоизоляции и определение степени черноты различных материалов, применяемых в ракетно-космической технике.....	130
Технология подготовки непрофессиональных космонавтов для выполнения перспективных космических программ.....	131
Ведение безбумажного документооборота на этапах жизненного цикла космического средства	131
Проектирование космического аппарата с отклоняемым вектором тяги для посадки на астероид	132
Исследование процессов изготовления углепластиковой бленды системы оптико-электронного наблюдения автоматического космического аппарата.....	134
Использование реактивного пенетратора в целях исследования лунного грунта	134
Исследование теплового состояния наноспутника SamSat-M	136
Двигатель реверса-увода для маршевой ступени ракеты-носителя	138
Многоразовый ракетоноситель сверхлёгкого класса.....	138
Диагностическое обеспечение металлоконструкций теплообменных аппаратов в составе оборудования ракетно-космических комплексов.....	140
Исследование перелёта Земля-Луна космического аппарата на базе платформы CubeSat.....	142
Динамический анализ пространственного тренажёра	142
Система ориентации малого космического аппарата, основанная на методологии обратных задач теплообмена и фильтре Калмана	143
Методика обоснования выбора динамических характеристик упругих элементов конструкции космических аппаратов наблюдения	144
Алгоритм выбора космических аппаратов для оперативного мониторинга чрезвычайных ситуаций	145
Разработка модуля для обеспечения оптимизации планирования съёмки группировкой КА с PCA.....	146

НАПРАВЛЕНИЕ № 6 РОБОТОТЕХНИКА, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И АВИАЦИОННОЕ ВООРУЖЕНИЕ 148

Технология радиочастотной идентификации для улучшения процессов обслуживания пассажиров и обработки багажа в аэропортах	150
Решение задачи оперативного планирования маршрута воздушного судна в условиях сложных метеоусловий	151
Организация интеллектуального тестирования бортовых многопроцессорных вычислительных систем интегрированной авионики.....	152
Разработка универсального 3D-автомата для гибки полужёстких кабелей.....	154
Разработка мониторингово-спасательной змееподобной робототехнической системы.....	154
Малогабаритный комплекс для дистанционной буксировки воздушных судов на аэродроме	155

Концепция построения акустического координатора цели управляемого авиационного средства поражения.....	156
Разработка методики управления информационным полем кабины экипажа гражданского самолёта	157
Способ местоопределения неизлучающих целей однопозиционным пассивным движущимся пеленгатором	158
Разработка мобильного комплекса для осуществления безопасных взлёта и посадки летательного аппарата в подлётной зоне аэропорта.....	158
Исследование точности двухканальной системы управления осью оптического прибора на борту беспилотного летательного аппарата.....	159
Разработка нейросетевой модели поиска заданного объекта на изображении с использованием архитектуры YOLOv3	160
Разработка блока рулевых приводов и стенда шарнирных моментов для малогабаритных авиационных средств поражения.....	160
Применение систем лазерного сканирования для решения задач технического зрения в робототехнических комплексах	161
Система оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа и метод её стабилизации	161
Анализ работы резервированного электромеханического привода при возникновении отказов	163
Разработка социального робота-помощника и применение его в качестве гида в музее МАИ в целях повышения популяризации науки в сфере авиации и космонавтики.....	164
Разработка блока электрических приводов для совместного управления аэродинамическими и газовыми рулями беспилотного летательного аппарата	165
Исследование причин возникновения и решений проблемы устойчивости контура управления, связанной с воздействием пилота	166
Вариант размещения комплекса подготовки авиационных управляемых средств поражения «Ока» при выполнении специальных задач	167
Концепция проектирования управляемых авиационных ракет с боевым снаряжением повышенной эффективности	168
Перспективная система холодной пристрелки установок авиационного вооружения	169
Способ управления стрельбой из авиационного артиллерийского оружия с учётом состояния оружия в процессе эксплуатации.....	171
Возможные способы применения анализа общих причин отказов при проектировании комплекса бортового оборудования.....	171
Методика повышения ресурса критического сечения силового элемента конструкции шасси учебно-тренировочного самолёта путём предотвращения усталостных разрушений	172
Разработка электропривода системы позиционирования пациента комплекса протонной терапии	172
Разработка средства автоматизированного контроля вычислительного процесса блоков системы управления космического аппарата	173
Тренажёр проверки блока неуправляемых авиационных ракет Б8М-1	174
Разработка блока рулевых электроприводов малогабаритного беспилотного летательного аппарата.....	176
Универсальный электронный блок управления различными типами электрических двигателей.....	177

НАПРАВЛЕНИЕ № 7 МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ НАУКЕ И ТЕХНИКЕ 179

Применение метода Монте-Карло для прогнозирования надёжности процесса приземления систем мягкой посадки с пневмоамортизаторами	180
Алгоритм оптимизации значений параметров системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску на основе пооперационного применения метода динамического программирования	181
Разработка алгоритма оптимизации аэробалистической траектории беспилотного летательного аппарата	182
Математическое и программное обеспечение задачи оптимизации с дифференциальными линейными матричными неравенствами	182
Методика расчёта на флаттер и статическую аэроупругость и расчётные исследования киля сверхзвукового истребителя	183
Совершенствование математических алгоритмов оптимизации бортовых антенных решёток с целью минимизации уровня бокового излучения	184
Оптимизация технологического процесса автоклавного формирования композитных авиационных конструкций сложной формы с предварительным исправлением топологии их моделей	186
Метод Монте-Карло в исследовании подхода к предотвращению столкновений между беспилотными летательными аппаратами	186
Методика оценивания точности определения параметров движения воздушной цели в условиях скрытного наблюдения за ней	188
Модель оценки вероятности столкновения ИСЗ с «космическим мусором» на орбитах типа LEO	190
Определение характеристик несущих систем соосных вертолётных малых весовых категорий в первом приближении	190
Динамическая прочность лопастей несущего винта вертолётного в условиях наземной эксплуатации	191
Общая характеристика моделей электронной техники СВЧ перспективных летательных аппаратов	193
Исследование вопросов непрерывного управления допусками функциональных компонентов радиоэлектронных средств на стадиях жизненного цикла в формате «умные модели для цифрового двойника изделия»	193
Численное моделирование сопряжённой задачи определения внутрибаллистических параметров в ракетных двигателях на твёрдом топливе	195
Модель автоматизированного оценивания типов лесных растительных сообществ в среде геоинформационной системы по материалам дистанционного зондирования Земли	196
Методология формирования требований к системе навигационно-временного обеспечения полётов государственной авиации	197
Расчёт зависимости аэродинамических сил от угла установки крыла БПЛА средствами КОМПАС Flow	197
Аналитическое решение навигационной задачи на основе псевдорадiallyно-скоростного метода	198
Пространственная модель глазодвигательного аппарата и его связь с полукруглыми каналами	199
Применение системы опознаков для автоматизации управления беспилотными летательными аппаратами и решения целевых задач с использованием компьютерного зрения	200
Математический метод расчёта кольцевых резонаторов, для оптимизирования проектирования сверхвысокочастотных фильтров	201

Алгоритм формирования троичных последовательностей Гордона-Миллса-Велча для систем передачи цифровой информации.....	202
Разработка и верификация методики минимизации влияния коробления на форму и геометрические параметры изделий из композиционных материалов на примере разделителя потоков турбореактивного двигателя.....	204
Верификация программного обеспечения	206
Определение факторов, влияющих на параметр оптимизации при математическом планировании эксперимента торцевого фрезерования	206
Исследование влияния параметров ударника на траекторию проникания в грунтовую среду	207
Методика построения области располагаемых высот и скоростей полёта самолёта с учётом оценки эффективности рулей.....	207
Метод количественной интерпретации спектров отражения высокоорбитальных космических объектов	209
Разработка системы моделирования процессов вакуумной инфузии в производстве композитных конструкций с целью исключения в них технологических дефектов	211
Изучение направленности волн Лэмба, генерируемых угловым клиновым актуатором в панелях из композиционных материалов	212

НАПРАВЛЕНИЕ № 8 НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ОБЛАСТИ АВИАЦИОННОЙ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 213

Исследование возможности применения нейросетевых моделей распознавания деталей турбонасосного агрегата ЖРД для применения в системах компьютерного зрения.....	215
Композиты системы NiAl-Al ₂ O ₃ для жидкосолевых энергоустановок	215
Возможности проектирования углепластиковых агрегатов летательных аппаратов, выходящих на внешний контур, с учётом применения углеродных наполнителей и полимерных связующих, модифицированных наночастицами, обеспечивающих стойкость к удару молнии.....	216
Структурная оптимизация конструкции крыла на основе параметрического моделирования и учётом анизотропии свойств полимерных композиционных материалов	217
Тенденции развития аддитивного производства в условиях космического пространства.....	219
Сплавы на основе галлия как теплоаккумулирующий материал бортовых систем космических аппаратов	219
Установление последовательности учета факторов при выборе технологических баз	220
Исследование изменения структуры и физико-механических свойств трип-стали в процессе нагружения	221
Методика проведения испытания на растяжение изделий, изготовленных при помощи аддитивной технологии	221
Исследование формирования микроструктуры титанового сплава ВТ6 при изготовлении крыльчатки компрессора малоразмерного газотурбинного двигателя методами аддитивных технологий	223
Анализ эффективности использования Al-Li сплава в качестве материала для панели со стрингером воздушного судна	224
Исследование влияния низкотемпературного окисления на структуру и механические свойства УУКМ с пироуглеродной матрицей	225
Применение супергидрофобных покрытий для борьбы с обледенением аэродинамических поверхностей самолёта	227

Совершенствование технологического процесса нанесения маркировки на детали из полимерных композиционных материалов	228
Разработка технологии для производства композитных конструкций с ритмично повторяющимся профилем.....	229
Анализ влияния модификации поверхности рабочего инструмента и азотермоакустической обработки на деформацию изделий из ниобия и молибдена	229
Моделирование зависимости предела прочности ПНКМ от однородного электрического поля.....	230
Замена алюминиевых конструкций на полимерные композиционные с целью снижения массы воздушного судна на базе конструкции самолёта типа Ил-96.....	231
Особенности конструкции и технологии производства термокаталитических сенсоров для обнаружения водорода и горючих газов	231
Пути исследования влияния толщины клеевого слоя на прочностные показатели клеевых соединений	232
Технология подготовки производства деталей из полимерных композиционных материалов на изделии SSJ-100	232
Технологические исследования параметров сварки трением с перемешиванием на изделиях РКТ	233
Жаростойкие покрытия на основе системы $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 для жаропрочных неметаллических композиционных материалов	234
Анализ возможности накатывания резьбы на труднообрабатываемом материале	236
Стабилизирующий подвес для крепления камеры к нижней части беспилотной авиационной системы.....	236
Совершенствование технологии изготовления заготовок шпангоутов для панелей фюзеляжа самолётов	237
Определение экстремальных условий температурного и силового нагружения корпуса отсека беспилотного летательного аппарата с применением наружного композиционного материала.....	239
Применение метода ротационной вытяжки при производстве тонкостенного длинномерного стакана из плоской заготовки	239
Высокотемпературные материалы в аэрокосмической индустрии	240
Разработка и исследование математической модели установки гидроабразивной резки	242
Разработка технологии производства композиционных материалов для авиационной промышленности, на базе пековых углеродных волокон	242
Разработка технологии получения деталей аэрокосмической техники инкрементальной штамповкой	243
Геометрическое моделирование процесса инкрементальной формовки листового материала	244
Поиск возможностей реализации свойств молниестойкости авиационных углепластиковых конструкций, имеющих в своем составе клеевые соединения.....	244
Безопасная эксплуатация квадрокоптера в экстремальных условиях при низких температурах.....	245
Внедрение технологии послойного выращивания изделий из жаропрочной стали с помощью электронного луча	247
Формирование структуры и свойства при однонаправленной термоводородной обработке плит из титанового сплава ВТ6	247
Анализ альтернативных технологических последовательностей вибрационной обработки сварных конструкций высокостабильных высокоточных космических аппаратов	249

Исследование влияния нанопорошка в составе порошковой проволоки на состав и свойства наплавленного металла.....	250
Внедрение дополненной реальности в производственные процессы авиационного завода.....	251
Разработка новых технологических принципов изготовления импрегнированных материалов с заданными свойствами для маломощных СВЧ ЭВП М-Типа	253
Описание подхода к конструированию малого дистанционно пилотируемого летательного аппарата самолётного типа для изготовления с широким применением 3д-печати	254
Разработка технологии визуально-оптического контроля поверхности изделий из кварцевой керамики для авиационной и ракетной техники	254
Распознавание конструктивных элементов машиностроения как решение проблемы формализации данных	256
Обработка наносодержащих суспензий и их применение в производстве бетона	257
Повышение ресурсных характеристик тонколистовых титановых полуфабрикатов воздушным отжигом	258

НАПРАВЛЕНИЕ № 9 ЭКОНОМИКА И МЕНЕДЖМЕНТ ПРЕДПРИЯТИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА 260

Оптимизация процесса входного контроля комплектующих	261
Стратегия развития двойных технологий в ракетно-космической технике для коммерциализации результатов интеллектуальной деятельности	262
Автоматизация проектирования, формирования, управления и нормирования технологических процессов производства изделий на ПАО «ВАСО»	263
Алгоритм автоматизированного проектирования технологических операций на основе параметров производственной технологичности конструкции изделия.....	264
Центр компетенций «МОДЕЛИРОВАНИЕ»	266
Трансформация индустриальной модели авиастроения в центры специализации (на примере ПАО «ААК «Прогресс» имени Н. И. Сазыкина)	267
Системы технического учёта энергоресурсов на предприятии аэрокосмического комплекса	269
Направления построения эффективной производственной модели отечественной авиационной отрасли	270
Методика формирования номенклатуры изделий аддитивного производства предприятия (отрасли).....	272
Методика поиска альтернатив при выработке решений в условиях недостаточного информационного обеспечения	273
Перспективы применения «CANBAN» в авиационной промышленности.....	275
Визуализация технологических процессов как инструмент минимизации человеческого фактора в производстве пассажирского самолёта	276
Разработка перспективной маршрутной сети и оптимального плана использования воздушных судов для организации грузовых перевозок вакцины от коронавируса на территории Российской Федерации	276
Перспективы использования технологий управления Smart City в условиях цифровизации экономики	278
Обучающие видеопособия для вновь принятых молодых рабочих авиационного завода.....	279
Перспективы использования квадрокоптеров в системе безопасности аэродрома «Стригоно».....	281
Перспективные методы обеспечения жизнедеятельности экипажей космических миссий (на материалах иноязычных источников).....	282
АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ	284

НАПРАВЛЕНИЕ № 1

Авиационные системы

Беспилотный летательный аппарат большой дальности и продолжительности полёта

Коротеев А.В., Калинин Р.М.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В работе представлен проектировочный расчёт беспилотного летательного аппарата (БПЛА) большой дальности и продолжительности полёта. Были определены требования для БПЛА: обеспечение необходимых условий для размещения боевой нагрузки; обеспечение большого радиуса действия, потребного для выполнения поставленных задач; возможность функционирования в рамках созданной единой информационной сети, состоящей из различных средств разведки; обеспечение необходимой прочности конструкции. Был произведен расчёт газодинамических характеристик проектируемой силовой установки для БПЛА. Согласно полученным данным расчётов построены соответствующие характеристики спроектированного двигателя. По представленным графическим зависимостям делаются выводы об экономичности, тяговых характеристиках двигателя на различных режимах полёта и работы, запасов устойчивости работы компрессоров проектируемой силовой установки. Была получена программа управления двигателем, реализация которой заложена в систему автоматического управления. Была представлена проточная часть проектируемого двигателя с указанием размеров основных элементов. Представлен массовый и геометрические расчёты проектируемого БПЛА. Был предложен тип аэродинамической схемы БПЛА тандем, когда вместо горизонтального оперения применяется второе крыло. При этом, оба крыла трапецевидные, второе крыло соединено с первым и образует единый контур. Для управления проектируемым БПЛА в канале крена применяются элероны, для осуществления взлёта и посадки — закрылки, а для управления в канале рысканья применяется руль направления, который устанавливается на киле. Был произведен расчёт дальности и продолжительности полёта беспилотного летательного аппарата. После расчёта основных проектных параметров проектируемого БПЛА следует построение его 3D-модели в трёх проекциях для проведения аэродинамического моделирования. По итогам работы было представлено сравнение характеристик спроектированного БПЛА с современными образцами.

Частотный дискриминатор для радионавигационной доплеровской системы на микроконтроллере

Аксенов И.В.

Пензенский государственный университет, г. Пенза

Технические средства авиации непрерывно развиваются, всё большее количество современных летательных аппаратов оснащаются автоматизированными навигационными комплексами, которые повышают точность, надёжность и безопасность самолётовождения. Всё больший уклон идёт в сторону увеличения автономности навигационной системы летательных аппаратов.

В данной работе проводится сравнительный анализ различных подходов построения цифрового частотного дискриминатора, осуществляющего оценку значения доплеровского приращения частоты, работа которого и будет в основном определять достоверность результата измерения, выдаваемого навигационной системой ЛА. Предложена цифровая реализация частотного дискриминатора, входящего в состав автономной навигационной системы самолёта, работающей на использовании эффекта Доплера.

Действие доплеровского измерителя скорости основано на использовании эффекта Доплера, согласно которому частоты излученного сигнала и принятого после отражения от объекта могут отличаться, разница зависит от взаимной скорости. Таким образом

автономная навигационная система определяет скорость относительно поверхности, а не воздушную скорость, как в устройствах для измерения скорости манометрического типа.

Автономная радионавигационная система самолётовождения, основанная на эффекте Доплера, в отличие от панорамных радиолокаторов, при полёте над однородной местностью имеет большую эффективность, выполняет определение навигационных элементов с большей точностью за меньшее количество времени.

Исследование при отказе двигателя

Бикинсева А.П.

Московский авиационный институт, г. Москва

С 50-х годов прошлого века начался расцвет гражданской авиации. Силовые установки самолётов в большинстве своих случаев представляли собой несколько турбовинтовых или турбореактивных двигателей. Одни позволяли самолёту экономить топливо, а другие значительно увеличивать скорость перелётов. Однако вес силовой установки был очень велик, что также влияло на продолжительность и стоимость авиaperелёта.

Тогда же авиационные инженеры стали задумываться над разработкой пассажирских самолётов с двумя двигателями, но они понимали, что безопасность полётов на таких самолётах будет значительно ниже. Особенно это касается перелётов на средние и дальние расстояния. И вот в 1974 году был совершен первый успешный полёт на двухдвигательном широкофюзеляжном дальнемагистральном пассажирском самолёте Airbus A300. Прорыв в технике омрачился отсутствием правил полёта и руководства к действиям лётчика при отказе одного из двух двигателей.

После отказа одного из двигателей самолёт больше не сможет продолжать полёт по заданной траектории и на выбранном режиме полёта. То есть, ему просто не хватит тяги одного из оставшихся двигателей, чтобы поддерживать прежние высоту и скорость полёта, а также существенно сокращаются временные рамки перелёта. Авиадиспетчеру требуется найти ближайший аэродром для совершения экстренной посадки. Именно эта проблема и будет рассмотрена в данной работе.

И так с момента появления двухдвигательных дальнемагистральных самолётов перед авиационными инженерами встал вопрос повышения безопасности перелётов на таких самолётах.

По результатам исследования вопросов безопасности полёта фирмой Airbus принято решение о разработке и использовании системы информационной поддержки и сопровождения полёта Flight Support.

ETOPS — аббревиатура слов Extended-Range Twin-Engine Operation. Система правил полётов с одним отказавшим двигателем названная ETOPS. Введение норм ETOPS позволило установить правила перелётов через океан, пустыню, либо полярные зоны для двухдвигательных дальне- и среднемагистральных самолётов. Реализация программы ETOPS представляет собой любой полёт самолёта с двумя газотурбинными двигателями при одном неработающем двигателе в течение времени чуть более 1 часа.

Обязательным условием полёта по правилам ETOPS является снижение высоты и скорости до той, на которой самолёт с данной целевой загрузкой сможет продолжать его. А также лётчик передает информацию диспетчеру о состоянии самолёта и запасах топлива, а тот, в свою очередь, подбирает аэродром для совершения экстренной аварийной посадки. В основном сценарий ETOPS предназначен для перелётов через горную, пустынную местность и океан.

В данной работе проблема рассмотрена на примере внештатной ситуации, произошедшей 14 января 2002 года, когда самолёт Ту-204-100 № 64011 авиакомпании «Сибирь», следовавший рейсом Франкфурт — Новосибирск, в сложных метеоусловиях выработал всё топливо за 17 км от аэропорта Омска и совершил успешную посадку с двумя неработающими двигателями, следуя правилам программы ETOPS.

Исследование эшелонированного крейсерского полёта пассажирского самолёта

Бикинеева А.П., Гришина А.Ю.

Московский авиационный институт, г. Москва

Повышение эффективности авиаперевозок подразумевает собой экономию топлива на воздушном транспорте. Минимизация затраты топлива на перелёт воздушного судна из точки отправления в точку назначения непременно принесёт прибыль авиакомпаниям. Таким образом, возникает важная и актуальная научная проблема разработки методов снижения расхода топлива воздушного транспорта.

Целью работы было выбрать такой режим полёта, при котором соблюдается условие минимального километрового расхода топлива при эшелонированном полёте. Для этого были произведены расчёты расходов топлива на разных высотах крейсерского полёта при различных условиях.

Объектом исследования был выбран пассажирский самолёт с четырьмя турбореактивными двигателями Boeing-747.

Развёртывание работы по экономии топлива выявило много следующих интересных предложений от авиаинженеров и работников авиационной отрасли, например:

- выбор наивыгоднейших эшелонов полёта и режимов работы двигателей, позволяющих достичь наибольшей экономичности;
- спрямление маршрутов, устранение предпосадочного маневрирования;
- снижение массы бортового снаряжения для увеличения коммерческой загрузки;
- объединение рейсов при неполной загрузке;
- сокращение времени работы двигателя на земле и многое другое.

Была поставлена следующая задача: рассчитать расход топлива при трёх различных вариантах крейсерского полёта, то есть, первый вариант — при постоянной скорости на одном эшелоне, второй вариант — полёт по оптимальной траектории (расчёт минимального километрового расхода на каждом шаге интегрирования) и третий вариант — полёт со сменой эшелона.

В данной работе предлагается способ минимизировать километровый расход топлива при длительных перелётах. А как мы знаем, дальность и продолжительность полёта являются важнейшими лётно-тактическими характеристиками самолёта, а уменьшение расхода топлива в транспортной авиации является залогом успеха любой авиакомпании, а также приводит к уменьшению затрат перевозчика.

Проект одноместного сверхлёгкого летательного аппарата вертикального взлёта и посадки

Вельможин Д.С., Доронина В.Ю.

Самарский университет, г. Самара

Предмет исследования

Предметом исследования в нашей работе является одноместный сверхлёгкий летательный аппарат вертикального взлёта и посадки: возможность его создания, разработка эскизного проекта.

К целям нашей работы относится создание эскизного проекта сверхлёгкого летательного аппарата, отражающего внешний вид проектируемого транспортного средства, некоторые эксплуатационные характеристики, а также предполагаемую винтомоторную группу, параметры которой определяются в соответствии с примерным расчётом.

Актуальность

Наша работа актуальна, так как на данный момент разработка подобного рода транспортных средств является перспективной, поскольку использование таких летательных аппаратов может являться решением важной проблемы современных

крупных городов. Наземная транспортная инфраструктура многих из них перегружена, и вследствие этого на перемещение по городу требуется значительное время, особенно в часы пик.

Для служб экстренного реагирования критически важно иметь возможность прибывать к месту вызова в кратчайшие сроки. Кроме того, в нашу повседневную жизнь вошли сервисы доставки чего-либо, которые всё чаще прибегают к современным и технологичным способам обеспечения доставки заказов до адресата.

Краткое содержание работы.

Раздел 1. Справка и обзор проекта

В первом разделе мы приводим необходимые справочные данные по классификации сверхлёгких ЛА и устройстве винтомоторной группы. Так же в этом разделе представляем обзор 3д-модели проектируемого нами летательного аппарата. По этой модели видны расположение несущих винтов, посадка пилота, а также общая концепция транспортного средства — «летающего мотоцикла», близкого родственника квадрокоптера.

Раздел 2. Обзор конструкции

В данном разделе описываются предлагаемые авторами технические решения касательно технологий изготовления корпуса летательного аппарата и применяемых в проекте бортовых систем.

Также в этом разделе указываются некоторые предполагаемые технические характеристики проектируемого аппарата:

взлётная масса — около 150 кг,
скорость полёта — около 50 км/ч.

Раздел 3. Разработка винтомоторной группы

В этом разделе представлены результаты практической части нашей работы, а именно, расчёты винтомоторной группы.

Методика расчёта воздушных винтов, используемая нами, была предложена в журнале «Моделист-конструктор» для расчёта самодельных воздушных винтов.

Таким образом мы вычислили следующие параметры:

— количество и мощность двигателей — 4 по 10 л.с.,
— частота вращения несущих винтов 1800 об/мин,
— диаметр/шаг винтов 1,6 / 0,42 м,
— статическая тяга одного винта 48 кг.

Общие выводы по работе

В ходе работы нами были выполнены все поставленные цели и задачи, получен новый опыт работы и ряд полезных навыков. В ближайшем будущем мы планируем собрать действующую масштабную модель нашего летающего мотоцикла для проверки жизнеспособности данной схемы.

Заключение

Результаты нашей работы могут стать мотивацией для продолжения исследований в данной области другими специалистами.

Список используемой литературы

Кондратьев В.П. Двигатель-воздушный винт. //Моделист-Конструктор. -1988. №12, с.52-60.

Никитин И.В. Классификация сверхлёгких летательных аппаратов и анализ сверхлёгкой авиации в России//Научный вестник МГТУ ГА серия Аэромеханика и прочность, поддержание лётной годности ВС.-2006. -с.1-7.

Проектирование элемента модели жизненного цикла БЛА с разработкой системы предиктивной аналитики для «умного крыла»

Ганюшкина Н.А.

АО «Кронштадт», г. Москва

В данной работе рассмотрен вопрос проектирования и работы системы предиктивной аналитики в процессе жизненного цикла изделия (ЖЦИ), что и является инновационной составляющей работы.

Основная цель — создание системы удалённого мониторинга параметров летательного аппарата (ЛА) и предиктивный анализ их состояния.

Основная задача проекта состоит в создании системы автоматического контроля технического состояния, что позволит предотвратить случаи появления отказов, неисправностей, и, следовательно, аварийных ситуаций.

Данная технология заключается в удалённом мониторинге и прогнозировании отказов объектов при помощи обработки массива получаемых данных от контролируемого ЛА. При получении этой информации формируется эталонная таблица показателей работы и матрицы состояний. На основании MSET метода с помощью сформированных матрицы состояний, строят эмпирические модели прогнозирования. Он основан на технологии определения разности наблюдаемых параметров, основная функция которых состоит в моделировании состояний ЛА, находящихся под наблюдением, которые показывают степень влияния показателей работы объекта (например, полёт в зоне турбулентности) на параметры этих объектов (например, параметры кручения крыла). В дальнейшем при ранжировании вычисленных отклонений, обновляется база данных (БД) эмпирических моделей и формируются сигналы отклонения параметров объектов контроля на основании обновленной модели. Эти сигналы и являются ключевыми показателями технического состояния ЛА.

Беспилотный комплекс химической разведки почвы

Григорьев Д.С., Григорян А.С.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В современном мире всё чаще для решения различного рода задач, таких как мониторинг территории с воздуха, картография в аэрофотосъемке, проведение поисково-спасательных операций, определение фронта работ по локализации пожаров, наводнений и прочих стихийных бедствий, применяют беспилотные летательные аппараты. Беспилотный летательный аппарат — летательный аппарат, выполняющий полёт без пилота на борту и управляемый в полёте дистанционно, либо запрограммированный и работающий под управлением навигационных систем, либо с наложенными ограничениями полёта и летающий по заданной траектории. Все беспилотные летательные аппараты отличаются сложностью конструкции, спецификой работы и требуют от лиц, связанных с их эксплуатацией, высоких навыков и знаний. Для увеличения продолжительности полёта конструкторами принимаются технические решения по снижению веса полезной нагрузки, увеличению энергоёмкости источников питания, облегчению конструкции путём использования более лёгких и прочных материалов.

В настоящий момент о загрязнении почвы отравляющими химическими веществами можно судить только по наличию характерного для отравляющих веществ запаха и визуальных качеств. Для точного определения отравляющих веществ в почве или на местности необходимо использовать стандартные комплекты химической разведки почвы, подразумевающие наличие сменных маркеров и непосредственное участие оператора, проводящего отбор проб для дальнейшего анализа в лаборатории, а принцип действия наиболее распространенного современного прибора войсковой химической разведки основан на прокачивании через индикаторные трубки анализируемого воздуха.

При наличии отравляющих веществ происходит изменение окраски наполнителя трубок, по которому приблизительно определяют концентрацию отравляющих веществ.

Для химической разведки удалённых участков местности могут быть использованы беспилотные летательные аппараты. Нередко возникают случаи, когда требуется разведка труднодоступных районов, где применение личного состава затруднительно, или требуется провести разведку местности, находящейся близко к месту расположения формирований противника, и применение личного состава может привести к серьёзным потерям. Другая ситуация: требуется провести химическую разведку неизвестной местности в кратчайшие сроки. Ничего сложного здесь нет. В этих целях могут использоваться стандартные комплекты РХБ-разведки. Однако проведение разведки осуществляется напрямую силами личного состава, но необходимо отметить, что данный способ не обеспечивает высокой эффективности по причине человеческого фактора. Во-первых, с экономической точки зрения данная разведка требует значительных денежных затрат (применение большого количества оборудования и защиты личного состава), во-вторых, участие личного состава ставит под угрозу его жизнь и здоровье, так как он может пострадать в результате контакта с отравляющими веществами или попасть в засаду противника.

Для решения задачи химической разведки предлагается использовать беспилотный комплекс для проведения дистанционной химической разведки с целью определения отравляющих веществ в грунтах, оснащённый беспилотным летательным аппаратом мультироторного типа с повышенной устойчивостью, за счёт установки телескопических стоек изменяемой длины, оборудованных датчиками контакта с опорной поверхностью места приземления. При этом телескопические опорные стойки оборудованы реверсными электродвигателями, выдвигающими штоки при посадке на неровную поверхность анализируемого грунта с целью обеспечения горизонтального положения и предотвращения опрокидывания беспилотного летательного аппарата мультироторного типа.

При этом конструкция газоанализатора должна отвечать следующим требованиям: чувствительные элементы газоанализатора должны характеризоваться устойчивостью к вибрации для повышения точности измерений концентрации отравляющих веществ в грунте, малыми энергопотреблением и временем саморегенерации для обеспечения многократно повторяющихся измерений и расширения радиуса проведения дистанционной химической разведки за одно применение беспилотного летательного аппарата, обеспечивать проведение анализа пробы «на месте» и регенерацию сенсоров без использования дополнительных модулей, малой массой для снижения веса полезной нагрузки беспилотного летательного аппарата мультироторного типа. Конструкция крепления газоанализатора к беспилотному летательному аппарату мультироторного типа должна обеспечивать его спуск, подъём и плотное прилегание к грунту при анализе.

Таким образом, применение беспилотных летательных аппаратов с вертикальным взлётом и посадкой для химической разведки, позволяет сократить время на разведку, при этом экономические затраты могут существенно снизиться, а также позволяет предотвратить потери среди личного состава. Разработанный авторами беспилотный комплекс для проведения дистанционной химической разведки позволит осуществлять оперативную химическую разведку удалённых участков местности, в том числе в труднодоступных по рельефу районах на поверхности грунта, не подвергая опасности жизни людей.

Оптимизация работы двигателей транспортного самолёта

Гришина А.Ю.

Московский авиационный институт, г. Москва

Целью работы было минимизировать километровый расход топлива в крейсерском полёте путём перевода двух двигателей в режим «малый газ», а также выбрать для каждой взлётной массы оптимальный режим полёта, предусматривающий максимальную дальность с минимальным километровым расходом топлива.

В качестве объекта исследований выбран тяжёлый военно-транспортный самолёт с четырьмя турбореактивными двигателями Ил-76.

Одно из важнейших направлений развития транспортной авиации связано с задачей оптимизации работы двигателей, то есть минимизацией расхода топлива. Успешное решение этой задачи определяется множеством параметров летательного аппарата. Борьба за повышение топливной эффективности связана с ограниченными ресурсами углеводородного топлива (керосина) на Земле, а как следствие, с увеличением стоимости авиаперевозок.

Была поставлена следующая задача: рассчитать расход топлива при различных целевых нагрузках с учётом выбранного РРД на нескольких высотах с целью выбора оптимального РП при минимальном расходе топлива.

Актуальность работы заключается в том, что снижение расхода топлива при перелётах является одним из важнейших направлений развития авиации. От показателя расхода топлива зависит эффективность работы авиакомпании и её финансовые показатели. Увеличение расходов потребления топливной смеси приводит к увеличению статьи затрат перевозчика. В результате авиакомпаниям придется значительно увеличивать стоимость своих услуг. Также с уменьшением расхода топлива, увеличивается дальность полёта, что позволяет доставлять грузы на большие расстояния без вынужденных дозаправок на земле.

Использование акселерометров мобильных устройств в целях проведения сертификационных испытаний авиатренажёров

Дегтярев В.С., Кулаков М.В., Дегтярева А.В.

МГТУ ГА, г. Москва

В настоящее время в целях сертификационных испытания устройств имитации полёта (далее УИП) применяется метод проведения субъективной оценки подобия акселерационных воздействий. Для ухода от субъективизма, при проведении испытаний систем подвижности современных и перспективных устройств имитации полёта предлагается использовать программное обеспечение для мобильных устройств, способное в режиме реального времени записывать графики прироста перегрузки по трём осям и проводить автоматическое сравнение графиков, полученных на УИП и ВС, с расчётом коэффициента подобия.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Будылина Е. А. Аналитическое определение имитационных характеристик тренажных и обучающих комплексов / Е. А. Будылина, И. А. Гарькина, А. М. Данилов, С. А. Пылайкин // Фундаментальные исследования. — 2014. — № 6-4. — С. 698–702.
2. Акселерометр. Виды и типы. Работа и применение. Особенности [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://electrosam.ru/slabotchnyeseti/oborudovanie/akselerometr>; свободный (Дата обращения 05.07.2019г.)
3. Литвиненко А. А. Анализ состояния Российского рынка авиационных технических средств обучения / А. А. Литвиненко // Авиатренажёры, учебные центры и авиаперсонал-2012: IV Международной конф. — М.: Динамика, 2012. — С. 5—8.
4. Итоговые материалы конференции «Авиатренажёры учебные центры и авиаперсонал — 2013» [Электронный ресурс], режим доступа: <https://pandia.ru/text/79/553/20941.php>, свободный. (Дата обращения: 17.11.2016 г.)
5. Материалы VIII Международной конференции «Авиационные тренажёры и учебные центры России» 07.04.2016.
6. Проблемы подготовки авиационных специалистов гражданской авиации: сб. науч. тр. по материалам науч.-метод. конф. (Ульяновск, 6—7 мая 1998 г.) / УВАУ ГА. — Ульяновск: УВАУ ГА, 1999. — 190 с.
7. Как правильно выбрать акселерометр и датчик ускорения [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.sensorica.ru/docs/art2.shtml> свободный; (Дата обращения: 05.06.2019 г.)

8. Электронный журнал «Форум», «ДИНАМИКА» – УЧАСТНИК ЕВРОПЕЙСКОГО ПРОЕКТА SUPRA, #1 (6)2010 [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.dinamika-avia.ru/mcenter/forum/detail.php?id=1138>, свободный. (дата обращения: 06.08.2018 г.)

9. Федеральные авиационные правила «Сертификация авиационных учебных центров» (ФАП—23) (в редакции от 13.08.2007)

10. Приказ Минтранса России от 08.02.2019 N 46 «Об утверждении Порядка допуска к применению тренажёрных устройств имитации полёта, применяемых в целях подготовки и контроля профессиональных навыков членов летных экипажей гражданских воздушных судов» (Зарегистрировано в Минюсте России 25.03.2019 N 54151)

Разработка имитационной модели импульсного радиовысотомера

Замуреев Я.С.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Постоянный контроль высоты полёта воздушного судна (ВС) над любой подстилающей поверхностью жизненно необходим. А качество выполнения боевой задачи зависит от точности работы радионавигационных систем (РНС) и высокой квалификации специалистов по эксплуатации таких систем. Во время полёта ВС возникают эволюции его фюзеляжа. В таких случаях погрешность в измерении высоты может значительно увеличиваться. Особенно существенно тенденция к её увеличению наблюдается при выполнении манёвров по крену и тангажу. Кроме того, существенное влияние на спектр отражённого сигнала оказывает характер подстилающей поверхности, над которой выполняется полёт воздушного судна.

Усложнение авиационного радионавигационного оборудования требует от специалистов, отвечающих за его эксплуатацию, понимания всех тонкостей работы и понимания факторов, влияющих на качество формируемой навигационной информации. Современные требования к компетенциям выпускников высших учебных заведений предполагают наличие достаточного набора информационных технологий, используемых при осуществлении образовательного процесса изучаемым дисциплинам, включая необходимое программное обеспечение и информационно справочные системы. Для обеспечения обозначенных требований в ходе работы в программе MATLAB — Simulink разработана имитационная модель импульсного радиовысотомера. В качестве прототипа в работе рассматривается импульсный радиовысотомер РВ-21.

Анализ принципа функционирования типового импульсного радиовысотомера показывает, что он является автономным радионавигационным измерителем, включающим в свой состав передающий и приёмный тракт. Оба тракта, по большому счёту, являются независимыми, однако для синхронизации используется общий задающий генератор, расположенный на плате синхронизации и контроля. Вследствие того, что в программе MATLAB — Simulink синхронизацию можно обеспечить путём использования единого модельного времени, то есть при запуске все блоки начинают работать одновременно, было принято решение о разработке двух независимых программных модулей, моделирующих работу передающего и приёмного трактов.

Блок формирования сигнала имеет гибкую архитектуру и позволяет путём установления нужных параметров излучаемых импульсных сигналов смоделировать передающий тракт любого из существующих импульсных радиовысотомеров. Изменение рельефа подстилающей поверхности задается путём изменения во времени задержки сигнала.

Так как в работе рассматривается стандартная модель сигнала в виде аддитивной смеси полезного сигнала и шума, то для моделирования среды распространения используется стандартный блок Simulink Gaussian Noise Generator, при этом ширина спектра помехового сигнала ограничивается полосой пропускания приёмного тракта путём применения блока полосового фильтра.

Приёмный тракт в настоящее время позволяет реализовывать моделирование работы радиовысотомера в режиме поиска сигнала, который построен на основе квадратурного

корреляционного приёмника. При этом формирование опорных селективных видеоимпульсов реализовано так же, как и в прототипе. Для перемещения селективного импульса в пределах зоны поиска по задержке используется генератор быстрой и медленной пилю. В дальнейшем планируется реализация режима слежения за параметрами сигнала и вычисления истинной высоты полёта воздушного судна.

Для просмотра результатов моделирования в виде временных развёрток сигнала используется стандартный блок осциллографа, который можно подключать к любым точкам модели.

Таким образом, предложена упрощённая реализация импульсного радиовысотомера, реализованная в компьютерной программе MATLAB — Simulink. Её использование позволяет доступно и наглядно разобраться в построении и функционировании РВ, что позволит повысить качество усвоения учебного материала обучающимися при изучении дисциплины «Радионавигационные системы». Кроме того, разработанная имитационная модель может использоваться при проведении исследований, направленных на повышение точностных характеристик радиовысотомеров.

Исследование способа и разработка функциональной системы резервного автоматического траекторного управления летательного аппарата самолётного типа

Зельцер А.Г.

ПАО «Компания «Сухой», г. Москва

Актуальность. Включение систем автоматической посадки летательных аппаратов (ЛА) самолётного типа обеспечивается в некоторой области параметров состояния летательного аппарата (ЛА). Система автоматических взлёта и посадки (САВП), разработанная «Компанией «Сухой» [1, 2], также является носителем данного свойства. С учётом высокого уровня аварийности, характерного для этапа посадки как пилотируемых [3], так и беспилотных [4] ЛА, целесообразным является создание резервной системы траекторного управления (РСТУ), которая, при возникновении сбоя в работе САВП, обеспечит автоматическое движение ЛА по некоторой траектории с повторным заходом в область включения САВП.

Для беспилотных летательных аппаратов (БЛА) необходимость разработки РСТУ носит более критичный характер в сравнении с пилотируемыми ЛА.

Статистика [5, 6] говорит о высокой актуальности задачи повышения безопасности полёта БЛА. В штатной ситуации траекторное управление БЛА осуществляется на основе данных, формируемых в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ). Однако деградацию штатных средств управления могут вызвать различные факторы, такие как неисправность блоков БЦВМ, нарушения радиосвязи, информационное противодействие и др.

Для решения данной проблемы необходимо использовать методы аппаратного и программного резервирования, а также расширить возможности автоматического траекторного управления БЛА.

Цель настоящей работы — обеспечение повышения безопасности полёта ЛА самолётного типа в условиях отказа основной системы, формирующей управляющие сигналы автоматического траекторного управления. Указанная цель достигается путём разработки системы РСТУ и соответствующего ей способа автоматического терминального управления.

Основными задачами в данной работе являются:

- создание способа траекторного управления, обеспечивающего выполнение требований, предъявляемым к РСТУ;
- разработка необходимого алгоритмического и программного обеспечения;

- проведение моделирования работы РСТУ на комплексах имитационного и полунатурного моделирования с анализом результатов и внесением доработок в алгоритмы РСТУ;

- проведение натурных работ с использованием РСТУ.

К РСТУ предъявляются следующие требования: вывод ЛА в район корректного включения САВП; наличие возможности использования данной системы в процессе работы режима САВП «Автоматическая посадка».

Приведённые выше требования относятся как к пилотируемым, так и к беспилотным ЛА. Ниже приведены требования, предъявляемые к РСТУ БЛА: РСТУ должна обеспечивать автоматическое включение из режимов работы БЦВМ «Маршрут», «Возврат», «Взлёт», «Повторный заход на посадку», «Посадка» после обнаружения автопилотом отказа 2-х БЦВМ; должна быть обеспечена возможность включения РСТУ из НПУ в случае выявления оператором отклонения полёта БЛА от заданной траектории.

Основные результаты. В рамках функционирования РСТУ ЛА осуществляется контроль корректности работы основной системы траекторного управления (то есть БЦВМ), а также решение задачи резервного терминального управления, которая заключается в выводе ЛА в заданную область с определённым курсом.

Решение задачи терминального управления осуществляется с использованием нового способа траекторного управления. Согласно способу, зона, прилежащая к аэродрому посадки, делится, в свою очередь, на зоны трёх типов — внешнюю, внутреннюю и промежуточную, согласно которым осуществляется выдача соответствующих сигналов траекторного управления.

Разработанный способ траекторного управления удовлетворяет требованиям, предъявляемым к РСТУ в части повышения уровня безопасности полёта. Данный способ обладает потенциалом для модернизации и расширения возможных условий использования РСТУ, а также может использоваться как на беспилотных, так и на пилотируемых ЛА самолётно типа при создании различных систем и режимов.

На основе созданного способа траекторного управления и функциональной схемы РСТУ был создан алгоритм резервного траекторного управления.

В рамках проверки его работоспособности и анализа условий работы был доработан существующий комплекс имитационного моделирования (КИМ). Доработки заключались в создании математической модели логической части РСТУ и её интеграции в существующий комплекс. Использование доработанного КИМ позволяет сократить количество натурных работ более чем на 85 %, а также повысить их безопасность для ЛА.

Было проведено имитационное моделирование (ИМ) в объёме, необходимом и достаточном для обеспечения лётных испытаний перспективного ЛА самолётного типа, с установленными для него условиями, по результатам которого РСТУ была признана обеспечивающей выполнение требований по выводу ЛА в зону включения САВП.

Разработанная РСТУ прошла успешную апробацию в рамках лётных испытаний перспективного ЛА самолётного типа.

Заключение

Основным результатом, достигнутым в настоящей работе, является повышение уровня безопасности полёта перспективного ЛА самолётного типа за счёт разработки и внедрения системы резервного траекторного управления.

Разработанная система позволяет повысить отказоустойчивость системы автоматического управления беспилотного или пилотируемого ЛА, а алгоритм резервного траекторного управления является в значительной степени универсальным, что позволяет адаптировать его для большинства ЛА самолётного типа.

Настоящая работа будет продолжена с целью усовершенствования алгоритмов резервного траекторного управления в части разработки алгоритма облета препятствий различной формы, оптимизации изменения параметров полёта при смене зон, адаптации данного алгоритма под другие ЛА самолётного типа.

Библиографический список

Погосян М.А., Верейкин А.А. Система автоматической посадки беспилотного летательного аппарата в условиях информационного противодействия // Полёт, 2020. № 6. С. 3–11.

Верейкин А.А. Система автоматической посадки для перспективных авиационных комплексов «ОКБ Сухого» // Тезисы докладов XXI научно-технической конференции молодых учёных и специалистов (30.10.17-03.11.17). г. Королёв, 2017. Том 1. С 42–43.

A Statistical Analysis of Commercial Aviation Accidents 1958-2019. URL: <https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/safety-first/Statistical-Analysis-of-Commercial-Aviation-Accidents-1958-2019.pdf> (дата обращения 25.06.20).

Wild G., Gavin K., Murray J., Silva J., Baxter G. A Post-Accident Analysis of Civil Remotely-Piloted Aircraft System Accidents and Incidents // Journal of Aerospace Technology and Management, 2017. Vol. 9, no. 2.

Williams K. A summary of unmanned aircraft accident/incident data: human factors implications. U. S. Department of Transportation Report, Final Report, 2004. 14 p. Режим доступа: https://www.faa.gov/data_research/research/med_humanfacs/oamtechreports/2000s/media/0424.pdf (дата обращения 16.05.20).

Washington post. Drone crash database. E.Chow, A.Cuadra, C.Whitlock. 20 июня, 2014. Режим доступа: <https://www.washingtonpost.com/wp-srv/special/national/drone-crashes/database> (дата обращения 16.05.20).

Беспилотный летательный аппарат

Иванов К.В., Сидоренко А.В., Кузьмин Н.В.

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

За последние несколько лет беспилотные летательные аппараты приобрели высокую популярность. Параллельно с увеличением количества БПЛА, применяемых армией, в последние десять лет появились и производители, и потребители гражданских и промышленных беспилотных аппаратов. В последние пару лет активность вокруг беспилотников в разы усилилась: цена, наконец, соответствует возможностям. В данной статье рассматриваются возможные стратегии разработки БПЛА в целях решения задач авиации общего назначения. Описан процесс выбора принципа полёта и самой конструкции беспилотника как двухмоторного летающего крыла. Выполнен расчёт его основных показателей, подход к электронике и выбранной нами технологии производства для успешного выполнения нашим беспилотником некоторых несложных, но важных задач, а именно: прохода по маршруту 2 000 метров на высоте от 50 до 100 метров в автоматическом режиме с целью минимального вмешательства человека в процесс полёта, локализации очага возгорания путём передачи телеметрией координат в штаб, нахождения объекта и осуществления его фото- и позиционную фиксацию, а также переноса груза к данному объекту.

Модели для прогнозирования живучести конструкции планера самолёта при воздействии средств поражения

Ковальчук Д.В.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Боевая живучесть (БЖ) летательного самолёта занимает особое место среди совокупности эксплуатационных свойств, направленных на обеспечение выживаемости боевого самолёта. Под БЖ понимается способность продолжать выполнение боевого задания в условиях огня противника. При этом обеспечению боевой живучести отводятся значительное внимание ещё на ранних стадиях проектирования самолёта, где обосновываются, а на этапах разработки реализуются конструктивно-технические решения, направленные на защиту жизненно-важных систем и агрегатов [1]. Однако БЖ проявляется только в условиях воздействия средств поражения, поэтому количественно оценить реализацию мероприятий, направленных на её обеспечение, даже на этапе испытаний самолётов весьма проблематично.

Проблемы оценки и обеспечения БЖ продолжают оставаться актуальными и в настоящее время, поскольку для обеспечения требуемых высоких показателей технических и тактических свойств современных боевых самолётов необходимо введение в конструкцию новых технических решений, во многом определяющих их 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 жесткостные и прочностные характеристики. Следовательно, те лимиты массы, которые появляются при проектировании самолёта, можно направить на повышение его различных тактических свойств (скорости полёта, радиусы виража, дальности полёта и т. п.). Однако применение ПКМ в конструкции планера оказывает влияние на изменение характеристик эксплуатационных свойств самолёта, которые проявляются в условиях воздействия по нему средств поражения (СП) противника.

Наряду с БЖ в условиях состоявшегося воздействия СП противника неизбежно начинают проявляться и другие эксплуатационные свойства самолёта, важнейшими из которых являются боевая повреждаемость и ремонтпригодность конструкций планера. Эти свойства в значительной степени определяют эффективность его многократного применения в течение всей операции [1]. Наличие боевых повреждений определяет степень ремонтпригодности элементов конструкции. Технологии ремонта конструкций из ПКМ (в зависимости от значимости повреждения) различны по трудоёмкости. Недостаточная проработка в реализации требований к этим свойствам, а также неучитывание их при оценке эффективности может привести к тому, что современный боевой самолёт, наделённый высокими боевыми возможностями, вследствие воздействия на него СП будет находиться на земле из-за наличия боевых повреждений конструкции планера из ПКМ.

Таким образом, оценку характеристик живучести перспективных боевых самолётов необходимо проводить с учётом новых конструкционных факторов, внедрённых в его конструкцию для достижения высоких показателей технических и тактических свойств. Все эти свойства, в определённой степени, определяются составом повреждённых элементов, характером и видами повреждений, а также их размером и количеством.

На практике проверка соответствия уровня этих эксплуатационных свойств, требуемая в условиях воздействия средств поражения противника, производится за счёт проведения натурных экспериментальных обстрелов, моделирующих процесс воздействия ударными снарядами или осколками боевых частей (БЧ) ракет, образованных при их подрыве. Однако такие испытания отвечают на вопросы лишь обеспечения защиты жизненно важных агрегатов, на которые выделялись лимиты массы в процессе проектирования, а не всего самолёта в целом. Тем не менее, дальнейший анализ нанесённого конструкции ущерба позволяет определить показатели БЖ и повреждаемости конструкции планера самолёта и сделать вывод о возможности восстановления к очередному вылету. Учитывая, что этот процесс достаточно сложный, а характеристики боевой повреждаемости зависят от многочисленных и, как правило, случайных факторов, то требуется большое количество натурных обстрелов для всего типажа средств поражения, что влечёт за собой большие материальные затраты. Поэтому наиболее целесообразно применять имитационное моделирование, позволяющее наиболее полно и всесторонне рассмотреть процесс взаимодействия средства поражения и самолёта для оценки показателей его эксплуатационных свойств.

Имитационное моделирование воздействия средств поражения по самолёту позволяет проводить многократную оценку характеристик боевой повреждаемости конструкции планера осколками типовых СП с учётом проявления различных случайных факторов с дальнейшим расчётом и анализом показателей эксплуатационных свойств самолёта, проявляющихся в условиях его обстрела, с учётом новых конструкционных факторов,

свойственных современным самолётам. При этом под характеристиками боевой повреждаемости осколочным полем от СП понимается количество поражающих элементов, попавших в геометрические обводы планера самолёта, координаты точек попадания осколков относительно его центра масс, а также скорости и углы встречи отдельного осколка с элементами конструкции [2].

В связи с этим, целью работы является разработка комплекса имитационных моделей для оценки функционирования самолёта в условиях воздействия средств поражения противника и обеспечения требуемого уровня его живучести боевой эффективности. В работе рассматривается пример самолёта оперативно-тактической авиации. Также подобные модели могут быть использованы для оценки показателей живучести и боевой повреждаемости уже находящихся на вооружении самолётов с целью отработки путей повышения показателей этих свойств, при дальнейших модификациях, сокращения объёма и сроков натурных испытаний, а также при оценке ремонтпригодности и возможности восстановления повреждённых самолётов.

Литература

1. Конструкция и прочность летательных аппаратов. Учебник для вузов ВВС. Под ред. О.В. Болховитинова. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. 678 с.

2. Сажин А.Н., Ковальчук Д.В., Колодёжных В.Н., Малышев В.А., Шатовкин Р.Р. Методика и математические модели для обоснования требований к боевому самолёту с учётом обеспечения его живучести и повреждаемости при воздействии средств поражения. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018, Т. 17, №3, с. 116 — 126.

Совершенствование структуры воздушного пространства Московского узлового диспетчерского района

Кулаков М.В.

МГТУ ГА, АО «ПЛИИ им. М.М. Громова», г. Москва

Московский аэроузел является одним из самых загруженных секторов в воздушном пространстве страны. Ввиду политических, экономических и социальных причин количество людей, прибывающих в Москву, неконтролируемо растёт. Растёт и воздушный трафик в Московском узловом диспетчерском районе (МУДР). Вследствие чего приходится пересматривать ту структуру воздушного пространства (ВП), которая не была рассчитана на такое количество воздушных судов. Каждый диспетчерский пункт (ДП) имеет свой коэффициент нагрузки, рассчитанный с учётом особенностей зоны ответственности. Управление воздушным движением с превышением данного коэффициента приводит к угрозе безопасности полётов. Кроме того, из-за задержек вылетающих воздушных судов (ВС) авиаперевозчики несут финансовые потери. Вопрос необходимости совершенствования структуры воздушного пространства давно остро стоит в научном сообществе. С целью решить эту задачу правительство РФ не раз инициировала разработки в данной области. Однако крайне проблемный сектор Московской воздушной зоны (МВЗ) между аэропортами Внуково и Остафьево был обделён вниманием научных центров страны. Остафьево является аэродромом совместного базирования, и с него выполняются полёты тремя различными ведомствами. Значимость аэродрома носит стратегический характер. Но с учётом особенностей выполнения полётов в интенсивно растущем трафике ВС аэродром не имеет возможности работать в полную силу. В данной научно-исследовательской работе был разработан новый рубеж приёма-передачи управления между диспетчерами УВД Внуково и Остафьево, что помогло повысить уровень безопасности полётом и снизить эксплуатационные потери.

Программный комплекс голографической системы неразрушающего контроля авиационного органического стекла

Кусков И.Э., Хобта Р.Г., Неруш М.Н.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Работа посвящена решению задачи в определении параметров дефектов элементов остекления, выполненных из органического стекла. В ней приводятся результаты применения метода компьютерной голографии для оценки усталостных повреждений типа «серебро» с различными параметрами. Для оценки погрешности измерения метода компьютерной голографии были подготовлены контрольные образцы авиационного органического стекла. Подготовка образцов осуществлялась при помощи моделирования воздействия нагрузки на них в агрессивной среде, что позволило получить на поверхности остекления дефекты типа «серебро» с разной глубиной и шириной раскрытия. Разработано оригинальное программное обеспечение для обработки цифровых голограмм, записанных по классической осевой схеме Габора и проведены натурные испытания.

В ходе экспериментальных исследований установлено, что разработанный голографический программный комплекс позволяет при восстановлении изображений дефектов остекления определить их геометрические размеры (ширина, длина и глубина залегания), а также ориентацию и расположение на образце. Также установлено, что метод компьютерной голографии позволяет определять геометрические размеры поверхностных дефектов деталей остекления самолёта с погрешностью определения линейных размеров ± 15 мкм, что существенно повышает точность определения допустимого интервала достижения критических размеров поверхностных повреждений элементов остекления.

Созданная оптическая система цифровой голографической камеры и специализированное программное обеспечение определяют потенциальную возможность по созданию устройств и методик неразрушающего контроля элементов остекления самолёта.

Тяжёлый вертолёт для арктической транспортной системы

¹Лисовинов А.В., ^{1,2}Заграничных А.С.

¹Московский авиационный институт, ²АО «НЦВ Миль и Камов», г. Москва

Рассматриваются особенности формирования облика транспортного вертолётной схемы, выполняющей двухэтапную транспортную операцию в условиях Крайнего Севера. На основе анализа списка грузов, географического расположения мест предполагаемого взлёта/посадки вертолётной и климатических особенностей региона были выбраны две типовые транспортные операции, которые положенные в основу выбора параметров вертолётной, способной выполнять характерные задачи в условиях Арктической зоны РФ.

Описаны особенности математических моделей весового и аэродинамического расчёта, являющихся составной частью алгоритма формирования облика вертолётной. На примере тяжелого вертолётной показана возможность выполнения выбранных транспортных операций. Исследовано влияние диаметра и коэффициента заполнения несущего винта на технические критерии эффективности вертолётной, облик которого сформирован под заданную транспортную операцию.

Показано, что для решения сформулированных транспортных задач требуется вертолёт, размерность которого сопоставима с вертолётной Ми-26. Однако дальнейшее развитие этого вертолётной представляется проблематичным из-за прекращения поставок двигателей Д-136, производимых на Украине. Тем не менее, сама концепция вертолётной Ми-26 положена в основу создания нового тяжелого транспортного вертолётной, ориентированного на эксплуатацию в условиях Арктической зоны РФ. Рассмотрена

возможность применения на таком вертолётё двигателя ПД-12В, проект которого разрабатывается на пермском заводе «ОДК-Авиадвигатель».

Проработана компоновка вертолётё с выбранными параметрами, состав агрегатов и систем, директивная технология его изготовления, а также ожидаемые технико-экономические характеристики.

Анализ средств повышения надёжности и живучести гидросистем транспортных и пассажирских самолётё

Павлюк П.Ю.

Московский авиационный институт, г. Москва

В докладе проанализированы структурные схемы гидросистем транспортных и пассажирских самолётё. Показано, что основным принципом их построения является централизация систем с источником гидравлической энергии (блоком питания).

Для обеспечения надёжности и живучести этих систем применяются средства и устройства, снимающие влияния дестабилизирующих факторов на работоспособность систем. К ним относятся: фильтры, очищающие рабочую жидкость от механических частиц; сепараторы, отделяющие газообразную составляющую от жидкости; предохранительные клапаны, гидроаккумуляторы, маслорадиаторы и т. д. В наиболее теплонагруженных гидросистемах применяются высокотемпературные рабочие жидкости, воспринимающие повышенные рабочие температуры, например, НГЖ-5У и 7-50С-3. В этом случае при производстве агрегатов гидросистем необходимо учитывать влияние их на материал и конструкцию системы, а также на защитное покрытие поверхности трубопроводов и агрегатов.

Кроме того, широко используются методы резервирования систем и подсистем. Так, для пассажирских самолётё гидросистемы основных приводов резервируются 2-х и 3-х кратно. Такие как: применение аварийных насосных станций, перекрестных связей наиболее важных и значимых функциональных подсистем (управления, торможение шасси, механизации крыла и т. д.). Установка всех этих устройств требует дополнительных расходов веса, затрат энергии, увеличения сроков производства, экономических затрат.

Использование этих средств обосновывает успешность проекта самолётё и высокую эффективность его эксплуатации при реализации проекта в промышленности и на воздушном транспорте.

Комплекс средств спутниковой радиосвязи для повышения эффективности применения беспилотных летательных аппаратов

Пантенков Д.Г.

АО «Кронштадт», г. Москва

В настоящее время в РФ активно развивается беспилотная авиация в интересах различных потребителей целевой информации — силовых и гражданских структур и ведомств, частных лиц. При этом в зависимости от целевых задач, решаемых комплексами с беспилотными летательными аппаратами (КБПЛА), они могут быть лёгкого, среднего, тяжёлого и сверхтяжёлого классов.

При этом по состоянию на 2020 год отечественной промышленностью разработан типоряд комплексов с беспилотными летательными аппаратами различного класса и целевого назначения — лёгкие («Типчак», «Zala 421-04М», «Элерон-3»), средние («Элерон-10», «Форпост», «Корсар»), тяжёлые («Орион»), сверхтяжёлые («Альтаир», «Охотник»), которые как решают задачи повышения обороноспособности и безопасности РФ, так и отвечают интересам гражданских потребителей информации.

Проведённый анализ тенденций развития беспилотной авиации последних лет отражает необходимость увеличения как количества решаемых целевых задач,

возложенных на КБЛА, так и требования к качеству получаемой информации от целевых нагрузок (датчиков).

В связи с этим особый интерес представляют современные комплексы с БЛА тяжёлого и сверхтяжёлого классов, которые имеют принципиальную возможность оснащаться целой номенклатурой основных целевых нагрузок — многофункциональная оптико-электронная система (МОЭС), бортовая радиолокационная система (БРЛС), система радиомониторинга (РМ), цифровая аэрофотосистема (ЦАФС), метеолокатор и т. д.

Комплексы с БЛА тяжёлого и сверхтяжёлого классов, как правило, имеют большую продолжительность полёта, что требует безусловного наличия в их составе не только основной радиолинии «прямой видимости» в обеспечение информационно-командного обмена между наземным пунктом управления (НПУ) и группой распределённых БЛА, но также и радиолинии «загоризонтной радиосвязи», которые существенно повысят эффективность целевого применения КБЛА за счёт многократного увеличения радиуса действия беспилотной авиации за пределами зоны «прямой видимости».

В обеспечение «загоризонтной радиосвязи» между НПУ и БЛА в рамках инициативной научно-исследовательской работы (НИР) был разработан экспериментальный образец (ЭО) комплекса средств спутниковой радиосвязи (КССР), состоящий из бортового спутникового терминала (БСТ), наземного спутникового терминала (НСТ) и технологического программного обеспечения (ТПО) для проведения стендовых отработок, наземных и лётных экспериментов.

В данной конкурсной работе представлены и проанализированы полученные технические характеристики экспериментального образца комплекса средств спутниковой радиосвязи в интересах крупноразмерных БЛА большой продолжительности полёта, результаты стендовых и наземных комплексных испытаний в Центре космических систем «Дубна» с использованием орбитально-частотного ресурса КА «Экспресс-АМ22» в части достигнутых скоростей передачи командно-телеметрической и целевой информации, сделаны основные выводы и сформированы предложения и рекомендации по дальнейшему развитию данной тематики в обеспечение повышения эффективности функционирования комплексов с БЛА.

Экономический эффект использования спутниковых каналов связи в составе комплексов с БЛА заключается в отсутствии необходимости размещения и эксплуатации целой сети наземных пунктов управления для передачи пролетающего беспилотного летательного аппарата по цепочке от одного НПУ к другому, технический эффект — расширение технических возможностей применения за счёт получения целевой информации от самолёта и возможности управления БЛА оператором на НПУ даже в «дальней зоне» и обеспечение безопасности полёта за счёт получения телеметрии о техническом состоянии бортовых систем в любой точке маршрута.

По тематике радиосвязи в интересах крупноразмерных БЛА автором опубликовано 15 научно-технических статей в журналах по перечню ВАК РФ, получен патент на полезную модель на универсальный бортовой терминал радиосвязи. На основании полученных в инициативной НИР результатов была подготовлена тематическая карточка и справка-обоснование на открытие опытно-конструкторской работы (ОКР), результаты которой позволят объединить в единый информационно-управляющий контур все крупноразмерные БЛА, обеспечить их взаимодействие друг с другом с использованием орбитальных группировок КА на высоких орбитах.

Библиографический список

1. Верба В.С., Татарский Б.Г. Комплексы с беспилотными летательными аппаратами. В 2-х книгах. М.: Радиотехника, 2016. 1352 с.
2. Догерти М. Дроны: Первый иллюстрированный путеводитель по БЛА: Война высоких технологий — Издательство «ГрандМастер», 2017, 224 с.

3. Пантенков Д.Г. Результаты анализа наземных испытаний комплекса средств спутниковой радиосвязи для беспилотных летательных аппаратов // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета, 2019. № 69. С. 42—51.

4. Долженков Н.Н., Абрамов А.В., Егоров А.Т., Ломакин А.А., Пантенков Д.Г. Бортовой терминал радиосвязи беспилотного летательного аппарата. Патент на полезную модель RU 191165 от 26.07.2019. Бюл. № 21.

5. Пантенков Д.Г., Гусаков Н.В., Егоров А.Т., Ломакин А.А., Литвиненко В.П., Великоиваненко В.И. и др. Техническая реализация высокоскоростного информационного канала радиосвязи с беспилотного летательного аппарата на наземный пункт управления // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2019. Т. 15. № 5. С. 52—71.

6. Пантенков Д.Г., Ломакин А.А. Оценка устойчивости спутникового канала управления беспилотными летательными аппаратами при воздействии преднамеренных помех // Радиотехника. 2019. Т. 83. № 11(17). С. 43—50.

7. Пантенков Д.Г. Методический подход к интегральной оценке эффективности применения авиационных комплексов с БПЛА. Часть 1. Методики оценки эффективности решения задач радиосвязи и дистанционного мониторинга // Труды учебных заведений связи. 2020. Т. 6. № 2. С. 60—78.

8. Долженков Н.Н., Пантенков Д.Г., Егоров А.Т., Ломакин А.А., Литвиненко В.П., Великоиваненко В.И., Лю-Кэ-Сю Е.Ю. Технические характеристики комплекса средств спутниковой радиосвязи с беспилотными летательными аппаратами // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2019. Т. 15. № 3. С. 74—82.

9. Долженков Н.Н., Пантенков Д.Г., Литвиненко В.П., Ломакин А.А., Егоров А.Т., Гриценко А.А. Интегрированный комплекс дальней радиосвязи для повышения эффективности решения целевых задач беспилотными летательными аппаратами // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2019. Т. 15. № 3. С. 102—108.

10. Егоров А.Т., Ломакин А.А., Пантенков Д.Г. Математические модели оценки скрытности спутниковых каналов радиосвязи с беспилотными летательными аппаратами. Часть 1 // Труды учебных заведений связи. 2019. Т. 5. № 3. С. 19—26.

11. Ломакин А.А., Пантенков Д.Г., Соколов В.М. Математические модели оценки скрытности спутниковых каналов радиосвязи с беспилотными летательными аппаратами. Часть 2 // Труды учебных заведений связи. 2019. Т. 5. № 4. С. 37—48.

Снижение влияния человеческого фактора на обеспечение безопасности полётов

Писарев Н.С.

СибГУ им. М. Ф. Решетнёва, г. Красноярск

Благодаря хорошо развитым на данный момент цифровым технологиям становится возможным создавать новые, современные методы, направленные на минимизацию негативного воздействия человеческого фактора на обеспечение безопасности полётов.

В данной работе предложен метод модернизации процедуры проведения технического обслуживания авиационной техники, направленной на повышение безопасности, посредством внедрения системы контроля параметров на этапе предполётной подготовки. Эта система будет представлять собой совокупность устройств и программного обеспечения, данные которой будут получены в результате проведения технического обслуживания авиатехники на базе цифровых приборов. Актуальность разработки такой системы заключается в уменьшении негативного воздействия человеческого фактора на процедуру проведения технического обслуживания воздушного судна, а именно при демонтаже и монтаже оборудования. Основанием для необходимости создания подобной системы будет являться статистические данные об авиационных инцидентах.

Также будет предложен способ повышения безопасности полёта на этапе предполётной подготовки авиационной техники к вылету.

В ходе работы будут рассмотрены способы упрощения проведения процедур технического обслуживания, а также способы, запрещающие возможность вылета воздушного судна при наличии непригодности бортовой аппаратуры к выполнению полёта.

Предложенный способ позволит свести к минимуму негативное влияние человеческого фактора при выполнении задач технического обслуживания авиационной техники и тем самым сделать полёт воздушного судна безопасным.

Исследование физических особенностей авиационных систем с применением математического моделирования на примере системы воздушного охлаждения

Попов Е.П.

ПАО «Компания «Сухой», г. Москва

Актуальность темы исследования заключается в необходимости проверки и корректировки алгоритмов авиационных систем на каждом этапе их отработок.

В связи с расширением области применения летательных аппаратов разработки ПАО «Компания «Сухой» возникает необходимость решения проблемы оптимизации геометрии при совместном гидравлическом, тепловом расчётах. Для этого применяются специальные программные комплексы, позволяющие заменить реальные сложные системы, конструкции структурными схемами в виде блоков — математических моделей, полностью описывающих эти системы, конструкции. Практика показала, что наряду с существующими методами контроля технического состояния системы воздушного охлаждения (СВО) в составе перспективного беспилотного летательного аппарата (БПЛА) в процессе лётных испытаний необходимо выполнять автоматизированный контроль тренда параметров изделия [1].

Предлагаемый способ отработки системы состоит в корректировке алгоритмов работы СВО в сочетании с моделированием основных физических процессов, протекающих в системе, и может быть применён к бортовой системе летательного аппарата любого типа.

Методом исследования, применяемым в конкурсной работе, является имитация функционирования системы с помощью программного комплекса (ПК) SimInTech и внесение изменений в алгоритм работы СВО с целью выявления недостатков и границ области применения исследуемой модели.

Практическая значимость данного исследования состоит в уменьшении сроков отработки систем и необходимой корректировки их алгоритмов для более устойчивой работы. Также подобные исследования в программных комплексах позволят существенно сократить затраты при отработках новых и уже существующих систем.

Анализ изменения параметров системы позволяет обнаружить возникновение неисправностей, которые могут послужить непосредственной причиной опасной ситуации. При помощи специальных программных комплексов возможно заблаговременно предупредить отказы или минимизировать их последствия, тем самым обеспечить безопасность полётов [2].

С использованием средств ПК SimInTech была проведена работа по выявлению и устранению нескольких отказных ситуаций.

Цель настоящего исследования — синтез и отработка алгоритмов СВО перспективного БПЛА в ПК SimInTech для повышения эффективности рабочего процесса и устранения недостатков системы. В рамках достижения поставленной цели были выявлены и устранены причины возможных отказных ситуаций.

Для достижения поставленной цели были определены и решены следующие задачи: реализация и отработка алгоритмов СВО в ПК SimInTech, повышение эффективности рабочего процесса и устранение недостатков системы.

Структура построения математической модели СВО в ПК SimInTech

СВО представляет собой сложно-разветвлённую сеть из трубопроводов, включающую различные агрегаты: теплообменники, заслонки, влагоотделители, обратные клапаны, датчики избыточного давления и датчики температур. Расчёт таких систем вручную или с использованием современных программных комплексов вычислительной гидродинамики требует значительных вычислительных ресурсов и трудоёмкости.

Для решения проблемы оптимизации геометрических характеристик при совместном гидравлическом, тепловом расчётах применяются специальные программные комплексы, позволяющие заменить реальные сложные системы, конструкции структурными схемами в виде блоков — математических моделей, полностью описывающих эти системы, конструкции. Одним из таких программных комплексов является отечественный программный комплекс SimInTech.

Модель СВО перспективного БПЛА включает в себя схемы автоматики и теплогидравлики. Первая представляет собой проект SimInTech, содержащий набор взаимосвязанных алгоритмов управления отдельной подсистемой объекта управления, а вторая — проект SimInTech, содержащий расчётную схему теплогидравлической модели отдельной подсистемы объекта управления.

Исследование алгоритмов СВО с помощью математической модели и её алгоритмов управления в ПК SimInTech

Для проведения оценки различных принципиальных схем СВО и выбора оптимальной схемы для перспективного БПЛА были разработаны их математические модели. В данной методике используется математическая модель основных агрегатов и узлов СВО, предусматривающая расчёт режимов работы системы в соответствии с профилями полёта перспективного БПЛА. При расчётах используется шаг синхронизации между автоматикой и теплогидравликой 0,25 Гц, что позволяет добиться точного моделирования работы системы.

Отработка системы воздушного охлаждения с помощью математической модели

В данной работе было смоделировано и рассмотрено два случая корректировки алгоритмов и отработок СВО с помощью математической модели. Первый случай — проверка на работоспособность ЭВ3 и ЭВ4 при прохождении сигнала перегрева в отсеках. Данная проверка помогает проверить алгоритм системы на наличие или отсутствие ошибок, что позволяет на начальной стадии использования системы избежать отказных ситуаций. Второй случай — изменение границы перегрева в отсеках с 40 °С на 30 °С, что, как показало моделирование, позволяет включить ЭВ5 и ЭВ6 на более ранней стадии и обеспечить качественное охлаждение отсеков с оборудованием, не допустив их перегрева.

Благодаря блоку «Заданные условия» моделируются различные ситуации для работы электровентиляторов (ЭВ), что в итоге позволяет понять, как в зависимости от рассматриваемой ситуации ведёт себя система. Корректируя алгоритмы включения работы ЭВ, можно моделировать отказные ситуации и своевременно обнаруживать и устранять слабые места системы.

Выводы

Методика создания математической модели СВО, включающей в себя физические процессы, происходящие в системе, и алгоритмы управления, позволяет разработать основы решения задачи надёжного контроля технического состояния СВО в составе перспективного БПЛА в процессе эксплуатации и обнаружить возникновение неисправностей, тем самым предотвратить необратимый процесс разрушения системы.

В ПК SimInTech были синтезированы и отработаны алгоритмы СВО перспективного БПЛА, что позволило произвести настройку алгоритмов системы по включению электровентиляторов на основе инерции системы.

Благодаря двум рассмотренным случаям имитации функционирования СВО наглядно показано, что, используя предложенный способ отработок, можно выявлять недостатки в работе систем и повышать эффективность рабочего процесса.

Библиографический список

1. Ненарокомов А.В., Семенов Д.С., Домбровский Л.А. Идентификация математических моделей теплообмена с использованием бесконтактных измерений. // Научно-технический и информационно-аналитический журнал: Тепловые процессы в технике. 2018. Т. 10. № 7–8.
2. Донсков А.В., Мишурова Н.В., Соловьев С.В. Автоматизированная система контроля состояния космического аппарата // Вестник МАИ. 2018. Т. 25. № 3. С. 151-160.

Система, предотвращающая попадание посторонних предметов в газозводушный тракт авиационного двигателя

Потоцкая А.М.

Московский авиационный институт, г. Москва

Использование авиационной техники может сопровождаться взлётами и посадками с неподготовленных аэродромов с малыми размерами взлётно-посадочной полосы (ВПП), в том числе с грунтовых. Это приводит к досрочному съёму двигателей с самолётов из-за повреждения лопаток компрессора газотурбинного двигателя (ГТД) посторонними предметами (ПП), попавшими с воздушным потоком в двигатель с поверхности неподготовленных аэродромов. Досрочное снятие двигателей влечёт за собой простой самолётов, нарушение планов перевозок, грузов и материальных средств, которое сопровождается значительными материальными затратами на ремонт и восстановление двигателей. Попадание ПП приводит к появлению забоин, вмятин, деформации лопаток компрессора и даже к разрушению, что в первую очередь сказывается на безопасности полётов.

Проблема уменьшения количества двигателей, досрочно снимаемых с эксплуатации из-за конструктивно-производственных недостатков, ошибок лётного инженерно-технического состава, повреждения деталей газозводушного тракта посторонними предметами, попадающими в двигатель, возникла ещё с началом эксплуатации ГТД. Досрочный съём двигателей ведёт к большим экономическим потерям, простоям авиационной техники из-за внеплановых замен ГТД, что отрицательно сказывается на функционировании авиационных организаций.

Для большинства типов двигателей основной причиной досрочного снятия с эксплуатации продолжают оставаться конструктивно-производственные недостатки (КПН). Перечень КПН, приводящих к досрочному снятию двигателей с эксплуатации, в течение последних лет остается практически неизменным. Причины их возникновения и характер проявления подробно исследованы. Определено их влияние на параметры двигателя при различных стадиях развития. Всё это говорит о недостаточной эффективности мероприятий промышленности, направленных на конструктивно-производственных недостатков.

Другой причиной досрочного снятия двигателей (ДСД) с эксплуатации, имеющей массовый характер, является попадание на вход двигателей посторонних предметов с поверхности аэродромов. Из-за повреждения деталей газозводушного тракта посторонними предметами снимается огромное количество двигателей от общего числа ДСД. Такое положение дел объясняется низким качеством и плохой подготовкой к полётам поверхности аэродромов, нарушения правил руления и взлёта самолётов, отсутствия или недостаточной эффективности систем защиты двигателей от попадания посторонних предметов.

В докладе представлена автоматизированная система по предотвращению попадания посторонних предметов с поверхности аэродрома в газозводушный тракт авиационного двигателя.

Разработка средств парирования негативных последствий попадания самолёта в сдвиг ветра при посадке

Прохоренко П.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Для того, чтобы минимизировать негативные последствия попадания самолёта в сдвиг ветра, в работе разработана система отображения прогнозной индикации, позволяющей прогнозировать движение самолёта и показывать лётчику заданную траекторию движения.

Разработан облик и определён состав отображаемой на дисплее информации, позволяющей выполнять задачу посадки. Проведены сравнения результатов математического моделирования системы самолёт-лётчик при выполнении управления с предвидением с результатами экспериментов на пилотажных стендах, показывающие эффективность использования разработанной системы отображения информации в условиях попадания самолёта в сдвиг ветра.

Список литературы:

1. Жданов А.И. «Влияние сдвига ветра на продольное движение самолёта при эксплуатации на этапах взлёта и захода на посадку»: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук: 05.07.09 — Киев, 1984, - 211 с.
2. Стрелец И.В. «Моделирование захода на посадку и посадки воздушных судов в условиях предельных профилей сдвига ветра»: Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук: 05.22.14 — Москва, 2000, - 263 с.
3. A.V. Efremov, M.S. Tyaglik, “The development of perspective displays for highly precise tracking tasks”, In the book “Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control”, Springer, Germany, 2011
4. Alexander V. Efremov, Alexander V. Koshelenko, Mihail S. Tjaglik, “Means for Flying Qualities Improvement in Piloting Tasks Required Extremely High Accuracy”, Proceeding of AFM AIAA conference, Chicago, 2009
5. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. «Динамика полёта»: - М.: Машиностроение, 2011.
6. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. «Лётчик как динамическая система»: - М.: Машиностроение, 1992. — 336 с.
7. A.V. Efremov, M.S. Tyaglik, A.S. Tyaglik, I.K. Irgaleev, “Developing the Mathematical Model of a Pilot in a Control Manual Preview Tracking Task”: - Russian Aeronautics, 2019.
8. A.V. Efremov, M.S. Tyaglik, A.S. Tyaglik, I.K. Irgaleev, “Development of Algorithms for Integration and Reconfiguration of the Flight Control System and Interfaces”: - Russian Aeronautics, 2018.

Сравнительный анализ ручного управления по сигналам перемещений и усилий на ручке управления самолётом в задачах точного пилотирования

Рагулин И.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Современные тенденции развития ручного управления самолётом за рубежом направлены на создание малоразмерных боковых ручек управления, которые позволяют улучшить эргономику кабины, обзор панели приборов, индикаторов, упрощает доступ к рабочему месту. Боковая ручка управления самолётом также позволяет увеличить наклон катапультного кресла, что в свою очередь помогает лётчику легче переносить перегрузки, поскольку уменьшается разница уровней расположения головы пилота и его ног: отток крови от головы лётчика уменьшался и пилот легче справлялся с перегрузками. Впервые данная идея была реализована в Соединенных Штатах Америки на самолёте F-16. Позже на истребителе пятого поколения F-35 инженерами была реализована подвижная боковая ручка управления, где командный сигнал в тракт управления поступает не от её перемещения, а от усилий, прикладываемых к ней. Данное новшество позволило получить

целый ряд преимуществ, о которых подробно написано в данной работе. В Российской Федерации же подобных исследований не проводилось, автор провёл глубокий сравнительный анализ ручного управления при различных командных сигналах, типах рычага, его жёсткости, а также для различного времени запаздывания в тракте управления. Сравнительный анализ проводился для задачи компенсаторного слежения для современного перспективного высокоавтоматизированного летательного аппарата. Результаты исследования смело можно назвать революционными, и могут быть использованы для переосмысления вектора развития ручного управления самолётом в Российской Федерации.

К вопросу о применении перспективного многоцелевого экраноплана с замкнутым контуром крыла

Салахов А.М., Степанов А.А., Агаев Р.Н.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В данной статье рассматривается целесообразность применения аэродинамической компоновки «замкнутое крыло» к экраноплану.

Экранопланы — это высокоскоростные транспортные средства, которые поддерживаются в воздухе за счёт экранного эффекта (воздушной подушки), который образуется путём нагнетания воздушного потока, набегающего на низкой высоте.

Среди всех видов крыльев кольцевое (замкнутое), пожалуй, самое малоизвестное.

Первым, кто решил применить концепцию кольцевого крыла, был француз Луи Блерио. Вместе с Габриэлем Вуазеном в 1906 году они из биплана сделали так называемый кольцеплан, соединив верхние и нижние крылья, аналогично поступили и с хвостовым оперением

Замкнутое крыло — это компоновка с большой степенью интеграции общей конструкции воздушного судна, в которой части летательного аппарата выполняют сразу множество функций, что делает возможным реализовать малый вес конструкции с более выгодными аэродинамическими характеристиками и транспортной эффективностью по сравнению с другими решениями.

Экраноплан с замкнутым крылом лишён недостатков, которыми обладали экранопланы с традиционной аэродинамической компоновкой. За счёт применения такой схемы увеличится дальность полёта и экономичность.

Экраноплан можно применить в различных направлениях:

- транспортно-десантное;
- поисково-спасательное;
- ударное;
- патрульно-противолодочное.

К вопросу о повышении устойчивости и управляемости самолётов нетрадиционных схем при движении по земле

Смагин А.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Специфика современного использования боевой авиации диктует необходимость удовлетворения ЛА специфическим и противоречивым требованиям, в частности, касающихся малой заметности и высоких аэродинамических характеристик. Этот факт обуславливает появление ЛА нестандартных схем, таких как летающее крыло. Внешний облик и компоновка этих самолётов нацелены, в первую очередь, на максимально эффективное решение боевых задач, побочным эффектом чего является отступление от классических общепринятых геометрических параметров взлётно-посадочных устройств. Одной из ключевых особенностей геометрии шасси летающего крыла с умеренными углами стреловидности является нестандартное соотношение базы и колён, что вкупе с

некоторыми компоновочными особенностями существенно ухудшает характеристики устойчивости и управляемости при движении по земле.

В работе предложен подход к решению проблем устойчивости и управляемости самолётов аэродинамической схемы «летающее крыло» с точки зрения движения по земле, заключающийся в объединении систем шасси в автоматизированный интегральный контур управления. Проведён анализ особенностей движения по земле, указаны недостатки и границы применения имеющихся способов управления. Описано построение динамической модели самолёта для проведения виртуальных испытаний алгоритмов управления.

Сделан вывод о практических преимуществах, которые ожидается получить в результате внедрения интегрального контура управления системами шасси.

Комплекс бортового радиоэлектронного оборудования легкого многофункционального самолёта

Стахович А.А., Макаров П.В.
ПАО «Компания «Сухой», г. Москва

В условиях современных локальных конфликтов (конфликтов малой интенсивности) и антитеррористических операций, а также борьбы с контрабандой и наркотрафиком назрела необходимость создания дешёвого, простого в изготовлении и эксплуатации лёгкого многофункционального самолёта (лёгкого штурмовика) для борьбы со слабо вооружёнными формированиями, действующими в горной и лесистой местности.

Иностранные ВВС (в частности США и европейских стран) активно используют самолёты подобного класса, например: AT-802L Longsword (на базе сельскохозяйственного самолёта AT-802), AT-6B (на базе UTC T-6B), Iomax Archangel (на базе сельскохозяйственного самолёта Thrush-710), бразильский турбовинтовой штурмовик Embraer EMB-314 «Super Tucano» (настоящее время закупается ВВС США для борьбы с повстанцами в Ираке и Афганистане), самолёт T-Brid (на базе сельскохозяйственного самолёта Thrush-510G), южноафриканский лёгкий разведывательно-ударный самолёт AHRAC.

В отечественных ВВС в настоящее время отсутствует самолёт подобного класса.

В рамках решения задачи проектирования лёгкого многофункционального самолёта важным аспектом является состав его бортового радиоэлектронного оборудования.

В настоящей работе рассмотрены основные задачи, которые должен выполнять лёгкий многофункциональный самолёт, и оценочно представлены его характеристики (на основе самолётов-аналогов).

На основе этих данных:

- определён состав комплекса БРЭО лёгкого многофункционального самолёта;
- составлена предварительная схема комплекса БРЭО лёгкого многофункционального самолёта;
- определена масса комплекса БРЭО с учётом подвесного оборудования лёгкого многофункционального самолёта.

Также в рамках данной работы представлена предварительная компоновка (информационно-управляющее поле) кабины первого и второго пилота.

Концепт сверхманёвренного ударного мультикоптера

Степанов Р.Н., Рубцов В.А., Косовягин К.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В условиях современных военных конфликтов всё большее значение приобретают беспилотные авиационные комплексы. При этом существенным является не только оснащение беспилотных летательных аппаратов (БЛА) широким спектром вооружения,

но и его конструктивное размещение на летательном аппарате (ЛА), которое в купе с манёвренными возможностями определяет боевой потенциал ЛА.

Неотъемлемой составной частью вооружения современных боевых ЛА является ракетное вооружение — неуправляемые и управляемые авиационные ракеты (НАР и УАР). НАР, с принятием на вооружение УАР, несколько утратили своё значение. Тем не менее, до настоящего времени НАР неизменно входят в состав вооружения ЛА различных поколений. По точностным характеристикам, уступая УАР, НАР значительно превосходят авиабомбы. Важное значение имеет экономическая составляющая ведения боевых действий с использованием НАР. Стоимость серийного производства УАР в 6 и более раз превышает стоимость НАР сопоставимого калибра. НАР имеют достаточно большой срок службы, вследствие чего НАР одной неизменной конструкции входят в состав вооружения ЛА нескольких поколений. Утилизация НАР менее затратна в сравнении с УАР, а наземная и лётная эксплуатация практически не отличается от эксплуатации авиабомб.

Однако наведение НАР на цель производится перед пуском с использованием манёвренных возможностей ЛА, то есть ЛА должен некоторое время двигаться в направлении цели, что повышает вероятность его поражения ответным огнём средств противовоздушной обороны противника.

Кронштейны для размещения НАР в большинстве случаев устанавливаются параллельно строительной горизонтали ЛА вдоль его продольной оси вне аэродинамических обводов фюзеляжа или крыла ЛА. Это существенно ухудшает его аэродинамическое качество, повышает чувствительность к переменным атмосферным явлениям и ухудшает прочие характеристики, включая радиолокационную заметность и боевую живучесть. Такая установка НАР обусловлена конструктивной сложностью организации отвода горячих газов реактивной струи во время пуска ракет при их размещении во внутренних полостях фюзеляжа, имеющего продольный размер, значительно превышающий продольный размер блоков НАР.

Таким образом, для повышения эффективности применения НАР необходимо решение двух важнейших при создании ЛА задач: повышение манёвренных возможностей ЛА и размещение блоков НАР во внутрифюзеляжном пространстве.

Любой ЛА имеет ограничения по манёвренности, которые определяются аэродинамическими свойствами ЛА, его прочностными характеристиками и физическими и психологическими возможностями человеческого организма. В связи с тем, что БЛА не имеют экипажа на борту, то их манёвренные возможности ограничиваются только аэродинамическими и прочностными характеристиками. Именно БЛА являются объектом, на котором можно реализовывать манёвры, связанные с большими перегрузками, выполнение которых невозможно на пилотируемых ЛА. При этом винтокрылые БЛА при решении определённого круга задач имеют некоторые преимущества перед БЛА самолётного типа и традиционной вертолётной схемы, основными из которых является возможность зависания вблизи требуемых объектов и возможность осуществления требуемой работы с малых расстояний.

Специалистами ВУНЦ ВВС «ВВА» разработано концептуальное решение мультикоптера, имеющего фюзеляж с выносными балками, на которых установлены рамы с возможностью поворота вокруг оси балок на угол 3 600 и средства тяги с несущими винтами. Средства тяги размещены в кольцевых каналах, установленных в рамах с возможностью поворота на угол 3 600 вдоль оси балок фюзеляжа [2, 3].

Разработанный мультикоптер обеспечивает возможность пространственной ориентации фюзеляжа относительно направления тяги несущих винтов в неограниченном диапазоне независимо от траектории и режима движения, включая режимы взлёта, висения, горизонтального и вертикального полёта, посадки, то есть мультикоптеру присуще свойство сверхманёвренности. Следовательно, и рабочий орган полезной нагрузки мультикоптера имеет неограниченный диапазон наведения.

В разработанном сверхманёвренном мультикоптере блок НАР интегрирован в фюзеляж и установлен перпендикулярно плоскости его строительной горизонтали. В этом случае при поочередном или залповом пуске ракет отсутствует необходимость в механизме вывода ракет из внутрифюзеляжного пространства и в механизме отвода газов реактивных струй ракет. Это упрощает конструкцию мультикоптера и исключает эффект отдачи, неизменно возникающей при использовании механизма отвода газов путём их гашения или изменения направления, влияющей на точность наведения на цель.

Таким образом, внутрифюзеляжное вертикальное размещение в ударном мультикоптере блока НАР в сочетании со свойствами сверхманёвренности прототипа обеспечивает возможность наведения на цель НАР в неограниченном пространственном диапазоне.

Дополнительными принципиальными преимуществами разработанного ударного мультикоптера является:

- возможность ведения прицельного огня без соблюдения сопряжений направления вектора истинной скорости мультикоптера и направления пуска НАР;

- улучшение условий прицеливания и пуска НАР в части ограничений по располагаемой перегрузке;

- уменьшение веса и удешевление прицельного оборудования;

- исключение помехового воздействия средств радиоэлектронной борьбы противника на НАР после их пуска;

- предполагаемая высокая эффективность при использовании мультикоптера в качестве объектового средства противовоздушной обороны, особенно в условиях массовых пусков и атак охраняемых объектов (отражение в разных направлениях на режиме висения мультикоптера).

Достигнутый технический результат позволяет использовать заявляемый ударный мультикоптер в качестве эффективного средства поддержки войсковых подразделений, находящихся в непосредственном соприкосновении с противником, при выполнении антитеррористических операций в стесненных лесных, горных и городских условиях, при решении задач борьбы в условиях конфликтов малой интенсивности со слабо вооружёнными формированиями.

Разработанные технические решения защищены патентом РФ на изобретение № 2547950 «Кадролет», патентом РФ на изобретение № 2656932 «Летательный аппарат», патентом РФ на полезную модель № 188791 «Ударный мультикоптер».

Трансмиссия вертолётa соосной схемы несущих винтов

Тусов П.А.

АО «НЦВ Миль и Камов», г. Москва

В представленной конкурсной работе описаны условия эксплуатации и технические трудности создания трансмиссии скоростного вертолётa. Представлена гидравлическая трансмиссия скоростного вертолётa соосной схемы несущих винтов, которая соответствует предъявляемым требованиям, и которая обеспечивает управляемое бесступенчатое перераспределение мощности между несущими и толкающими движителями, описаны её устройство, принцип действия и преимущества, проведён анализ и сравнение с трансмиссиями, использующими другие принципы действия, как то электрический, механический и гидравлический, аналогичного назначения, в том числе трансмиссиями иностранных разработчиков. Также представлены и описаны особенности компоновки агрегатов трансмиссии в составе вертолётов различных конструктивных схем: с двигателями, расположенными в верхней части фюзеляжа; с двигателями, расположенными по бокам фюзеляжа. По результатам выполненных проработок, массовые и габаритные характеристики представленной трансмиссии практически не уступают, а её ресурсные характеристики превышают срок службы трансмиссии традиционной конструкции (механической), разработанной под аналогичные

характеристики, за счёт отсутствия сосредоточенных контактных нагрузок на рабочих поверхностях работы трения в движущихся элементах и их динамической уравновешенности. Особые преимущества представленной трансмиссии могут быть выявлены в значительной степени пониженной вибрации по сравнению с механическим приводом, возможности обеспечения дополнительных функций, а также при интегрировании со вспомогательными механизмами.

Модальный анализ элементов конструкции воздушного судна

Фёдоров Р.В.

Московский авиационный институт, г. Москва

Современное воздушное судно (ВС) — это сложная техническая система, испытывающая во время эксплуатации большой спектр нагрузок, которые предъявляют высокие требования к статической и ресурсной прочности как летательного аппарата в целом, так и его отдельных агрегатов. Вопросы прочностных характеристик используемых в авиации материалов, компоновки и конструкции достаточно хорошо изучены. Получена приемлемая сходимость теоретических расчётов и экспериментальных результатов.

Наряду с хорошо изученными и поддающимися моделированию аэродинамическими и массовыми нагрузками, действующими на самолёт в установившемся полёте, при маневрировании и передвижении по земле на элементы конструкции воздушного судна так же действуют и вибрационные нагрузки.

Источниками вибрационной нагрузки могут быть: вибрации силовой установки, акустические воздействия от газовой струи, турбулентная атмосфера, возмущённый поток от впереди расположенных частей самолёта (бафтинг). Как известно, при совпадении частот собственных и вынужденных колебаний наблюдается явление резонанса с увеличением амплитуды колебаний.

Такие колебания однозначно приводят к нерасчётной нагрузке, действующей на элементы конструкции планера, и, как следствие, к их усталостному износу и преждевременному выходу из строя.

Актуальность проблемы разработки вибронегруженных конструкций особенно высока, учитывая постоянный рост требований к ресурсу самолёта, а также резкому увеличению интенсивности его использования.

Кроме того, существует тенденция снижения веса элементов конструкции самолёта, в том числе за счёт снижения уменьшения площади их сечения, что в свою очередь ведёт к расширению полосы частот собственных колебаний конструкции в эксплуатационном диапазоне, а, значит, к большей вероятности проявления резонансных явлений.

При проектировании авиационных конструкций необходимо использовать подходы к моделированию и прогнозированию резонансных явлений, возникающих в элементах конструкции как отдельных агрегатов, так и летательного аппарата в целом.

В данной работе проводится модальный анализ секции предкрылка ближнемагистрального воздушного судна с использованием программного комплекса Ansys, исследована область рабочих режимов силовой установки и проведён анализ возможности совпадения собственных конструкции с рабочими частотами вращения ротора двигателя.

Система беспилотных летательных аппаратов для сбора информации в условиях ограниченного пространства для манёвра

Хоменко К.А., Акулов О.Ю.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В настоящее время вооружённые силы, специальные подразделения и различные государственные структуры многих стран всего мира переходят на различные средства и

новое вооружение, которые не требуют непосредственного нахождения человека. Это обусловлено многими факторами — дешевизна, простота, удобство, универсальность и, конечно же, отсутствие потерь личного состава. Всё это сподвигло науку на разработки всё более и более совершенных беспилотных летательных аппаратов. И совсем недавно появилось такое понятие, как совмещение БЛА разных классов.

Совмещение БЛА необходимо по различным причинам и обстоятельствам: чтобы не подвергать опасности дорогостоящий, более массивный и функциональный аппарат; экономия времени в разведке; расширение компетентности одного БЛА; небольшая вероятность перехвата; скрытность действий.

Принцип совмещения БЛА разных классов заключается в том, что тяжёлый БЛА несёт на борту контейнер с комплектом БЛА микрокласса и доставляет его в район выполнения задачи. В соответствии с задачей с борта тяжёлого БЛА происходит сброс (или выпуск, зависит от системы хранения и транспортировки) микроБЛА, их включение и непосредственная работа. Тяжёлый БЛА продолжает оставаться в воздухе над районом выполнения задачи. Он производит сбор информации по защищённому каналу и обеспечивает координацию микроБЛА. Благодаря этому, с тяжёлого снимается нагрузка собственно разведки, но появляется нагрузка в виде обработки, хранения и передачи информации. МикроБЛА используются единожды, тогда как тяжёлый БЛА может произвести множество вылетов.

Данная система совмещенных БЛА разных классов имеет широкий диапазон применения. Она может быть использована при обнаружении пожаров и очагов различных аварий в промышленных и жилых зонах, системах коммуникации, в других чрезвычайных ситуациях, производить контроль за обстановкой с помощью измерений. В военной сфере система может проводить разведку местности, поиск и идентификацию техники и сил противника, РХБ-разведку и даже проведение диверсий с помощью небольших ЭМИ и взрывчатых зарядов.

Рассмотрим возможный пример (гипотетическое представление): комплекс можно использовать для получения требуемой информации в режиме реального времени в случае аварии (гипотетической) на Нововоронежской АЭС, в частности, для контроля обстановки или радиационного заражения местности.

Площадь электростанции около 75 га. Дальность полёта предполагаемой системы БЛА — 1 200 км, этого более чем достаточно для прибытия в любую точку АЭС, поиска точного места очага аварии, сбора информации и возвращения на базу. При этом по возвращении на базу тяжёлый БЛА не нужно принимать в специальном снаряжении, а также не нужно обеззараживать и деактивировать от излучения, ведь он находился на удалении. База с системой БЛА находится в удалённой зоне в целях безопасности и на случай чрезвычайной ситуации.

В вооружённых конфликтах и столкновениях последнего десятилетия большое распространение получил класс малоразмерных воздушных целей (МРЦ). Наиболее распространёнными элементами этого класса являются крылатые ракеты (КР), беспилотные летательные аппараты (БЛА), управляемые авиационные бомбы (УАБ), противорадиолокационные ракеты (ПРР) и ложные воздушные цели (ЛВЦ). Применение этих типов МРЦ в вооружённых конфликтах является эффективным, безопасным и экономически выгодным для выполнения боевых задач по причине беспилотного способа управления, малых геометрических размеров, низкой тепловой контрастности, малой заметности в радиолокационном диапазоне, возможности действовать на предельно малых высотах.

Получение информации с помощью БЛА о состоянии, точном местоположении и характере действий объектов в дальнейшем может привести к тому, что противник понесёт серьёзные потери как в плане личного состава и техники, так и в информации. Например, вскрытые объекты, которые обнаружил микроБЛА, могут быть подвержены огневому воздействию артиллерии или авиации.

От технических характеристик самого летательного аппарата зависит тип установленной на него полезной нагрузки. Приведены варианты полезной нагрузки наиболее широко распространённых тактических разведывательных БЛА различных стран мира. В качестве полезной грузки выступают фотографические средства разведки и поиска, тепловизоры, лазерные и инфракрасные сканеры и т. п. Фотографические средства используются, когда необходимо выполнить просмотр и съёмку местности. Тепловизоры, тепловизионная съёмка используются для поиска нагретых объектов, например, работающих двигателей у машин и агрегатов. Лазерные сканеры — это разведка путём облучения поверхности лазерными лучами. Недостатком этого метода считается демаскировка при применении. Инфракрасные сканеры используются для разведки на местности с БЛА в тёмное время суток.

В первую очередь, полезную нагрузку тактических разведывательных БЛА будут составлять системы оптических устройств, размещаемых или просто в корпусе БЛА и жёстко соединённых с его конструкцией, или через гиросtabilизированные платформы. Совместная установка телевизионной и инфракрасной АФА позволяет кардинально увеличить информативность получаемого изображения, а дополнение в виде лазерного дальномера-целеуказателя позволяет добиться точного нахождения местоположения цели.

Технический потенциал микро и мини-БЛА разрешают им вести рекогносцировку на тактическую и оперативно-тактическую глубину построения боевых порядков. Обилие объектов, позиция и состояние которых может быть определено противником с применением БЛА зависит от ряда параметров. Эти параметры делятся на тактические и технические.

К тактическим параметрам относятся:

- характер боевых действий;
- число БЛА одновременно ведущих рекогносцировку в зоне военных действий;
- порядок поиска;
- массивность распределения объектов в зоне военных действий;
- размер района военных действий;
- степень маскировки объектов;
- число фальшивых объектов в зоне военных действий.

К техническим параметрам можно отнести:

- размер участка земной поверхности, около которой БЛА осуществляет боевую задачу (размер исполнительной зоны);
- охват зоны просмотра ОЭС;
- возможность обнаружения объекта;
- технические характеристики планера БЛА.

Анализируемый в работе вариант применения тяжёлых БЛА в совокупности с БЛА микро-класса в полной мере совмещает особенности этих БЛА. Несоввершенство манёвренности миди-БЛА компенсирует БЛА микрокласса, а малую дальность полёта микроБЛА решает его совмещение с тяжёлым БЛА. С точки зрения аэродинамических характеристик приемлемо поместить контейнер с микроБЛА в корпусе БЛА-носителя. Воздушный запуск планируется делать посредством порохового заряда в силу своей простоты и дешевизны.

Следовательно, система в целом целесообразна и имеет возможность использоваться в почти во всех отраслях, требующих в трудных ситуациях быстрого и эффективного сбора информации в ограниченных для манёвров пространствах.

О разработке беспилотного радиоуправляемого дирижабля

Хуторной И.Н., Каляганова В.Ф., Норкайте Ю.Ю.

ФГБОУ ВО УИ ГА, г. Ульяновск

В работе рассматривается задача создания небольшого дирижабля на уровне игрушечной модели, представляющей собой беспилотный дирижабль, управление которым осуществляется на расстоянии с помощью 2 электрических двигателей. Оцениваются перспективы использования радиоуправляемого дирижабля в повседневной жизни человека в сравнении с квадрокоптерами. Помимо использования его как игрушечной модели, для аэрофотосъёмки и в индустрии развлечений, изучается также возможность его применения для контроля над чрезвычайными ситуациями, для отслеживания состояния небольших участков лесов и полей.

Существует множество проектов по возобновлению дирижаблестроения. Интерес к ним объясняется привлекательными характеристиками дирижабля — возможностью с небольшим расходом топлива выполнять продолжительный перелёт и доставлять груз массой от 10 до 100 т и более в труднодоступные места, где нет аэродромов. Отсюда стремление конструкторов спроектировать большие аппараты, способные поднимать большие грузы. Но по причине своих размеров они требуют вложения значительных средств, сложны в изготовлении, управлении и обслуживании. В тоже время многие эксперты высказывают мнение, что нужно начинать с изучения характеристик небольших моделей дирижаблей. В небольших моделях дирижаблей нет места для пилота, следовательно, речь должна идти о беспилотном радиоуправляемом дирижабле.

Беспилотный дирижабль (от фр. dirigeable — управляемый) — это летательный аппарат, в котором подъёмная сила создается преимущественно за счёт архимедовой силы, действующей на баллон, заполненный лёгким газом. Он представляет собой комбинацию аэростата с двигателем (обычно это винт (пропеллер) с электрическим двигателем или ДВС) и системы управления ориентацией на расстоянии.

Беспилотный медицинский комплекс для транспортирования биологических материалов

Чернышов В.В., Яриков А.В.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В научной работе «Беспилотный медицинский комплекс для транспортирования биологических материалов» рассмотрена новая конструкция медицинского комплекса для транспортирования биологических материалов, с целью оборудования беспилотного летательного аппарата мультироторного типа, а также беспилотного летательного аппарата для оказания скорой медицинской помощи нуждающимся. Разработаны и исследованы методики расчёта максимального взлётного веса и требуемой ёмкости аккумуляторной батареи при заданной продолжительности полёта беспилотного летательного аппарата с медицинским контейнером. При разработке методик уточнено влияние габаритных размеров медицинского контейнера на создаваемую воздушными винтами силу тяги с учётом коэффициента полезного действия силовой установки беспилотного летательного аппарата мультироторного типа от соотношения площадей, ометаемых воздушными винтами, за вычетом площади пересечения с проекцией медицинского контейнера и полной площади. Получены зависимости продолжительности полёта беспилотного летательного аппарата медицинского назначения и необходимой ёмкости его аккумуляторной батареи от физических и конструктивных факторов: радиуса, шага и числа воздушных винтов, количества лопастей винта, температуры и давления воздуха, коэффициента полезного действия, взлётного веса, частоты вращения винтов и величины потребляемого тока. Проведён натурный эксперимент. Результаты исследования, полученные экспериментально и рассчитанные с помощью программного продукта, показывают удовлетворительную сходимость, что говорит об адекватности

разработанной методики расчёта. Проведено технико-экономическое обоснование применения беспилотного медицинского комплекса по разработанным методикам, посчитан годовой экономический эффект. Сформулированы рекомендации по использованию беспилотного медицинского комплекса для транспортирования биологических материалов.

Библиографический список

1. Пат. 2726390 Российской Федерации, МПК В64С 27/08, А61J 1/05, А61В 50/31. Беспилотный медицинский комплекс / Чернышов В.В., Яриков А.В., Великанова Л.А., Земцов С.С., Рыжков А.С., Лисиченко Е.А. заявл. 09.01.2019; опубл. 13.07.2020, Бюл. №20.
2. Арзамасцев А.А.; Крючков А.А. Математические модели для инженерных расчётов летательных аппаратов мультироторного типа (часть 1). Вестник ТГУ, Т.19, вып.6; 2014, с. 1821 — 1828.
3. Зиборов В.В. VisualStudioC#, 2013, на примерах. СПб, 480 с.
4. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2019619737 Российской Федерации. Расчёт максимального взлётного веса беспилотного летательного аппарата с медицинским модулем / Чернышов В.В., Яриков А.В. и др. Дата регистрации 24.07.2019.
5. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2019660077 Российской Федерации. Расчёт необходимой ёмкости аккумуляторной батареи беспилотного летательного аппарата медицинского назначения /Яриков А.В., Чернышов В.В. и др. Дата регистрации 30.07.2019.
6. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2019661325 Российской Федерации. Расчёт продолжительности полёта беспилотного летательного аппарата медицинского назначения. / Яриков А.В., Чернышов В.В. и др. Дата регистрации 27.08.2019.
7. Инструкция по определению экономической эффективности новых строительных, дорожных, мелиоративных машин, противопожарного оборудования, лифтов, изобретений и рационализаторских предложений и т. д. — М.: ЦНИИЭСТРОЙМАШ, 1978. — 28 с.

Создание летающей лаборатории на основе беспилотного летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем

Юденков В.Э., Мальцева О.А., Лебитков В.К.

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

В данной статье рассматривается процесс разработки проекта летающей лаборатории на основе сверхлёгкого летательного аппарата, где в качестве силовой установки используется воздушно-реактивный двигатель (БПЛА с ВРД).

На данный момент рынок сверхлёгких беспилотных летательных аппаратов активно развивается и растёт, постоянно появляются новые аппараты, способные решать задачи, которые ещё совсем недавно требовали больших финансовых затрат. Например, такие задачи, как мониторинг больших отдалённых территорий и патрулирование охраняемого периметра в воздушном пространстве стали более доступными для потребителя, так как стоимость запуска и обслуживания маленького беспилотника намного меньше, чем полноценного самолёта.

Следовательно, постоянно остается актуальным вопрос, связанный с проектированием беспилотного летательного аппарата — сложного технического изделия, разработка и испытания которого требует больших затрат временных и производственных ресурсов. Наша команда давно занимается разработкой сверхлёгкого БПЛА, имеет несколько научных публикаций по данной теме и обладает большим опытом по разработке подобных технических изделий и их доводке. В качестве решения проблемы сложности проектирования БПЛА мы предлагаем создать летающую лабораторию на основе разрабатываемого в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова беспилотного летательного аппарата, которая будет в режиме реального времени снимать показания с датчиков, расположенных в критических узлах самолёта. Основываясь на

полученных данных, можно будет провести точечную модернизацию наиболее нагруженных узлов или агрегатов, что может значительно ускорить процесс доводки конструкции исходного БПЛА.

Наша летающая лаборатория будет оснащена следующим набором необходимых датчиков, а именно:

- тензометрическими датчиками для измерения напряжений на наиболее опасных участках силовой конструкции;

- трубками Пито-Прандтля или датчиками давления, которые будут расположены на плоскости крыла для получения более точных данных о распределении давлений по основным аэродинамическим поверхностям;

- расходомерами и тензометрическими датчиками для снятия основных параметров с силовой установки.

Отдельно стоит рассмотреть возможность снятия параметров силовой установки с их последующим анализом для оптимизации работы БПЛА. Как известно, высотная характеристика ВРД является важным параметром, который требует мониторинга и анализа. Суть данного параметра заключается в следующем — с ростом высоты полёта окружающая среда (воздух) становится более разреженной, что влечёт за собой уменьшение секундного расхода воздуха, протекающего через двигатель. Однако одновременно с падением секундного расхода воздуха уменьшается и его температура, следовательно, повышается степень сжатия двигателя и эффективность работы компрессора, что влечёт за собой уменьшение удельного расхода топлива в двигатель. То есть, необходимо найти такое соотношение высоты полёта и развиваемой силовой установкой тяги, чтобы обеспечить максимально возможную дальность полёта БПЛА, что и будет возможно с помощью нашей летающей лаборатории.

На данный момент командой разработана цифровая модель беспилотного летательного аппарата, в которой учтено расположение основных узлов и агрегатов, а именно: силовой установки, топливного бака, управляющей электроники, электроники для мониторинга основных параметров и т. д.

Также нашей командой произведён аэродинамический расчёт БПЛА и на основании картины распределения давлений выполнен прочностной расчёт силовой конструкции беспилотного летательного аппарата как на основных режимах полёта, так и на экстремальных.

В качестве заключения стоит отметить, что создание данной летающей лаборатории имеет большой потенциал как для будущих разработок, так и для модернизации уже существующих на рынке БПЛА, так как создание подобной системы, отработка основных алгоритмов действий и анализа полученных данных может значительно упростить задачу по проектированию и оптимизации БПЛА.

Список использованной литературы:

1. Юденков В.Э. Реверс-инжиниринг в разработке БПЛА / В.Э. Юденков, Д.В. Балакшина, В.Е. Иванов // Старт-2018: Тезисы докладов IV Общероссийской молодёжной науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. — СПб., 2018. — с. 81-82.
2. Проектирование беспилотного летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем / В.Э. Юденков [и др.] // Молодёжь. Техника. Космос: труды XI Общероссийской молодёжной науч.-техн. конф. Т.2, Балт. гос. техн. ун-т. — СПб, 2019. — с. 16-20;
3. Юденков В.Э. Реверс-инжиниринг в разработке БПЛА / В.Э. Юденков, Д.В. Балакшина // Восьмые Уткинские чтения. Труды общерос. молодёжн. науч.-техн. конф., Балт. гос. техн. ун-т. — СПб, 2019. — с. 296-302.

НАПРАВЛЕНИЕ № 2

**Авиационные,
ракетные двигатели
и энергетические
установки**



АО «Объединённая двигателестроительная корпорация» является официальным спонсором XII Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

АО «Объединённая двигателестроительная корпорация» (входит в Госкорпорацию Ростех) — интегрированная структура, специализирующаяся на разработке, серийном изготовлении и сервисном обслуживании двигателей для военной и гражданской авиации, космических программ и военно-морского флота, а также нефтегазовой промышленности и энергетики. Одним из приоритетных направлений деятельности ОДК является реализация комплексных программ развития предприятий отрасли с внедрением новых технологий, соответствующих международным стандартам. АО «Объединённая двигателестроительная корпорация» осуществляет разработку, производство и послепродажное обслуживание широкого ряда газотурбинных двигателей. С 2015 года генеральным директором АО «ОДК» является А. В. Артюхов.

Многофункциональный энергоузел сверхзвуковых и гиперзвуковых беспилотных летательных аппаратов временем работы до 10 минут

Алёшин К.Г.

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Королёв

В современных сверхзвуковых и гиперзвуковых беспилотных летательных аппаратах имеется несколько силовых систем, не связанных друг с другом. Далее рассматривается сектор беспилотных летательных аппаратов с временем полёта менее 10 минут. В таких аппаратах имеются следующие силовые системы: источники электрической энергии, система охлаждения, в том числе радиоэлектронной аппаратуры, источники гидравлической энергии, а также источники пневматической энергии. Автор предлагает заменить все эти системы на многофункциональный энергоузел, при этом за счёт синергетического эффекта снижается масса устройств, выполняющих перечисленные функции. В предлагаемом энергоузле одно и то же рабочее тело выполняет, как минимум, две функции: горючего и испаряющегося хладагента. В качестве такого рабочего тела используется сжиженный газ пропан. Продукты сгорания пропана являются вторым рабочим телом, которое выполняют три функции: совершает работу в двигателе внутреннего сгорания, а затем используется в качестве рабочего тела для наддува бака основного топлива и привода пневматических исполнительных механизмов. Двигатель внутреннего сгорания в этом энергоузле вращает не только электрогенератор, но и центробежный насос подачи топлива в основной двигатель. При реализации такого подхода масса многофункционального энергоузла будет в несколько раз меньше суммарной массы систем, которые он заменяет.

Предлагаемый многофункциональный энергоузел, являющийся в том числе бортовым источником питания, может быть разработан и установлен на летательных аппаратах различного назначения, в том числе в качестве аварийного источника питания гражданских самолётов.

Самолёт с электрической силовой установкой

Балясный К.В.

АО «НПО «Молния», г. Москва

Проект Efly-2 — демонстратор технологии создания полностью электрического самолёта.

Цель проекта: разработка электрической силовой установки для сверхлёгкого самолёта.

Задачи: проектирование, изготовление и сборка опытного образца ЭСУ; проведение наземных стендовых испытаний ЭСУ; проектирование и постройка самолёта с электрической СУ; проведение лётных испытания самолёта с электрической СУ.

Актуальность использования электрической (гибридной) СУ обуславливается основными преимуществами: надёжность; снижение выбросов в атмосферу; простота обслуживания и эксплуатации; снижение затрат на 50 % по сравнению с традиционными СУ.

Наша команда спроектировала и изготовила электрическую силовую установку и одноместный самолёт под электрическую силовую установку. Масса пустого самолёта — 115 кг, размах крыла — 11 м, длина — 5 м. Силовая установка мощностью 18 кВт. Время полёта со взлётом, набором трёхсотметровой высоты и посадкой — 25 минут.

Под самолёт было спроектировано 2 силовые установки мощностью 40 и 18 кВт. Провели испытания на стенде.

Под СУ разработали блок контроля основных её параметров (мощность потребляемая, уровень ёмкости и заряда батареи, температура (двигателя, регулятора, аккумулятора)). Вся эта информация выводится на приборную панель пилоту, а также записывается для последующей обработки.

Экономический эффект для данного проекта составляет снижение стоимости эксплуатации в 2 раза. При применении электрической или гибридной силовой установки на других типах ЛА также существенно снижает затраты на обслуживание и эксплуатацию.

Результат: первый полёт самолёта с электрической силовой установкой состоялся 25 июля 2020. Подтверждены расчётные характеристики.

Особенности системы автоматического управления турбопрямоточного реактивного детонационного двигателя

Богомолов М.А., Минайлов А.В.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Современные темпы развития человечества приводят к стремительной выработке природных энергоресурсов. Так, по приблизительным расчётам разведанных запасов нефти, которая является на данный момент единственным сырьём для производства авиационных топлив, хватит ещё на 30 лет, при этом количество авиаперевозок с каждым годом неуклонно растёт.

Также газотурбинные двигатели (ГТД) являются одним из серьёзных источников загрязнения окружающей среды. В связи с этим всё большую актуальность приобретает вопрос экономичности и экологичности авиационных силовых установок, а также возможность замены авиационных топлив на газообразные.

Существующие газотурбинные двигатели, работающие по циклу Брайтона, достигли значительного совершенства, однако их дальнейшее развитие требует значительных материальных затрат на разработку, изготовление и техническую эксплуатацию. В связи с этим необходимо разрабатывать новые принципы преобразования тепловой энергии сгорания топлива в полезную работу. Прорывным толчком к дальнейшему развитию могло бы стать применение детонационного горения в авиационных двигателях, а именно турбопрямоточного реактивного детонационного двигателя.

Вместе с тем, практика развития авиационной техники показывает, что её успешное развитие невозможно без широкого использования средств автоматизации рабочего процесса. Полная или частичная автоматизация отдельных этапов управления авиационными силовыми установками позволяет в значительной степени повысить технические характеристики двигателя, а также уменьшить степень отвлечения экипажа от выполнения поставленных задач, что прямым образом влияет на безопасность полётов и эффективность боевого применения авиационного комплекса.

Существует острая необходимость согласования работы элементов, поддержания устойчивой работы и экономичности детонационного двигателя во всём эксплуатационном диапазоне.

Исходя из этого можно сделать вывод о необходимости управления рабочим процессом ТПРДД, для этого потребуется разработка системы автоматического управления.

Схема ТПРДД может в значительной степени решить проблемы экономичности и экологичности авиационных силовых установок, однако это невозможно без реализации автоматического управления её рабочим процессом с учётом высокой скорости протекания процессов и сложности их физического описания по сравнению с газотурбинными двигателями, работающими по циклу Брайтона.

Реализация системы автоматического управления (САУ) необходима для решения следующих задач:

- обеспечение устойчивой работы силовой установки;
- снижение удельного расхода топлива;
- увеличение тяги двигателя и поддержание оптимального режима его работы;
- уменьшение потерь полного давления по тракту двигателя;
- поддержание непрерывной детонации;

- обеспечение согласования работы элементов двигателя предложенной схемы.

Рассматриваемую схему двигателя предполагается применять в широком диапазоне чисел M и высот полёта, что предъявляет повышенные требования к САУ и объясняется следующими факторами:

- наличием детонационной камеры сгорания (ДКС) во втором контуре, имеющей повышенные требования по точности поддержания заданного коэффициента избытка воздуха $\alpha_{\text{дкс}}$;
- необходимостью флюгирования рабочих лопаток вентилятора для осуществления прямооточного режима работы;
- наличие сверхзвукового расширяющегося сопла второго контура;
- наличие газогенератора во внутреннем контуре, который приводит во вращение вентилятор.

В связи с этим автоматическое управление данной силовой установкой должно кардинально отличаться от принятого на серийных ГТД, так как появл. новые управляющие факторы и управляемые параметры двигателя.

Особенностью предложенной схемы является переход на прямооточный режим работы при достижении чисел $M > 1$ полёта, что характеризуется установкой рабочих лопаток вентилятора на угол установки с минимальным сопротивлением — флюгированием.

При переходе на прямооточный режим работы необходимо прекратить передачу крутящего момента от турбины низкого давления к вентилятору. При этом необходимо обеспечить передачу крутящего момента через центральную коническую передачу к коробке двигательных агрегатов для обеспечения работы двигательных систем. Решением данной проблемы может стать введение гидравлической муфты между турбиной низкого давления и вентилятором, которая обеспечит плавное безударное соединение вентилятора и турбины при непрерывающейся работе газогенератора во внутреннем контуре.

При переходе на прямооточный режим работы изменение режима работы двигателя за счёт изменения расхода топлива в ДКС возможно только в очень узком диапазоне, что связано с узкими пределами по обеспечению устойчивой детонации. Для силовой установки летального аппарата это недопустимо.

При этом необходимо обеспечить согласование работы различных контуров САУ при управлении силовой установкой одним рычагом управления двигателем во всем диапазоне высот и скоростей полёта, что достигается введением соответствующих устройств блокировки работы САУ в зависимости от условий полёта.

Также необходимо обеспечить режим полного расширения газа на выходе из реактивного сопла (РС), что может быть достигнуто реализацией САУ РС.

Повышение эффективности силовой установки воздушно-космического самолёта за счёт применения криогенного топлива

Вакулин А.Ю.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Статья посвящена повышению эффективности силовой установки воздушно-космического самолёта. В качестве критерия эффективности рассматривается удельная тяга двигателя, повышение которой возможно за счёт применения криогенного топлива. Предлагается методика расчёта термогазодинамических характеристик криогенного топлива. Результатом данной методики являются зависимости, анализ которых свидетельствует о том, что теплотворная способность топлива, полученная при использовании в качестве топлива водорода, более чем в два раза превышает теплотворную способность топлива, полученную при использовании, например, метана, а температура газа перед турбиной при работе двигателя на водороде больше на 40 % по сравнению с углеводородным топливом. С повышением температуры газа перед турбиной также возрастает работа цикла, что и оказывает определяющее влияние на удельную тягу: она повышается на всех типах газотурбинных двигателей вследствие увеличения

количества тепла, подведённого к рабочему телу. Данная методика позволяет определить зависимость изменения формулы топлива от содержания в нём водорода и наглядно понять степень влияния водорода на энергетические характеристики топлива. Получены зависимости теплотворной способности топлива от её химической формулы, температуры газа перед турбиной от химической формулы топлива и теплотворной способности топлива от температуры газа перед турбиной, что является основой для формирования облика системы автоматического управления силовой установкой с битопливной криогенной системой, функционирование которой обеспечивает реализацию программы управления двигателем в широком диапазоне высот и скоростей полёта. Кроме того, повышение температуры газа перед турбиной ведёт к росту удельной тяги двигателя, что обеспечивает снижение его габаритов и массы, а значит, и к повышению эффективности.

Методика определения контактного термического сопротивления с учётом микрошероховатости на базе цифрового двойника поверхности

Голиков Н.С., Сладков И.С., Талалаева П.И.
Московский авиационный институт, г. Москва

В современной технике существует ряд прочностных задач, характерных многим техническим системам, в том числе в авиационной и космической промышленности. Основа решения подобных задач на сегодняшний день заложена в численном моделировании нагруженных состояний, так как это наиболее быстрый и относительно дешёвый способ проектирования и анализа необходимых конструкций. Однако такое решение сталкивается с множеством различных трудностей переноса реальных объектов и процессов в численный вид. Необходимость оптимизации расчёта, увеличение точности, коррелирующее с возрастанием необходимой мощности вычислительной техники на фоне введения в расчёт новых влияющих факторов — вот одни из основных задач, стоящих в создании и модернизации методики расчётов. Данная работа основана на развитии и решении задачи по исследованию методики определения контактного термического сопротивления. А именно на этапе отбора данных для создания цифровых двойников реальных поверхностей, необходимых для дальнейших процессов численного моделирования нагруженных состояний. Создана программа на языке программирования C++ на основе нового созданного алгоритма обработки профилограммы поверхности и создан способ регуляции просеивания на основе ранее предлагаемого алгоритма. В работе подробно описан новый разработанный алгоритм, его принцип действия, результаты его обработки, а также принцип работы предыдущих алгоритмов и существующая разница. Также описаны и выполнены все остальные части методики, проведены смоделированные эксперименты процессов нагружения цифровых эквивалентов реальных поверхностей и приведены вычисленные значения КТС.

Миниатюрная двигательная установка на базе абляционного импульсного плазменного двигателя

Гордеев С.В.
Московский авиационный институт, г. Москва

В работе представлен облик двигательной установки на базе абляционного импульсного плазменного двигателя малой мощности. Двигательная установка предназначена для использования в составе космического аппарата типа «CubeSat».

Двигательная установка включает в себя абляционный импульсный плазменный двигатель с блоком накопления энергии, систему питания и управления двигателем и блок инициации разряда в двигателе [1].

Разработана электрическая схема и созданы экспериментальные образцы системы питания и управления и блока инициации разряда [2]. Проведены испытания системы питания и управления и блока инициации разряда с использованием управляемого

газового разрядника в качестве нагрузки, а также совместно с лабораторным макетом абляционного двигателя с энергией разряда 8 Дж. Достигнута устойчивая работа системы в целом. Разработана конструкция двигательной установки, вписывающаяся в куб размером 100 x 100 x 100 мм с учётом габаритных размеров комплектующих элементов, использованных в составе системы питания, блока накопления энергии и блока инициации разряда.

1. Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А., Семенihin С.А., Тютин В.К., Хрусталеv М.М., Яковлев В.Н. Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Космонавтика и ракетостроение. 2011, № 5, С. 30–40.

2. Bogatyı A.V., Bogatyı V.I. and Gordeev S.V. “Development of power processing unit for a low-power ablative pulsed plasma thruster” IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. V 927, 2020. 012003

Моделирование рабочего процесса магниторезонансного плазменного двигателя

Грабовский И.И.

РГАТУ имени П. А. Соловьёва, г. Рыбинск

В статье представлен разработанный метод проектирования плазменных двигателей магниторезонансного класса. Рассчитаны основные системы и интегральные параметры магниторезонансного плазменного двигателя с учётом введённых допущений и технических ограничений, таких как габаритные размеры, расход топлива, тепловая мощность и т. д. Однако в расчёт не включены системы с катодом-компенсатором и тепловыми защитными экранами, так как это ведомые системы, мало играющие роль в формировании каркаса двигателя. Численно и аналитически определены геометрические размеры двигателя и его конструкция на основе рекомендаций из соответствующей литературы, а также в сравнении с уже существующими плазменными двигателями. Найдены соотношения для вычисления профиля электродов электростатического дефлектора, а также уравнение траектории для пучка в камере двигателя. Приведён анализ полученных данных распределения магнитного и температурного поля, на основе которых построен конструктивный облик двигателя, определена мощность питающей системы катушки постоянного магнита, форма и способ укладки катушки для наиболее развитой поверхности теплообмена. На основе численного моделирования магнитного поля в ярме магнитопровода и расчёта магнитных потоков определены толщины стоек ярма и выбрана магнитопроводящая сталь, из которой набирается магнитопровод. Построена модель опытного образца магниторезонансного плазменного двигателя для тяги в 700 мН. Рассчитан источник ионов и смоделировано плазмообразование и извлечение пучка ионов, а также численно показано распределение пучка в ускоряющей камере. Оценён потенциал развития двигателей магниторезонансного класса при перестройке двигателя из конструкции с малыми скоростями истечения и классической механикой движения в конструкцию с большими скоростями истечения и релятивистской механикой движения.

Разработка концепции центрифужного космического ускорителя

Епифанцев К.В., Сидоров И.И.

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург

Альтернатива современного традиционного пуска ракетного носителя с космодрома имеет несколько известных конструкций, которые отличаются существенно меньшей стоимостью и представляют собой мобильные установки корабельного или наземного базирования. В последнее время всё чаще стали рассматривать варианты без ракетного вывода объектов на земную орбиту. До появления жидкостных ракетных двигателей единственным средством выхода в открытый космос считалась артиллерия. Но уже в тот

период развития науки было логично, что при подобной конструкции стартовые перегрузки навредят жизни экипажа и возможно станут причиной разрушения конструкции воздушного судна. В статье рассматривается вопрос разработки конструкции установки, которая бы позволила уменьшить прежде всего расход энергии при запуске носителя, но при этом не ухудшила бы здоровье космонавтов или перемещаемых объектов. Важно подчеркнуть, что в данном исследовании использованы результаты как немецких инженеров, пытавшихся продемонстрировать огневую мощь в процессе второй мировой войны, так и сотрудников НАСА, постоянно совершенствующих и оптимизирующих процесс запуска. При разработке прототипа, который предполагается изготовить с помощью трёхмерной печати на принтере, предполагается установить аналогичные магниты для разгона центрифуги. Предварительно опробовать установку возможно в приложении Cosmos Works, задав все расчётные параметры.

В последнее время всё чаще стали рассматривать варианты безракетного вывода объектов на земную орбиту. До появления реактивных двигателей единственным способом вывода на орбиту рассматривали лишь артиллерийские системы. Даже в работе «Математические начала натуральной философии» за авторством Исаака Ньютона такое понятие как космическая скорость объяснялось при помощи орудия, которая стреляет на различные дистанции. Хотя даже тогда было понятно, что, даже если длинноствольную пушку удастся создать в реальном мире, стартовые перегрузки будут настолько высоки, что экипаж не переживёт старт. Конечно, в фантастической литературе этой проблеме не уделяли должного внимания, но в реальном мире ей нет решения по сей день. Надо также понимать, что пушка подойдёт лишь для запуска межпланетных или межзвёздных тел, скорость которых будет соответствовать второй или третьей космической соответственно. Для запуска космических спутников с первой космической скоростью потребуются ракетная ступень по причине того, что орбита запускаемого тела будет проходить через точку старта, и по итогу врежется в Землю. Предотвратить это можно при помощи коррекцией орбиты на космическом отрезке траектории, то есть в данной системе артиллерийское орудие будет играть роль вспомогательного средства и, следовательно, придётся также применять реактивную систему. Попытка реализовать идеи Жюль Верна была предпринята в 1940-е в Германии: пушка, обладающая колоссальной длиной, спроектированная в ходе реализации проекта «Фау-3», врытая на глубину в сотню метров, konstruировалась для нанесения артиллерийских ударов по Лондону прямо с континентальной Европы. Снаряды должны были преодолевать по 150 км, на попытки реализации проекта были сорваны действиями союзной авиации.

Численная оценка импульса последствия при выходе ударной волны оптического пробоя из цилиндрического сопла

Зиганшин Б.Р., Сочнев А.В.

КНИТУ-КАИ, г.Казань

На сегодняшний день активно развивается применение лазера в качестве двигателя для космических систем. Одним из таких направлений является двигатель ориентации и стабилизации, ввиду компактных размеров и способности выдавать небольшие и точные импульсы; другое направление — это борьба с космическим мусором.

Существуют несколько основных направлений исследования лазерных ракетных двигателей:

1. Изучение рабочих тел (измерение тяги/удельного импульса того или иного материала) [1-3];
2. Экспериментальные измерение тяги и удельного импульса при различных условиях) [4-7];
3. Численное исследование процессов, таких как измерение удельного импульса в соплах [8], [9] или воздействия лазера на плоскую и скругленную пластину [10].

Существуют следующие сопла для лазерного ракетного двигателя: плоские [11], цилиндрические [12], конические [13] и сопла Лавалья [14]. Известно, что цилиндрические сопла дают большую тягу, нежели другие типы сопел. Однако существует проблема понимания процессов, происходящих внутри сопла, и прогнозирования его характеристик, т. к. нет математической модели, которая бы учитывала геометрические параметры сопла, окружающей среды и характеристики лазерного излучения.

Ю. П. Райзер приводит аналогию лазерного импульса с процессом точечного взрыва Седова [15]. Такая аналогия позволяет дать оценку ряда параметров: давления, скорости газа и скорости распространения фронта ударной волны. Эти характеристики задаются при численном моделировании, и позволяют оценить эффективность того или иного сопла.

При моделировании возникает вопрос о продолжительности расчёта характеристик удельного импульса и определения временного промежутка, в течение которого меняются характеристики. Если найти период, в течение которого параметры меняются от возмущенных к невозмущенным, то возможно определить временную диаграмму тяги и оценить периодичность лазерных импульсов, что позволит лучше использовать мощность лазерной системы.

Численное моделирование проводилось в ПО Ansys 19.2 в плоской постановке. Создана прямоугольная область (размеры порядка 0,02 м в длину и 0,013 м в высоту), размер ячейки 0,00001 м, качество сетки 0,99. Моделью являлось цилиндрическое сопло диаметром 3 и длиной 9 мм. Выходное условие Pressure-outlet с проницаемыми стенками и давлением 1 атм. на бесконечности. В модели использовался решатель на основе плотности с нестационарным временем, невязкая модель жидкости, воздух выбран в качестве идеального газа. Давление окружающей среды 101 325 Па, температура 293 К.

В результате расчёта 150 тыс. итераций, что соответствует временному интервалу 180 мкс, получены характеристики изменения параметров на срезе цилиндрического сопла. При численном моделировании получено значение импульса тяги 31,23 мкН·с. В эксперименте с аналогичной мишенью величина импульса тяги составила 35,390 мкН·с.

График тяги можно разделить на несколько частей — положительный импульс до 60 мкс, отрицательный импульс от 60 до 140 мкс и остаточная часть со 140 до 180 мкс. Основной вклад несёт именно первый импульс, а последующий отрицательный импульс влияет уже незначительно на величину импульса тяги, менее 7 %.

Таким образом, достаточно вести расчёты первого основного импульса, в нашем случае 60 мкс, что практически даёт достоверные данные при сокращении времени расчёта в три раза.

С точки зрения организации рабочего процесса, для данной мишени уже после 60 мкс возможна подача следующего лазерного импульса, что соответствует частоте работы лазера 16,6 кГц.

Список литературы:

1. Phipps C.R. et al. Review: Laser-Ablation Propulsion. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26, pp. 609—637. DOI: 10.2514/1.43733
2. Способ перемещения объектов космического мусора с постепенным использованием его вещества космическим аппаратом, оснащённым лазерной двигательной установкой / Локтионов Е.Ю., Майорова В.И., Телех В.Д. // Патент на изобретение RU 2679938 C1, 14.02.2019. Заявка № 2017145797 от 26.12.2017.
3. Urech L. et al. Polymers as fuel for laser-based microthrusters: An investigation of thrust, material, plasma and shockwave properties. *Applied Surface Science*, 2007, vol. 253, № 19, pp. 7646—7650. DOI: 10.1117/12.672776
4. Zhang Y. et al. A novel laser ablation plasma thruster with electromagnetic acceleration. *Acta Astronautica*. Elsevier, 2016, vol. 127, pp. 438—447. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.05.039
5. Zheng Z.Y. et al. Characterization of laser ablation of carbon-doped glycerol at different laser wavelengths. *Applied Physics A: Materials Science and Processing*, 2016, vol. 122, № 12, pp. 1—5. DOI: 10.1007/s00339-016-0586-6

6. Исследование составляющих лазерной реактивной тяги при помощи уравнения регрессии второго порядка / Саттаров А.Г., Сочнев А.В. // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2016. Т. 72. № 1. С. 32-39.
7. Измерение продолжительности импульса оптического разряда в воздухе и на модели сно-состава для оценки мощностных параметров и режима работы импульсного лазера / Саттаров А.Г., Сочнев А.В. // Труды Академэнерго. 2016. № 3. С. 133-140.
8. Cheng F. , Hong Y. , Li Q., Wen M. Numerical Study On Propulsion Performance Of The Parabolic Laser Thruster With Elongate Cylinder Nozzle // AIP Conf. Proc. 1402. American Institute of Physics, 2012. P. 271-281. doi: 10.1063/1.3657033
9. Li L., Wang B., Tang Z.-P., Hu X.-J. Effect of nozzle length on the propulsion performance of a cylindrical thruster // Chinese journal of high pressure physics. 2014. №2. P. 191-196.
10. Hagiwara K., Horisawa H., Fukuda K. Laser Ablation Thrusters for Atmospheric Flight Applications // 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. P. 1-10. doi 10.1007/s00339-005-3210-8
11. Pedreira P.H., Lauretta J.R., D'Hers S. Planar Nozzles for Controllable Microthrusters//Journal of Aerospace Engineering.2017. №3. P. 1-8. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000697
12. Li L., Jiao L., Tang Z., Hu X., Peng J. Effect of nozzle geometry on the performance of laser ablative propulsion thruster // Applied Physics A: Materials Science and Processing. 2016. №5. P. 1-6. Doi 10.1007/s00339-016-0040-9
13. Nebolsine P. E., Pirri A. N., Goela J. S., Simons G. A. Pulsed laser propulsion // AIAA Journal. 1981. №1. С. 127-128. Doi 10.2514/3.7754
14. Апполонов В.В., Тищенко В.Н. Лазерный двигатель на основе эффекта резонансного объединения ударных волн // Квантовая электроника. 2006. т. 36, № 8. с. 673—683.
15. Райзер Ю.П. Лазерная искра и распространение разрядов. М.: Наука, 1974. 308 с.

Лазерная реактивная тяга и удельный импульс различных веществ

Кадилов А.А., Сочнев А.В.
КНИТУ-КАИ, г. Казань

Основной принцип работы лазерного реактивного двигателя заключается в поглощении энергии лазерного излучения рабочим телом и испарении этого тела. Основные направления применения лазерной реактивной тяги — это борьба с космическим мусором, запуск летательных аппаратов и системы ориентации и стабилизации в космосе [2].

Одним способом создания реактивной тяги является лазерная абляция. Лазерная абляция — это процесс развитого поверхностного испарения рабочего тела (мишени) при излучении его поверхности достаточно интенсивным электромагнитным излучением.

Для оценки эффективности создания тяги лазерного ракетного двигателя введен удельный импульс реактивной отдачи C_m . Он определяется как отношение величины тяги двигателя к мощности лазерного излучения [5]. Удельный импульс зависит как от материала мишени, так и от параметров лазерного луча. Например, при абляции металлов его значения равняются примерно 10-6 — 10-4 Н/Вт [6]. Для получения максимальной тяги необходимо выбирать легкоиспаряющиеся материалы. Но, с точки зрения удельного импульса, такие материалы невыгодны. Следовательно, для получения большего удельного импульса необходимо выбирать трудноиспаряющиеся тела. Таким материалом является графит. Для него $C_m=5,26 \cdot 10^{-6}$ Н/Вт [7].

Для создания большего удельного импульса можно использовать специальные энергетические полимерные материалы. В таких материалах под действием лазерного луча происходят химические реакции, за счёт которых выделяется дополнительное тепло и усиливается реактивная тяга [3, 10]. Для полимера делрин были получены значения удельного импульса порядка 10-3 Н/Вт [4, 9].

Одним из направлений является лазерная реактивная тяга на основе оптического пробоя. Создается низкотемпературная плазма, которая поддерживается лазерным излучением относительно низкой интенсивности [11]. При этом происходит резкое

повышение давления, и формируются ударные, вслед за которыми движется плазма, скорость которой определяется плотностью излучения [1, 8].

В заключение можно сказать, что максимальные значения St получаются на лазерно-химических двигателях, которые используют полимеры в качестве рабочего тела. А большие значения удельного импульса при лазерной абляции дают металлы.

Библиографический список

1. Дрегалин А.Ф., Черенков А.С., Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Пислегин С.Н. Экспериментальное и теоретическое исследование характеристик лазерного ракетного двигателя на основе непрерывного оптического разряда // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2010. №4. С. 39 — 43.
2. Способ перемещения объектов космического мусора с постепенным использованием его вещества космическим аппаратом, оснащённым лазерной двигательной установкой. Патент RU 2679938 C1, МПК B64G 1/26, 26.12.2017.
3. Резунков Ю.А. Лазерные системы реактивной тяги // Природа. 2017. №4. С. 3 - 13.
4. Резунков Ю.А. Лазерная реактивная тяга // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2011. Том 54, №2. С. 7 - 12.
5. Резунков Ю.А. Лазерная реактивная тяга. Обзор исследований // Оптический журнал. 2007. Том 74, №8. С. 20 - 32.
6. Scharring, S. The MICROLAS concept: precise thrust generation in the Micronewton range by laser ablation. In: Technology for Small Satellite Research: Pay loads and Subsystem Technologies Small Satellite Applications, Missions, and In-Orbit Experiences Small Satellites / S. Scharring, Lorbeer, R. Amadeus et al. // International Academy of Astronautics. 2016. №1. P. 27-34. — ISBN 978-2-917761-49-6.
7. Бункин Ф.В., Прохоров А.М. Использование лазерного источника энергии для создания реактивной тяги // Успехи физических наук. 1976. Том 119, № 3. С. 425 — 446.
8. Саттаров А.Г., Сочнев А.В. Измерение продолжительности импульса оптического разряда в воздухе и на модели СНО-состава для оценки мощностных параметров и режима работы импульсного лазера // Труды Академэнерго. 2016. № 3. С. 133 — 140.
9. Виноградов Б. А., Перепелкин К. Е., Мешерякова Г. П. Действие лазерного излучения на полимерные материалы. - СПб.: Наука, 2006. — 379 с.
10. Локтионов Е.Ю., Овчинников А.В., Протасов Ю.Ю., Ситников Д.С. О спектрально-энергетической эффективности фемтосекундной лазерной абляции полимеров // Доклады академии наук. 2010. Том 434, №1. С. 38 — 41.
11. Суржиков С.Т. Лазерная волна горения в поле силы тяжести // Теплофизика высоких температур. 2009. Том 47, № 3. С. 324 — 337.

Интенсификация охлаждения вторичного воздуха в воздухо-воздушном теплообменнике турбореактивного двигателя

Капитнов А.Е., Ясаков Б.А.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В настоящее время большинство летательных аппаратов оснащены газотурбинными двигателями (ГТД). Довольно важное место занимает работа над снижением массогабаритных характеристик ГТД при сохранении развиваемой тяги и наоборот. Уменьшение габаритных размеров и массы двигателя при обеспечении заданной абсолютной тяги или наоборот, увеличение тяги при неизменных массогабаритных характеристиках, достигается увеличением удельной тяги. Известно, что удельную тягу ГТД можно увеличить за счёт возрастания температуры газов перед турбиной. Поэтому работы над возрастанием температуры газов перед турбиной являются одним из основных направлений в авиационном двигателестроении.

Возрастание температуры газов перед турбиной приводит к увеличению нагрузок, в первую очередь температурных, на элементы газовой турбины (сопловые и рабочие лопатки, диски), а также на подшипники и другие детали опор роторов в первую очередь турбины высокого давления. Данное обстоятельство снижает надёжность и ресурс

элементов ГТД и двигателя в целом, поэтому обеспечение необходимого охлаждения турбины является актуальным вопросом.

Охлаждение турбины авиационных ГТД является воздушным. Сопловые и рабочие лопатки, диски и корпус турбины охлаждаются воздухом, отбираемым из-за компрессора, или частью вторичного воздуха камеры сгорания. В основном вторичный воздух, имеющий высокую температуру, проходит через трубки воздухо-воздушного теплообменника, установленного на корпусе основной камеры сгорания и находящегося внутри второго контура. Проходя через трубки теплообменника, воздух охлаждается воздухом второго контура, обтекающим трубки снаружи, при этом его температура уменьшается, и он поступает в проточную часть газовой турбины и далее охлаждает её элементы.

Очевидно, что для лучшего охлаждения элементов газовой турбины необходимо обеспечить снижение температуры охлаждающего воздуха в воздухо-воздушном теплообменнике на большее количество градусов, что можно сделать путём интенсификации процесса теплообмена. Воздухо-воздушный теплообменник, применяемый в ТРДДФ, представляет собой трубчатую конструкцию. Известно, что интенсифицировать процесс теплообмена в трубчатых теплообменниках возможно увеличением площади поверхности теплообмена или коэффициента теплопередачи. Увеличение площади поверхности теплообмена можно достичь изменением геометрических размеров или оребрением теплообменной поверхности, а увеличение коэффициента теплопередачи — изменением скорости потока, режима движения, установкой турбулизаторов и завихрителей (ленточного, шнекового, спирального типа), наложением пульсаций на поток с целью отрыва пограничного слоя, в котором передача тепла происходит в основном теплопроводностью, что ухудшает процесс теплообмена.

В настоящей работе предлагаются мероприятия по интенсификации теплообмена в воздухо-воздушном теплообменнике двухконтурного турбореактивного двигателя АЛ-31-Ф, устанавливаемого на самолёты семейства СУ. В данном теплообменнике часть вторичного воздуха из основной камеры сгорания используется перед подачей на охлаждение конструкции турбины высокого давления охлаждается в трубках. При этом конвективный теплообмен осуществляется следующим образом: от горячего воздуха, проходящего внутри трубок теплообменника, теплота переходит к стенкам трубок, а от стенок — более холодному воздуху второго контура. Таким образом, происходит отвод теплоты от горячего воздуха из основной камеры сгорания, который после этого имеет более низкую температуру, что положительно сказывается на охлаждении деталей турбины и, соответственно, надёжности её работы, а также ресурсе турбины и двигателя в целом.

Как известно, интенсифицировать процесс теплообмена, то есть повысить общий коэффициент теплопередачи, можно, увеличив либо оба коэффициента теплоотдачи со стороны горячего и холодного теплоносителя, либо один из них. Также можно увеличить коэффициент теплопроводности материала стенки, но для этого нужно применить материал трубок теплообменника с большим значением данного коэффициента. Поэтому интенсификация возможна в основном при увеличении коэффициентов теплоотдачи.

Коэффициент теплоотдачи от жидкой или газообразной среды к твердой стенке зависит от множества факторов (геометрических размеров канала, физических свойств горячего и холодного теплоносителей, скорости и режима их движения и т. д.). Поэтому для упрощения расчётов величины используют теорию подобия и прежде всего безразмерные критерии: Рейнольдса (Re), определяющий режим движения (ламинарный, турбулентный) и Прандтля (Pr), характеризующий физические свойства теплоносителя. Для турбулентного режима (в авиационных ГТД течение газа турбулентное), достаточно вычислить только эти два критерия. Зная данные определяющие критерии, по эмпирическим зависимостям для различных режимов, являющихся критериальными уравнениями, можно найти критерий Нуссельта (Nu), являющийся в уравнении определяемым, характеризующим процесс теплообмена между жидкой или газообразной

средой и твёрдой стенкой и представляющий собой безразмерное значение коэффициента теплоотдачи.

Интенсификацию процесса теплообмена в трубе можно осуществить, закручивая поток теплоносителя вокруг продольной оси трубы. Установка устройства завихрения, которое может быть выполнено, например, в виде ленточных завихрителей, обеспечивает закрутку потока, при этом увеличивается скорость теплоносителя и возникают вторичные течения, усиливающие теплообмен между ядром потока и слоем теплоносителя у стенки трубы, в результате чего обеспечивается увеличение коэффициента теплоотдачи.

В работе были проведены расчёты числа Нуссельта и, соответственно, коэффициента теплоотдачи от вторичного воздуха к стенкам трубок воздухо-воздушного теплообменника в двух случаях: при использовании обычных трубок модуля теплообменника и применении в данных трубках ленточных завихрителей потока воздуха. В соответствии с приведённой методикой для воздухо-воздушного теплообменника с геометрическими и термодинамическими характеристиками, как в двигателе АЛ-31Ф, получили, что с установкой ленточных завихрителей коэффициент теплоотдачи получился более чем на 800 единиц больше, чем в теплообменнике, используемом в конструкции двигателя, без завихрителей. В итоге это позволит обеспечить интенсификацию процесса теплообмена между охлаждаемым воздухом, идущим на охлаждение элементов газовой турбины, и охлаждающим воздухом второго контура двигателя. Воздух, охлаждённый интенсивнее, будет иметь меньшую температуру, что позволит охладить горячие части турбины до меньших температур; в свою очередь, это положительно скажется на надёжности и ресурсе турбины, а также всего двигателя в целом.

Разработка плазменных двигателей сверхмалой мощности серии ПлаС

Каплин М.А., Митрофанова О.А., Берникова М.Ю.

АО «ОКБ «Факел», г. Калининград

В статье представлен обзор и текущий статус работ по созданию в ОКБ «Факел» перспективных плазменных двигателей сверхмалой мощности ПлаС-10 и ПлаС-10С для применения в составе малых космических аппаратов. Выполнено исследование мирового технического уровня разработок плазменных двигателей. Сформулированы основные требования, определяющие конкурентоспособность и высокий потенциал коммерциализации разрабатываемых в ОКБ «Факел» двигателей на мировом космическом рынке. Изложена краткая хронология этапов разработки, продемонстрированы экспериментальные результаты испытаний лабораторной модели двигателя. Сформулированы дальнейшие задачи по проекту.

Перспективные полётные задачи требуют от малых космических аппаратов (МКА) автономного выполнения орбитальных маневров как в околоземном, так и в межпланетном пространствах, для чего необходима двигательная установка (ДУ) малой мощности, способная функционировать в условиях дефицита бортового питания МКА (до 100 Вт). Плазменные двигатели сверхмалой мощности смогут заполнить ныне пустующую нишу [1] систем управления движением МКА и предоставить МКА потенциальных заказчиков достаточно высокие значения суммарного импульса тяги для осуществления орбитальных маневров.

Для обеспечения лидирующей позиции ОКБ «Факел» на мировом рынке МКА были инициированы научно-исследовательские работы по созданию конкурентоспособных плазменных двигателей сверхмалой мощности и повышенной тяговой эффективности ПлаС-10 и ПлаС-10С, базирующихся на принципиально новых технических решениях. Двигатели ПлаС-10 и ПлаС-10С являются результатом адаптации концепции разработанных ранее в ОКБ «Факел» двигателей серии ПлаС для сверхмалых мощностей [2]. При разработке двигателей ПлаС-10 и ПлаС-10С основные усилия направлены на обеспечение ключевых параметров данных изделий: сверхмалой мощности разряда и

высокой тяговой эффективности. Характерным типоразмером разрабатываемых двигателей является диаметр средней линии разрядной камеры, составляющий 10 мм. Двигатель ПлаС-10 построен на базе внутреннего цилиндрического анода и содержит в своем составе разработанный ранее в ОКБ «Факел» малорасходный полый катод-компенсатор, характеризующийся относительно большими (применительно к МКА) энергетическими и массогабаритными характеристиками. С целью дальнейшего улучшения интегральных и массогабаритных параметров изделия разработан вариант конструкции плазменного двигателя ПлаС-10С, использующий в своем составе вновь разработанный термоэмиссионный катод-компенсатор с проволочным эмиттером прямого накала, требующий для функционирования более низкой электрической мощности. Кроме того, в целях экспериментального определения наилучшей конфигурации анода в двигателе ПлаС-10С применён наружный цилиндрический анод.

МКА ближайшего будущего, построенные на базе плазменных двигателей сверхмалой мощности ПлаС-10 и ПлаС-10С, будут способны к выполнению всех видов потенциальных полётных задач, требующих высоких значений доступного на борту МКА суммарного импульса тяги: от поддержания параметров относительного положения МКА в составе строгой формации низкоорбитальных многоспутниковых систем и до осуществления полётов исследовательских МКА в дальнее космическое пространство. При этом высокий потенциал модернизации, заложенный в конструкцию двигателей на стадии разработки, определяет возможность повышения тяговых и энергетических характеристик двигателей с течением времени — ключевой фактор, способный обеспечивать поддержание высокого уровня конкурентоспособности ПлаС-10 и ПлаС-10С в дальнейшем.

Список литературы

1. <https://www.nanosats.eu>

2. О.А. Митрофанова, В.В. Гопанчук. Разработка плазменного двигателя сверхмалой мощности. Доклад на семинаре «ДУ для МКА и наноспутников формата CubeSat: новые технологии и перспективы развития», ФГУП «ОКБ «Факел», Калининград, 2019.

Численное исследование влияния масштабного фактора на процесс горения

Клюев А.Ю.

РГАТУ имени П.А. Соловьёва, г. Рыбинск

Для продолжительной работы современных портативных устройств требуются аккумуляторы с высокой энергетической плотностью, которую не могут обеспечить литий-ионные батареи. Альтернативой являются аккумуляторы на основе углеводородного топлива, энергетическая плотность которого в 10-ки раз выше литий-ионной батареи. Аккумуляторы на основе углеводородного топлива получают электроэнергию в результате преобразования тепловой энергии от сгорания топливно-воздушной смеси. В данной работе исследовано влияние масштабного фактора на процесс горения. В качестве расчётной модели используется модель затопленной струи. Для сравнения выбраны масштабы топливного канала: 10-2, 10-3, 10-4 м и воздушного канала 6·10-2, 6·10-3, 6·10-4 м соответственно. Топливо и окислитель, истекающие в атмосферу, взяты в стехиометрическом соотношении. Режим течения топливной и воздушной смеси — ламинарный. Модель турбулентности — к-ε. Для анализа результатов численного моделирования построены графики профилей полной температуры и относительной скорости. Максимальные значения температуры получены во фронте пламени, что характеризуется стехиометрическим состоянием топливно-воздушной смеси. Относительная скорость принимает максимальное значение на центральной оси и независимо от масштаба равно 1,1 на расстоянии 1 калибра, а на расстоянии 20 калибров уменьшается до 0,9. Таким образом, полученные профили полной температуры и относительной скорости эквивалентны. Следует, что влияние масштабного фактора пренебрежимо мало.

Применение численных методов для доводки камер сгорания современных авиационных двигателей по характеристикам распыла топлива

Мингалева С.В., Казимарданов М.Г.

АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь

Постоянно ужесточающиеся нормы Международной организации гражданской авиации по сокращению выбросов вредных веществ от авиационных двигателей предполагали в 2014 г. снижение на 15 % к нормам 2008 г., а к 2020 — снижение на 45 % к нормам 2008 г. параметра эмиссии оксидов азота. Одним из ключевых мероприятий по обеспечению требований к уровню выбросов оксидов азота из камеры сгорания является переход в современных двигателях к использованию пневматических форсунок, которые пришли на смену обычным центробежным форсункам, применявшимся, например, в камере сгорания двигателя ПС-90А. Обеспечение пространственной однородности распределения капель и тонкости (требуемого размера капель) распыливания при проектировании форсунок осложняется необходимостью выполнения значительного объёма экспериментальных исследований характеристик распыливания форсунки. При этом широко применяемые бесконтактные методы зачастую не позволяют отслеживать процесс формирования плёнки топлива и стадий её распада на капли в опытных образцах форсунок камер сгорания. Помимо этого, применяемый экспериментальный подход, в рамках которого форсунки испытываются при давлении окружающей среды, а не том давлении, которое наблюдаются в камере сгорания, даёт относительную систематическую ошибку, достигающую 50 % в случае размеров капель и 10–15 % в случае углов распыла.

Численное моделирование процесса распыливания топлива является в данном случае одним из инструментов, дополняющих экспериментальные методы. К моменту начала работ по внедрению пневматических форсунок подходы к их моделированию ещё не были разработаны; во многом это было связано с недостаточным уровнем развития вычислительной техники в конце 90-х — начале 2000-х годов. Именно в 2010-х годах, в которые проводилось настоящее исследование, мощности суперкомпьютеров достигли того уровня, когда возникла возможность применять численные методы, позволяющие моделировать распад топливной плёнки и образование капель топлива в форсунках авиационных двигателей.

Цели настоящей работы состояли в том, чтобы 1) разработать подходы к моделированию распыливания топлива в форсунках, 2) применить созданную методологию для проектирования камер сгорания. В последние годы также появилась потребность в изменении методологии проведения расчётов распыла с целью импортозамещения и перехода на российское программное обеспечение.

В рамках первой цели были изучены различные численные методы, которые позволяют моделировать распыл топлива: метод моментов, метод объёма жидкости и различные его модификации. В конечном итоге, методология моделирования распыливания топлива была построена на базе простого метода объёма жидкости с динамическим дроблением сетки на границе раздела и без использования моделей турбулентности. Несмотря на то, что такой подход сейчас применяется для моделирования распыла как в России, так и за границей, используемые сетки, как правило, не разрешают все масштабы турбулентности и уровень дробления сетки на границе раздела недостаточен, чтобы достигнуть сеточной сходимости по размерам капель. Для того, чтобы обосновать моделирование распыла с такими допущениями, в АО «ОДК-Авиадвигатель» были проведены расчёты на очень мелких сетках в форсунках с упрощённой геометрией. В результате был сделан вывод о том, что с одной стороны в расчётах на грубых сетках получается верхняя оценка для размеров капель, а с другой — размеры капель, если они меньше определённой величины, не оказывают значимого влияния на получаемые при расчёте горения результаты. Соответственно, если в расчёте диаметры капель получились меньше этой величины, то отсутствует практический смысл в дальнейшем дроблении ячеек расчётной сетки. Ещё один вывод состоял в том, что

получаемое в расчёте пространственное распределение потоков керосина слабо зависит от размера ячейки расчётной сетки.

Место расчётов распыла топлива в процессе проектирования камеры сгорания определяется тем, что это нестационарный расчёт, требующий 3–4 недели для получения результатов. Соответственно, при проектировании, например, ПД-14 в АО «ОДК-Авиадвигатель» было проведено небольшое количество таких расчётов — всего около 10. Использованы они были для доводки камеры сгорания с целью устранения окружной неравномерности в распределении топлива, а также его попадания на стенки камеры сгорания. Помимо этого, полученные из расчёта размеры капель задавались в качестве начального приближения при моделировании горения, при этом пересчёт распыла топлива при внесении небольших изменений в конструкцию не проводился. Стоит отметить, что производительность компьютеров существенно выросла за последние 10 лет, что позволяет в настоящее время проводить большее количество расчётов распыла топлива в форсунках, чем это было при проектировании ПД-14.

Следующая цель, которая решалась в рамках настоящего исследования, состояла в изменении методологии проведения расчётов распыла с целью импортозамещения и перехода на российское программное обеспечение, в котором отсутствует возможность перестройки расчётной сетки на каждом шаге по времени с целью дробления её ячеек на границе раздела. Без этой возможности расчёт распыла в полной геометрии оказывается невозможен и единственный выход — это расчёты в упрощённой постановке. Проведение таких расчётов показало, что из результатов двухмерного расчёта на упрощённой геометрии можно реконструировать значения размеров капель, которые бы получились в трёхмерном расчёте.

Таким образом, в результате выполнения настоящей работы удалось, во-первых, разработать методику моделирования распыла топлива в пневматических форсунках камер сгорания, а во-вторых, применить её для доводки камеры сгорания по характеристикам распыла.

Универсальный роботизированный комплекс для испытательного производства

Пермяков А.И., Шабунин А.А., Гуляев М.Н.
АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь

В испытательном производстве газотурбинных двигателей для проведения инженерных, сертификационных и приёмо-сдаточных испытаний по измерению эмиссии газообразных вредных веществ, дыма, нелетучих частиц используются различные системы измерения. В данной работе рассмотрены недостатки существующих систем, предложена новая система, которая благодаря универсальности, преимуществам расширяет область применения и круг решаемых задач испытательного производства не только газотурбинных двигателей, но и других типов двигателей. Новая система активно эксплуатируется в АО «ОДК-Авиадвигатель» и имеет широкий спектр потенциальных потребителей на российском и мировых рынках.

Преимущества новой системы:

- 1) гибкая (позволяет устанавливать различные штанги с различными измерительными элементами: пробоотборник, приёмник давления, приёмник температуры и другое; устанавливать штанги с форсункой распыла воды — для намораживания льда в требуемых зонах и другое);
- 2) мобильная (обеспечивает удобство перемещения и монтажа на различных испытательных стендах);
- 3) позволяет выполнять измерения на различных испытательных стендах (открытый стенд, закрытый стенд, установка испытания отдельных узлов двигателя и другое);
- 4) позволяет выполнять измерения на объектах исследования различной геометрии и размерности в широком диапазоне точек на различном удалении;

- 5) позволяет позиционировать различные штанги в заданных точках с требуемой точностью в режиме реального времени;
- 6) может эксплуатироваться при температурах от -30 до $+40$ °C (могут быть расширены).

Газовая двигательная установка коррекции для наноспутников

Прохоренко И.С., Каташов А.В., Каташова М.И.

АО «ОКБ «Факел», г. Калининград

С развитием цифровых технологий и миниатюризации космической техники в перспективе всё более широко будут применяться микроспутники массой (10–100) кг и наноспутники массой (1–10) кг, которые, как правило, выводятся на орбиту в качестве попутной полезной нагрузки. Для доведения на целевые орбиты, поддержания их параметров, а также последующего сведения с орбиты необходимы эффективные двигательные установки коррекции. Указанные спутники и космические аппараты имеют небольшие габариты и ограниченную бортовую электрическую мощность.

Целью данной работы является создание компактной двигательной установки коррекции наноспутников формата CubeSat (являющегося наиболее популярным в настоящее время стандартом малых спутников) с минимальной массой, минимальными габаритными размерами и минимальным энергопотреблением основе газового двигателя малой тяги, которая должна обеспечивать: выдачу импульса для перехода наноспутника с орбиты выведения на рабочую орбиту, выдачу импульса для поддержания требуемой орбиты в течение заданного срока активного существования и выдачу импульса для схода с орбиты.

Одним из перспективных вариантов такой двигательной установки является двигательная установка на газе. В качестве рабочего тела может применяться газообразный азот, обеспечивающий получение наилучших энергомассовых характеристик газореактивной системы в сравнении с водородом, гелием, аргонном, ксеноном, метаном и другими газами. Азот обладает удовлетворительными эксплуатационными свойствами и имеет низкую стоимость.

Для выдачи газовой двигательной установкой максимального суммарного импульса тяги предполагается использование сжатого азота до давления не более 39,2 МПа (400 кгс/см²) и газового двигателя с возможностью подогрева его камеры электронагревателем.

Для реализации функционирования двигательной установки коррекции, где предполагается использование сжатого газа давлением до 39,2 МПа (400 кгс/см²) в качестве рабочего тела или в качестве газа наддува для других двигательных установок, в ОКБ «Факел» была разработана арматура высокого давления: клапан пусковой, клапан управляющий, заправочное устройство малогабаритное.

В данной работе произведена разработка технического облика газовой двигательной установки коррекции для наноспутников и разработана её конструкция, адаптированная под стандарты рамы наноспутника формата CubeSat.

Данная двигательная установка коррекции выполнена в виде моноблока и построена на базе системы наддува современных жидкостных ракетных двигательных установок с электротермокаталитическими двигателями малой тяги производства ОКБ «Факел». Она обладает следующими достоинствами: малые габариты, низкое энергопотребление, простота конструкции, высокая надёжность, постоянная тяга двигателя, не зависящая от температуры, и высокие динамические характеристики.

По результатам разработки получены следующие габаритно-массовые характеристики двигательной установки: геометрические размеры — не более 148×96×94 мм, что соответствует формату 1,5U наноспутников CubeSat, масса — не более 2 кг.

Энергопотребление двигательной установки:

– в режиме начальной подготовки — не более 5 Вт;

– в режиме подготовки газового двигателя к функционированию — не более 5 Вт;

– при функционировании двигательной установки — не более 10 Вт.

В предлагаемой компоновочной схеме газовой двигательной установки коррекции объём баллонов суммарно составляет 0,25 л, масса заряжаемого в баллоны азота давлением 39,2 МПа (400 кгс/см²) — 0,09 кг. Таким образом, суммарный импульс тяги газовой двигательной установки составит не менее 65 Н·с. При массе космического аппарата или наноспутника 5 кг изменение характеристической скорости составит 12,5 м/с.

Исследование применения RANS-подхода при CFD-моделировании течения в турбинных решётках со смыканием вторичных течений

Ремизов И.А., Добровольский И.С.

ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск

Методология проектирования турбин ГТД в настоящее время широко использует методы вычислительной газовой динамики CFD. Как правило, численные модели рабочего процесса турбин, используемые при газодинамической доводке и оптимизации, базируются на предположении о квазистационарности рабочего процесса турбины и изотропности турбулентности. Это позволяет выполнять расчёт в стационарной постановке с использованием RANS подхода и полуэмпирических моделей турбулентности. Такой подход к численному моделированию процессов газодинамики в турбинах связан, в первую очередь, с экономией вычислительных ресурсов и времени на расчёт. Стационарные расчёты в настоящее время широко применяются как в конструкторских бюро, занимающихся проектированием газовых турбин, так и в научных исследованиях. Нестационарные расчёты достаточно трудозатратны для инженера, и говорить об их широком практическом применении в настоящий момент не приходится. Однако стационарный расчёт не всегда позволяет очень точно оценить характеристики лопаточных венцов турбины. Особенно это касается лопаточных венцов малой размерности, которые характерны для турбин высокого давления современных ГТД.

Также необходимо отметить, что ввиду практического отсутствия на сегодняшний день на промышленных предприятиях и научных институтах в России конкурентоспособных вычислительных кластерных комплексов и экономии инженером-конструктором времени на подготовку расчётной модели, рабочий процесс в турбине моделируют с использованием допущения о периодичности. Считается, что течение в лопаточных венцах одинаково в окружном направлении.

При этом возникает вопрос о правомерности сопоставления результатов моделирования при использовании описанных выше упрощений с результатами эксперимента.

Поэтому целью данной работы является совершенствование процесса проектирования современных газовых турбин путём разработки практических рекомендаций по применению CFD-методов при проектировании турбинных решёток со смыканием вторичных течений.

Биметаллическое рабочее колесо турбины с охлаждаемыми лопатками

Ремпель Г.Б.

Производственный комплекс «Салют» АО «ОДК», г. Москва

Биметаллическое рабочее колесо турбины представляет собой безрамковую конструкцию, изготавливается по технологии «БЛИСК», где лопатки выполнены одним целым с диском. При этом лопатки и диск изготавливаются из разных марок жаропрочных сплавов и соединяются при помощи диффузионной сварки в процессе горячего изостатического прессования. Достоинства биметаллического рабочего колеса состоят в

отсутствии необходимости выполнять обод диска для «ёлочного» соединения лопаток с диском и в большой площади контакта лопатки с диском.

Отсутствие обода снижает массу рабочего колеса в целом и перераспределяет массу ротора, обеспечивая более лёгкое вращение ротора и повышая его долговечность.

Уменьшение массы колеса ведёт к уменьшению инерционности ротора, улучшению его динамических характеристик, т.е. уменьшению времени приёмистости, облегчению запуска и увеличению частоты вращения ротора турбины, которая достигается благодаря повышенной напорности новых компрессоров. По данным зарубежных исследователей, именно тяжёлый обод диска с замками лопаток в настоящее время сдерживает реализацию увеличения частоты вращения ротора турбины. В свою очередь, повышение газодинамической эффективности рабочего колеса турбины приводит к возможности повышения КПД двигателя.

Отсутствие обода и замков лопаток позволяет снизить массу рабочего колеса ТВД двигателя АИ-222-25 на 24 %. При этом, учитывая облегчение колеса на значительном отдалении от ступицы, и как следствие, снижение центробежной нагрузки, возможно дальнейшее снижение массы за счёт уменьшения толщины обода и ступицы диска. Общее снижение массы рабочего колеса возможно на более чем 30 %.

Применение центробежного колеса закрытого типа в компрессорах ТВаД и ТВД мощностью 400–1100 л. с

Синякин В.П.

Московский авиационный институт, г. Москва

Центробежные колёса применяются в компрессорах, предназначенных для различных целей, например, в авиационных ГТД, в турбонасосных агрегатах ракетных двигателей, в газоперекачивающих станциях, в насосах различного назначения и т. д.

В данной работе было выполнено исследование центробежной ступени компрессора малоразмерного ГТД мощностью 400–1100 л. с. В процессе исследования возникла проблема перетекания воздуха в радиальном зазоре, что существенно ухудшает КПД компрессора такого двигателя.

Было предложено конструктивное решение применения центробежного колеса закрытого типа. Такие рабочие колёса применяются в турбонасосных агрегатах ракетных двигателей. Это связано с тем, что рабочее тело является жидкостью, а не воздухом, как в компрессорах авиационных ГТД. Колёса такого типа имеют относительно высокий КПД и максимальный напор. Центробежное колесо закрытого типа состоит из основного диска, покрывного диска и закрепленных между ними лопастей. Покрывной диск является концевой частью пера лопатки компрессора и предназначен для снижения напряжений от вибрации и уменьшения перетекания воздуха, а также для решения ряда других проблем.

Для обеспечения корректной работы данной технологии было спроектировано лабиринтное уплотнение, которое устанавливается на входе в центробежную ступень, над покрывным диском. Это необходимо для того, чтобы воздух не попадал в радиальный зазор между статором и ротором, тем самым полностью исключаются потери при перетекании воздуха в канале.

Анализ конструкции такого плана показал, что она имеет как серьёзные достоинства, так и существенные недостатки, и может применяться только в определённых условиях работы, характерных для компрессоров малоразмерных ТВаД и ТВД.

Литература:

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. — М.: Машиностроение, 2008. Т. 1 - 3.
2. Сиротин Н.Н., Новиков А.С., Пайкин А.Г., Сиротин А.Н. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS-технологий В. — М.: Наука, 2011. Кн. 1: Конструкция и прочность ГТД и ЭУ.

3. Агульник А.Б., Бакулев В.И., Голубев В.А., Кравченко И.В., Крылов Б.А. Термогазодинамические расчёты и расчёты характеристик авиационных ГТД /Под ред. В.И. Бакулева: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2002
4. Ржавин Ю.А. Осевые и центробежные компрессоры ДЛА. - М.: Изд-во МАИ, 1993

Отбор деталей ГТД для изготовления с помощью аддитивных технологий

¹Стариков П.А., ²Козляков П.Ю., ³Попарецкий А.В.

¹АО «ОДК», г. Москва, ²ПАО «ОДК-Сатурн», ³«ОКБ им. А. Люльки»

По мере совершенствования технологий аддитивного производства растёт потребность в рациональных и эффективных методологиях для определения деталей, пригодных для производства с помощью аддитивных технологий, а также для получения представления о том, какие преимущества для конкретной детали открывает применение этих технологий. Скрининг деталей для изготовления с применением аддитивных технологий проводится с целью обеспечения подготовки производства, предусматривающей взаимосвязанное решение конструкторских и технологических задач, направленных на повышение производительности труда, достижение оптимальных трудовых и материальных затрат и сокращение времени на производство

До настоящего времени методология выбора деталей для аддитивного производства в основном зависела от уровня компетенций пользователя, что значительно ограничивало её повсеместное использование. Для интеграции процедуры скрининга в процессы разработки и постановки на производство деталей и сборочных единиц необходима разработка методологии, учитывающей множество факторов, а также основанной на многокритериальной модели принятия решений, которая в меньшей степени зависит от компетентности конкретного пользователя в части аддитивных технологий.

В данной работе продемонстрирована методология принятия решения для отбора деталей и сборочных единиц для аддитивного производства. В первую очередь проводится отработка конструкции детали на технологичность на всех стадиях разработки конструкторской документации, при технологической подготовке производства и, в обоснованных случаях, при изготовлении детали. Для успешной реализации методологии необходимо постоянное совершенствование условий выполнения работ при производстве деталей с применением аддитивной технологии и фиксация принятых решений в технологической документации. В рамках методологии рассматривается количественная оценка технологичности конструкции детали с учётом ряда факторов, с последующим проведением технологического контроля конструкторской документации. В результате проводится подготовка и внесение изменений в конструкторскую документацию по результатам технологического контроля, обеспечивающих достижение базовых значений показателей технологичности.

На примере реальной детали продемонстрирован принципиальный облик реализации методологии в части отбора и подготовки к производству. Также в рамках данной работы рассмотрена возможность последующей консолидации деталей и сборочных единиц для облегчения конструкции.

Разработка и внедрение технологии восстановления кожуха термопары турбины газотурбинной установки

Старков Д.А., Котельников А.В.

АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь

Работа посвящена разработке технологии восстановительного ремонта детали газотурбинного двигателя кожуха термопары методом лазерной порошковой наплавки. В работе использовался метод лазерной порошковой наплавки с применением присадочного порошка жаропрочного кобальтового сплава марки Stellite 6 (производство Германия). Наплавка проводилась в защитной среде аргона. Подача порошка производилась в среде

гелия. Обработка технологии восстановительного ремонта проводилась на образцах кожухов термпар из материала ЭИ868 и включала следующие этапы: механическое удаление части кожуха термпары на высоту дефекта; восстановление высоты кожуха термпары методом лазерной порошковой наплавкой необходимым количеством слоёв; термообработка в вакууме; капиллярный контроль; металлографическое исследование микрошлифов наплавленных слоёв. Металлографические исследования наплавленных технологических образцов показали однородную структуру, отсутствие трещин и несплавлений, результат удовлетворительный. Объёмная доля пор в материале наплавки 0,15 % с максимальным размером пор 43,4 мкм. Твёрдость наплавленных слоёв — 50 HRC. Капиллярный метод контроля показал отсутствие индикаций. На данный момент восстановленные кожуха термпар эксплуатируются в составе газотурбинных установок (ГТУ) ПАО «Лукойл». Условный экономический эффект составил 7,8 млн. руб. В рамках импортозамещения проведена работа по замене присадочного материала сплава марки Stellite 6 на отечественный аналог ВЗК (производство АО «ПОЛЕМА» г. Тула).

Оценка влияния анизотропии свойств композитного материала в тепловом контакте с металлическими поверхностями на основе 3-мерного моделирования микрорельефов соприкасающихся поверхностей

Талалаева П.И., Сладков И.С., Голиков Н.С.
Московский авиационный институт, г. Москва

В настоящее время поиск новых материалов для использования в конструкции энергоустановки является преимущественной задачей в работе конструктора. При разработке современных газотурбинных энергоустановок всё чаще возникает вопрос о том, как повысить эффективности двигателя. В такой ситуации инженерам требуется исследовать новые материалы, которые целесообразно применить в авиационном конструктивных элементах двигателя летательного аппарата содержат множество разнообразных сопряжений, через которые могут протекать тепловые потоки различной интенсивности. Для стабильного функционирования изделия необходимо знание теплового режима, для определения которого нужно иметь значения контактного термического сопротивления (КТС). Целью данной работы является разработка методики расчёта теплового состояния деталей из композиционных материалов, учитывающая анизотропию теплофизических свойств материалов, нагрев и смещение поверхностей относительно друг друга. Результаты механического анализа могут быть импортированы в тепловой анализ, в результате которого может быть получена сравнительная характеристика по величине КТС и полю температур в зависимости от направленности волокон в композите. Представлена методика расчёта для контактной пары композит-металл с учётом различной ориентации волокон в композите. Заданная 3-мерная модель поверхности включает в себя анизотропию свойств материала. Расчётно-теоретические исследования по моделированию процессов контактного теплообмена были проведены для 3-х вариантов направления укладки волокон в композитном материале. Исследовано то, как различная ориентация волокон влияет на величину контактного термического сопротивления, а также произведена валидация по общепринятым формулам ряда авторов. Данные исследования направлены на обеспечение надёжности и оценки поля температур деталей с анизотропией свойств. Грамотное использование анизотропии свойств материала, направления укладки позволит проектировать элементы, гарантирующие надёжность и повышение эффективности конечного изделия.

Разработка метода расчёта и создание вихревой регулирующей арматуры для управления силовыми установками

Усс А.Ю.

МГТУ имени Н. Э. Баумана, г. Москва

Работа посвящена разработке метода расчёта и созданию вихревой регулирующей арматуры (ВРА). ВРА не содержит механически подвижных частей и может применяться там, где невозможно применение существующих запорно-регулирующих устройств: для управления высокотемпературными, химически агрессивными и запыленными газами.

Основными странами, где велись разработки ВРА, были Россия, США, Великобритания, Германия, Чехия, Канада. Данный тип арматуры применялся при создании высоконадёжных и компактных средств управления летательными аппаратами, которые могут противостоять сильнейшим перегрузкам, радиационным и электромагнитным воздействиям. В результате обзора научно-технической литературы обнаружено множество систем автоматического управления с применением ВРА, преобладающую часть которых составляют системы управления тягой и вектором тяги силовых установок, системы управления газом наддува в топливный бак ЖРД, системы впрыска топлива в ЖРД, а также в ПВРД.

Известные математические модели (ММ) рабочего процесса, протекающего в рабочей полости ВРА, имели ряд допущений: течение в вихревой камере двумерное, не учитывалось влияние стенок рабочей полости, не учитывалась вязкость рабочей среды, а также не учитывалось взаимопроникновение потока управления в поток питания. Кроме того, рассмотренные ММ основывались на эмпирических зависимостях, которые на практике могут служить лишь в первом приближении для расчёта подобного рода конструкций.

На практике течение рабочей среды в рабочей полости ВРА представляет собой трёхмерный характер и его возможно математически описать только при помощи ММ в трёхмерной постановке в приближении распределённых термодинамических параметрах, которая позволила бы рассчитывать и исследовать рабочий процесс, протекающий в рабочей полости ВРА с учётом действия стенок полости, а также вязкости рабочей среды.

Значительные отклонения результатов расчётно-теоретических и экспериментальных исследований параметров рабочей среды в проточной полости ВРА подтверждают необходимость дальнейшего развития методов расчёта и создание ММ в приближении распределённых термодинамических параметров с учётом вязкости рабочей среды.

В связи с отсутствием отлаженных алгоритмов проектирования, большинство из рассмотренных схем так и не было доведено до широкого практического применения. В связи с этим, авторами разработан алгоритм проектирования ВРА, который включает в себя ряд этапов. На первом этапе проведён синтез расчётной схемы, при помощи разработанной классификации по ряду конструктивных и функциональных признаков. Определён объект исследования и сформулированы основные допущения, позволяющие упростить описание процессов, протекающих в рабочей полости ВРА. Определена расчётная область и основные расчётные зависимости, описывающие течение рабочего тела в рабочей полости ВРА. Определены условия однозначности: граничные и начальные условия, дополняющие составленную систему дифференциальных уравнений, входящих в состав ММ. Рабочие процессы в рабочей полости ВРА описаны в приближении распределённых термодинамических параметров состояния газа. Разработана ММ и метод расчётно-теоретического исследования рабочих процессов, протекающего в рабочей полости ВРА. Затем проведено математическое моделирование рабочих процессов в рабочей полости ВРА. В результате выполненных численных исследований получено представление о протекающем рабочем процессе в рабочей полости ВРА и определены основные параметры устройства. С применением метода аддитивных технологий создан экспериментальный образец ВРА. На следующем этапе разработан программно-аппаратный комплекс, который включает в себя: экспериментальный стенд, программное

обеспечение, предназначенное для управления режимами работы и регистрации показаний измерительных устройств. Разработанный программно-аппаратный комплекс позволяет исследовать рабочие характеристики ВРА, а также проводить испытания различных конфигураций ВРА. Создана методика проведения эксперимента и проведена серия экспериментальных исследований. Проведена обработка результатов экспериментальных исследований характеристик ВРА, а также проверка экспериментальных исследований на воспроизводимость. Сопоставление результатов экспериментальных с расчётно-теоретическими исследованиями позволило сделать заключение об адекватности ММ.

При помощи Шлирен-метода на базе разработанного стенда исследовано течение газа из сопел различной конфигурации. Результаты экспериментальных исследований легли в основу разработки теоретических основ рабочего процесса (основанном на взаимодействии потоков и вихревом течении рабочей среды), протекающего в рабочей камере ВРА.

Разработанный алгоритм проектирования ВРА прошёл верификацию на принципиально новой геометрии рабочей полости с торообразной вихревой камерой и распределённой по периметру вихревой камеры подачи питающего и управляющего потоков рабочей среды, которая позволяет снизить значение давления управления, при котором происходит эффект загибания потока питания. Предложена новая геометрия рабочей полости, которая позволяет дискретно переключать поток питания либо в тангенциальном, либо в осевом направлении, таким образом создавая или устраняя закрутку потока в вихревой камере, что позволяет получить определённый расход и давление на выходе из вихревой регулирующей арматуры.

В результате проделанной работы предложен математический аппарат, позволяющий разработчикам исследовать рабочие характеристики новых конструкций ВРА, получать новые знания об объекте исследования, проводить разработку новых образцов ВРА в интерактивном режиме, а также повысить эффективность проектирования и сократить сроки их разработки.

Предложенный подход прошёл апробацию при создании газореактивного привода, в котором реализована система управления тягой при помощи ВРА.

Список литературы

1. Бугаенко В.Ф. Bugaenko V.F. Пневмоавтоматика ракетно-космических систем [Pneumatic automation of space rocket systems]. Москва, Машиностроение, Moscow, 1979. 168 p.
2. Залманзон Л.А. Теория элементов пневмоники [Pneumatic elements theory]. Москва, Наука, 1969. 508 с.
3. Лебедев И.В., Трескунов С.Л., Яковенко В.С. Элементы струйной автоматики [Elements of jet automation]. Москва, 1973, стр. 289—314.
4. Works MSTU №244. Research and calculation of inkjet elements and chains of automatic control systems. 1977.
5. A. Yu. Uss and A.V. Chernyshev, "The Development of the Vortex Gas Pressure Regulator", *Procedia Engineering*, (Moscow, 2016), vol.152. pp. 380-388
6. A. Yu. Uss, A. V. Chernyshyov, and V.I. Krylov. "Development of Gas Pressure Vortex Regulator", *AIP Conference Proceedings* 1876, 020025 (2017); doi: 10.1063/1.4998845.
7. A.Yu. Uss, N.V. Atamasov, A.V. Chernyshev. "Development of the Calculation Method and Designing of a Vortex Jet Device for Gas Flow Regulation Purposes", *AIP Conference Proceedings*, (2019); doi: 10.1063/1.5122078.

Разработка универсальной коробки двигательных агрегатов перспективных двигателей с цифровой системой автоматического управления для модернизации комплексов оперативно-тактической авиации

Федоров И.В., Антонов Д.И., Кузнецов А.М.

ОКБ им. А. Люльки, г. Москва

В статье описана конструкция универсальной коробки двигательных агрегатов для двигателя пятого поколения и перспективного двигателя для авиационных комплексов разработки «ОКБ Сухого» с указанием отличий от прототипов, применяемых методов и результатов проектирования. Сформированные технические требования на универсальную коробку двигательных агрегатов с большим количеством габаритных ограничений и с увеличенной передаваемой мощностью были выполнены. Дополнительно были сделаны акценты на упрощение, оптимизацию, унификацию и сокращение количества входящих деталей по результатам опыта многолетней эксплуатации прототипов, что помимо снижения массы позволило снизить стоимость изготовления и ремонта универсальной коробки двигательных агрегатов. В результате проектирования оформлен комплект документации на универсальную коробку двигательных агрегатов с новой кинематической схемой, которая одновременно обеспечивает передачу крутящего момента на приводной вал выносной коробки агрегатов, устанавливаемой на борту самолёта в составе с двигателем с гидромеханической системой автоматического управления и привода двигательных агрегатов, расположенных под обвязку двигателя с цифровой системой автоматического управления. Применение разработанной универсальной коробки двигательных агрегатов в составе перспективных двигателей с цифровой системой автоматического управления позволит выполнить модернизацию боевых самолётов оперативно-тактической авиации воздушно-космических сил Российской Федерации без переделки мотоотсека и гидросистемы самолёта.

Исследование технологий импульсного лазерного излучения и воздуха высокого давления на качество и производительность сверления и резки деталей авиастроения

Хайруллина Л.Р.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

В настоящее время инновационная деятельность сопровождается созданием и развитием инновационной инфраструктуры. В неё могут быть включены как рыночные, так и нерыночные организации, фирмы, объединения, охватывающие весь цикл от генерации новых научно-технических идей и их отработки до выпуска и реализации наукоёмкой продукции.

Анализ данных показал, что в России внедрение инноваций в промышленность происходит более быстрым темпом, чем в других странах. Стоит заметить, что показатели развитых стран превышают количество внедрений инноваций, но по другим не менее важным отраслям не обгоняют Россию. Статистика выявляет количество внедрённых результатов по отдельным отраслям промышленности, таких как: добыча полезных ископаемых, обработка производства. В данном случае не учитываются другие отрасли, которые могли бы скорректировать среднестатистические показатели внедрений в других странах и изменить результаты исследований.

Совмещение с другими факторами производства. При возможной попытке введения технологических инноваций поднимается вопрос жёсткости технологической системы. В связи с этим, новые технологии могут плохо внедряться в старые производственные процессы, и вследствие этого не подходить. Из этого образуются препятствия, которые мешают нововведениям и требуют дополнительных ресурсов. Сюда же можно отнести

низкую отдачу введённого оборудования в связи с низким уровнем подготовки рабочих, включённых в процесс.

Достоверность результатов основана на исследованиях учёных и исторических данных. Работа вносит существенный вклад в развитие инновационной деятельности как на предприятиях, так и в образовательных учреждениях.

Перспективы применения малых ядерных двигательных установок для исследования космического пространства

Хамадов Р.Р., Федюнин Д.А., Коротков А.И.

Московский авиационный институт, г. Москва

В настоящее время существует немало проблем, которые нам поможет решить освоение дальнего космоса. Нехватка ресурсов, проблема перенаселения заставляют человечество искать новые пригодные для жизни планеты. Кроме того, в процессе создания кораблей и аппаратов, способных выполнять такие задачи, развивается наука и появляются различные технические устройства, которые облегчают и бытовую жизнь в том числе. Например, первый прототип современной камеры был разработан в качестве устройства для съёмки Земли с искусственного спутника. Дальние космические полёты связаны с различными проблемами, такими как большие объёмы топлива и ограниченная масса полезного груза. Поэтому такая сложная кампания требует использования лёгкой двигательной установки (ДУ), которая сможет в течение длительного срока обеспечивать полёт КА, имея малый расход топлива. В настоящий момент есть два основных типа космических двигателей, классифицируемых по своим источникам энергии: химические и атомные. В редких случаях для полётов к дальним планетам Солнечной системы и за её пределы используются ионные двигатели. ЖРД и ТРД достигли пределов своих модернизаций и уже не способны обеспечивать проекты дальнего космоса, а ионные двигатели малоэффективны. Жидкостные и твердотопливные требуют использования слишком больших объёмов топлива, кроме того, они имеют сравнительно небольшой КПД, а конструкция и принцип работы ионных и электрических двигателей не позволяет развивать большую тягу. В тоже время, конструкция ЯДУ позволяет снизить потребность в топливе: та масса, которая в ракете используется для хранения окислителя, в случае использования ядерного двигателя может быть перераспределена на полезную нагрузку и дополнительный объём водорода, что позволит увеличить дальность полёта.

Для выполнения заявленных выше задач необходимо усовершенствовать имеющиеся модели ЯДУ. Основной характеристикой любого двигателя является удельный импульс. Нашей целью является увеличение его значений выше 900 с. Для этого необходимо увеличить температуру в активной зоне реактора до 3 000 К. Из этого следует, что необходимо применять в конструкции двигателя такие материалы, которые способны выдерживать такие температуры в течение длительного времени, то есть обладать высокой термостойкостью. Топливо, используемое в реакторе, должно обладать кроме термостойкости коррозионной стойкостью. Окислительные процессы происходят вследствие того, что реакция деления ядер происходит в среде водорода.

Литература

1. P.M. Sforza, M.L. Shooman, D.G. Pelaccio, A safety and reliability analysis for space nuclear thermal propulsion systems, *Acta Astronaut.* 30 (1993) 67-83.
2. J. Leppanen, *Serpent e A Continuous-Energy Monte Carlo Reactor Physics Burnup Calculation Code*, VTT Technical Research Centre of Finland, 2013.
3. K.A. White, *Liquid Droplet Radiator Development Status*, NASA-TM-89852, 1987.
4. S. Borowski, D. McCurdy, T. Packard, Nuclear thermal rocket/vehicle characteristics and sensitivity trades for NASA's Mars design reference architecture (DRA) 5.0 study, in: *Proceedings of Nuclear and Emerging Technologies for Space (NETS-2009)*, ANS, Atlanta, GA, USA, 2009.
5. J. Paniagua, G. Maise, J. Powell, Converting the ISS to an Earth-Moon transport system using nuclear thermal propulsion, in: *Space Technology and Applications International Forum (STAIF 2008)*, AIP, Albuquerque, NM, USA, 2008, pp. 492-502.

Проектирование электромагнитного клапана жидкостного ракетного двигателя с улучшенными динамическими характеристиками

Чубенко Т.А., Максимов А.Д.
Самарский университет, г. Самара

Электромагнитные клапаны являются элементами, наиболее часто используемыми для управления потоками жидкостей, они находят широчайшее применение в энергетике, нефтяной, химической, пищевой, фармацевтической промышленности и в других областях техники. В системах управления жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) электромагнитные клапаны используются как в качестве главных клапанов, например, топливные клапаны, так и в качестве управляющих агрегатов, обеспечивающих приведение в действие главных клапанов и других устройств с помощью подвода к ним энергии сжатого газа с высоким давлением.

Последовательность работы топливных клапанов, скорость их открытия и закрытия, характер изменения гидравлического сопротивления, герметичность узлов — всё это входит в число факторов, определяющих характер переходного процесса изменения режима в камере двигателя. Поэтому целью работы стало проектирование электромагнитного клапана с улучшенными динамическими характеристиками относительно ближайших аналогов при моделировании рабочих процессов с помощью современных конечно-элементных пакетов программ, которые позволяют существенно уменьшить время определения характеристик магнитной системы клапана.

Были проведены расчёты в трёх наиболее доступных пакетах программ:

- FEMM (от англ. Finite Element Method Magnetics): данный пакет предназначен для расчёта двумерных магнитных полей и достаточно лёгок в освоении;
- модуль EMAG пакета прикладных программ NISA: данный модуль обеспечивает более широкий анализ различных электромагнитных явлений, чем FEMM;
- Ansys Maxwell, ведущий программный продукт для 2D- и 3D-моделирования электромагнитных полей.

Для создания расчётной модели клапана была использована осесимметричная магнитная модель, которая состояла из магнитопровода, якоря, обмотки катушки и стопа. При расчётах рассматривался наихудший случай работы клапана, т. е. с наибольшим значением дросселирования тяги, путём изменения массового расхода, при максимальном входном давлении в поле допуска на рабочий зазор.

Исходные данные для расчёта клапана:

- номинальное давление рабочей среды — $P_{\text{раб}}=25$ атм;
- максимальное давление рабочей среды — $P_{\text{раб.max}}=50$ атм;
- напряжение открытия — $U=27-34$ В;
- массовый расход — $\dot{m}=23$ г/с;
- коэффициент дросселирования массового расхода — $k=0,5-3$;
- перепад давления на седле — $\Delta p=3$ атм;
- рабочий ход — $\delta p=0,4 \pm 0,1$ мм.

При расчёте учитывались возможные зазоры между магнитопроводом и стопом, а также между якорем и магнитопроводом, технологические выемки. Элементом магнитной системы были присвоены соответствующие свойства материала, магнитомягкой стали, с зависимостью индукции B от напряжённости H магнитного поля. В качестве граничных условий задавалась плотность тока в катушке $j = 3,5$ А/мм², которая зависит от количества витков, геометрии катушки и напряжения, подаваемого на клапан. Также моделировалось условие периодичности и окружающая клапан среда.

В результате расчётов было получено поле распределения магнитной индукции в конструкции клапана, а также определены величины силы тяги электромагнита и магнитной индукции в рабочем воздушном зазоре между якорем и стопом. При доводке магнитной системы с учётом теоретических расчётов параметров клапана были увеличены толщины магнитопровода и стопа, а для улучшения динамических

характеристик — уменьшена толщина якоря. Спроектированный клапан обладает достаточно малым энергопотреблением и улучшенным временем единичного включения. Что в дальнейшем позволяет при помощи параметрических расчётов усовершенствовать конструкцию электромагнитного клапана при минимальных затратах на различные стендовые испытания.

НАПРАВЛЕНИЕ № 3

**Системы управления,
информатика
и электроэнергетика**

Разработка высокодобротной оптической схемы для кольцевого моноблочного гироскопа с лазерным диодом

Авершин А.А.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Анализ направлений и способов боевого применения сил и средств, а также развития системы оперативного обеспечения ведения боевых действий показывают, что круг решаемых беспилотными летательными аппаратами (БЛА) задач постоянно расширяется.

Для БЛА применение средств инерциальной навигации является необходимым условием использования. В обстановке активного радиоэлектронного противодействия со стороны противника, инерциальные навигационные системы (ИНС) позволяют БЛА в режиме автономного полёта выполнять разведывательные и ударные миссии даже в случае полной потери связи с центром управления и отсутствия сигналов от наземных и спутниковых навигационных систем.

Наиболее востребованными и привлекательными для БЛА являются бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС), так как они имеют ряд преимуществ: высокая информативность и универсальность; высокая точность формирования выходной информации; высокая скорость выдачи информации; высокая надёжность; высокая устойчивость к вибрационным и ударным воздействиям; меньшие массогабаритные параметры; меньшее энергопотребление. Реализация потенциальных преимуществ автономной БИНС для БЛА потребовала разработки чувствительных элементов (ЧЭ), удовлетворяющих их требованиям.

Как показывает проведённый анализ особенностей создания и работы ЧЭ для БИНС на базе кольцевого лазерного и волоконно-оптического гироскопов в плане устранения выявленных недостатков разрабатываемая перспективная конструкция лазерного гироскопа должна базироваться на моноблочном оптическом контуре с открытыми оптическими каналами и использовать лазерный диод как источник электромагнитного излучения.

Всё это делает актуальной задачу анализа конструкции и добротности оптической схемы кольцевого моноблочного гироскопа с лазерным диодом (КМГ с ЛД) для дальнейшего повышения точности и надёжности выходных характеристик навигационной системы.

Целью работы является разработка высокодобротной оптической схемы для кольцевого моноблочного гироскопа с лазерным диодом.

В ходе выполненных исследований автором решена актуальная научная задача, состоящая в разработке моделей элементов обвязки оптической схемы, оптического контура кольцевого моноблочного гироскопа с лазерным диодом и методики расчёта его рациональных конструктивно-технологических решений для БИНС БЛА.

Результаты проведённого численного моделирования позволяют говорить, что поставленная цель исследования достигнута — разработана высокодобротная оптическая схемы для кольцевого моноблочного гироскопа с лазерным диодом. Повышена потенциальная точность ЧЭ для БИНС БЛА на основе кольцевого моноблочного гироскопа с лазерным диодом с высокодобротной оптической схемой за счёт формирования информационного сигнала с потенциальным случайным дрейфом равным $0,8 \cdot 10^{-3}$ град/ $\sqrt{ч}$, что превышает аналогичный показатель для 1-го класса точности БИНС (ГОСТ РВ 52 339-2005).

Дальнейшие разработки в рамках данного исследования позволят использовать КМГ с ЛД с высокодобротной оптической схемой не только в качестве чувствительного элемента для существующих БИНС, применяемых для БЛА, комплексов наземного, морского и авиационного базирования, но и в бортовых системах ракетной техники, в системах управления оружием для новой бронетехники, в системах наведения и стабилизации прицелов для боевых машин пехоты и десанта, а также в системах

целеуказания для применения высокоточных боеприпасов авиации, неуправляемых и управляемых артиллерийских боеприпасов.

Разработка математической модели датчика первичной инерциальной информации на основе гироскопа Ковалевской

Бабунов А.В.

Филиал ФГУП «НПЦАП» — «ПО «Корпус», г. Саратов

На сегодняшний день актуальным направлением развития гироскопических приборов является повышение информативности и точности при уменьшении габаритов.

Как правило, для получения полной инерциальной информации подвижного объекта (ПО) необходимо на его борту установить целый комплекс различных навигационных приборов, например, датчики угловой скорости, которые могут измерять угловую скорость вокруг одной, двух, или даже трёх осей (последнее встречается куда реже остальных), акселерометры, измеряющие ускорения вдоль одной, двух и трёх осей (как и в случае с датчиками угловой скорости, последний случай встречается намного реже остальных).

Целью работы является составление математической модели однороторного датчика на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом, а именно моделирование возможности измерения трёх компонентов угловой скорости ПО и двух компонентов кажущегося ускорения.

Устройство и некоторые свойства рассматриваемого датчика описаны в [1-3].

В ходе проделанной работы была выведена математическая модель работы пятикомпонентного датчика первичной инерциальной информации, разработан алгоритм и его реализация в среде MathCAD, а также получены графики переходных процессов. Результаты математического моделирования позволяют подтверждают возможность измерения трёх компонентов угловой скорости ПО и двух компонентов кажущегося ускорения.

1. Плотников П.К. «Трёхкомпонентный измеритель угловой скорости на основе гироскопа Ковалевской с пружинным подвесом». Патент на полезную модель № 175218, 2017 г.

2. Плотников П.К. «Трёхкомпонентный измеритель угловой скорости на основе гироскопа Ковалевской сферической формы с электростатическим подвесом». Патент на полезную модель № 163835, 2016 г.

3. Плотников П.К. «Теоретические предпосылки к обоснованию возможности использования гироскопа Ковалевской в качестве трёхкомпонентного измерителя угловой скорости» Доклады Академии наук, 2018, том 479, № 4, с. 395—398.

Струйный способ металлизации проводящего рисунка печатных плат

Бараковский Ф.А.

Московский авиационный институт, Москва

Традиционный процесс металлизации серийно выпускаемых печатных плат в гальванических линиях имеет ряд недостатков, связанных с большим объёмом электролита, находящегося в ваннах [1]. Параметры электролита становится трудно контролировать и поддерживать в нужных пределах, что только увеличивает стоимость эксплуатации гальванических ванн. Такое решение малопривлекательно для мелкосерийного производства [2]. Вместе с тем его доля в производстве печатных плат неуклонно растёт [3]. Одновременно усложняются технологические операции контроля параметров металлизации, что является препятствием для автоматизации процесса [4].

Для разрешения этих проблем предлагается использовать новый способ струйной металлизации. В работе представлено его техническое решение, которое позволяет упростить технологическую операцию металлизации рисунка печатных плат и уменьшить его стоимость, а также создать предпосылки для автоматизации процесса. Разработанный способ осуществляет металлизацию рисунка печатных плат непрерывно

рециркулирующим потоком электролита, что позволяет пользователю исключить использование громоздких гальванических ванн, что упрощает автоматизацию и операции объективного контроля процесса. Также в работе приведены теоретические послышки о физических ограничениях скорости металлизации и путей их преодоления, позволяющие сделать вывод о перспективности предложенного способа для ускорения процесса металлизации печатных плат [5]. Показаны экономические преимущества использования разработанного нового способа металлизации печатных плат для условий мелкосерийного производства.

ЛИТЕРАТУРА

1. Lundquist J., Медведев А., Салтыкова В. Системы прямой металлизации // Компоненты и технологии. — 2003. — № 4. — С. 204-207.
2. Степанов В. Прямая металлизация печатных плат: да или нет? // Компоненты и технологии. — 2002. — № 22. — С. 140-141.
3. Информационно-аналитический «Центр современной электроники». Отчёт исследования российского рынка печатных плат // ООО «СОВЭЛ». — 2018. — 90 с.
4. Терешкин В., Григорьева Л., Фантгоф Ж. Металлизация отверстий печатных плат // Производство электроники, технологии, оборудование, материалы. 2006. — № 1. — С. 64-66.
5. Слипченко Н. И., Юзвешин В. Ф. Исследование процессов скоростной металлизации печатных плат и путей её реализации // РИ — 1999. — №4 — С. 26—30.

Радионавигационное обеспечение солнечной космической электростанции

Баркова М.Е.

АО «Российские космические системы», г. Москва

Солнечная космическая электростанция состоит из передающего и принимающего сегментов. Передающий сегмент СКЭС представляет собой один космический аппарат (КА) или систему КА. Принимающий сегмент может быть представлен КА, нуждающимися в энергии, или ректеннами наземного базирования, которые представляют собой нелинейные антенны для преобразования лазерного транслирующего излучения в электричество.

Основная проблема статьи — накопление и трансляции солнечной энергии на приёмное устройство с минимальными потерями мощности.

Цель данной работы — создание радионавигационного обеспечения солнечной космической электростанции (СКЭС).

Актуальность этой работы состоит в увеличении числа привлекаемых возобновляемых источников энергии и, в том числе, солнечной энергетики; отсутствие способов удержания энергии транслирующего луча [1, 2, 3].

По виду обеспечения СКЭС делится на:

- техническое обеспечение (технические параметры космического сегмента СКЭС, выбор орбиты и модели движения КА исходя из его конструктивных особенностей и определение координат пунктов с ректеннами);

- радионавигационное обеспечение (частота трансляции энергии (сигнал), наведение на целевой объект при трансляции энергии, синхронизация сегментов).

В рамках исследования создано радионавигационное обеспечение СКЭС (площадь солнечного коллектора, масса КА, мощность трансляции, ширина диаграммы направленности, диаметр линзы лазера, время заряда аккумулятора), некоторые аспекты которого рассмотрены в данной работе.

Научная новизна разработанной методика выбора орбиты космического аппарата передающего сегмента СКЭС заключается в выборе орбиты КА в зависимости от некоторых технических параметров (ширина диаграммы направленности, диаметр линзы лазера) и, впервые, с учётом потерь мощности при трансляции энергии.

Научная новизна разработанной методики выбора режимов радионавигационного обеспечения СКЭС состоит в трансляции на КА, нуждающимся в энергии при минимальной дальности до КА, и способе учёта потерь мощности при трансляции

энергии; впервые был выведен допуск удалённости ректенн от подспутниковой точки в зависимости от затухания колебаний, выведена формула времени разряда аккумулятора. Научной новизной является разработанный способ наведения и удержания транслирующего луча (синхронизации) передающего и принимающего сегментов СКЭС для эффективной трансляции энергии, отличающийся от имеющихся тем, что трансляция энергии осуществляется лазерным каналом при вхождении в зону радиовидимости ректенны или при сближении со снабжаемым энергией космическим аппаратом или станцией.

Автором предложен тензор инерции, состоящий из однородной пластины (солнечный коллектор), трёхстепенного шарнира (корпус КА) и конуса (передающая антенна), имитирующих ориентацию солнечного коллектора на Солнце, а передающей антенны — на целевой объект. Впервые выведен тензор смещения, позволяющий выполнить переориентировку КА с учётом межвиткового смещения трассы полёта [6, 7].

Безоговорочная заслуга автора — создание изобретения под названием «Солнечная космическая электростанция» и её технического и радионавигационного обеспечения.

Некоторые алгоритмы методики выбора параметров и режимов СКЭС нашли внедрение в АО «Российские космические системы».

Литература

1. Сысоев В.К. Космические солнечные электростанции, как преодолеть барьер недоверия. ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина». Электронный научный журнал "Исследовано в России", <http://zhurnal.ape.relarn.ru/articles/2013/015.pdf>

2. A US-INDIA POWER EXCHANGE TOWARDS A SPACE POWER GRID Brendan Dessant, Nicholas Picon, Carlos Rios, Shaan Shah, Narayanan Komerath Daniel Guggenheim School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta 2011.

3. Nagatomo Makoto. An Approach to Develop Space Solar Power as a New Energy System for Develop Countries. Institute of Space and Astronautical Science, Space Power Systems Section, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, 229 Japan. 2009.

4. Сысоев В.К., Барабанов А.А., Дмитриев А.О., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Суйменбаев Б.Т. Анализ компоновочных схем демонстрационной солнечной космической электростанции Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 77 www.mai.ru/science/trudy/

5. Майоров А.А., Непоклонов В.Б., Куприянов А.О., Давлатов Р.А., Мацкин Е.Л., Рождественский Д.А. Экспериментальные исследования влияния ионосферных эффектов на спутниковые определения // Изв. вузов. Геодезия и аэрофотосъёмка. - 2014. - №4. - С.7-12.

6. Баркова М. Е. О выборе параметров орбиты космического сегмента солнечной космической электростанции // Труды МАИ, 2016, №89, http://mai.ru/upload/iblock/ea1/barkova_rus.pdf

7. Баркова М. Е. Определение координат ректенн с использованием методов космической геодезии // Геология, география и глобальная энергия, А.: 2016, №89, С. 36-43.

8. Jiang, J. Desired Compensation Adaptive Robust Control of Mobile Satellite Communication System with Disturbance and Model Uncertainties [Text] / J. Jiang, Q. Chen, B. Yao, J. Guo]. — Int. J of Innov. Comp., Informat. and Contr. — 2013. — Vol. 9. — No 1. — P.P. 153-164/

9. Баркова М. Е. Технологическая схема эксплуатации солнечной космической электростанции. //Информация и космос, С.-П.: 2016, №3, С.167-174.

10. Теория массового обслуживания: учеб. пособие / И.В. Солнышкина. — Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2015. — 75 с.

11. Иванова В.Р., Киселев И.Н. Частотно-регулируемый электропривод для энергосбережения и оптимизации технологических процессов в электротехнических комплексах. Известия высших учебных заведений. ПРОБЛЕМЫ ЭНЕРГЕТИКИ. 2019;21(5):59-70. <https://doi.org/10.30724/1998-9903-2019-21-5-59-70>

Классификационный анализ аналитических и вероятностных методов прогнозирования состояния сложных систем

^{1,2}Брусникин П.М., ¹Дудкин С.О.

¹Московский авиационный институт, ²Филиал ПАО «Корпорация «Иркут» «Центр комплексирования», г. Москва

В работе рассматриваются аналитические методы прогнозирования и методы статистической классификации для решения задачи прогнозирования состояния сложных систем на борту ЛА, такие как: математическое моделирование, операторный метод, метод прогнозирования одномерных временных рядов, метод потенциальных функций, метод зон и метод обобщенной точки.

Развитие отечественной и мировой авиационной промышленности охарактеризовано постоянным темпом наращивания количества и сложности функций, выполняемых отдельными системами на борту летательного аппарата. Всё чаще такие системы представляют собой авиационные комплексы, являющиеся сложными системами. Усложнение систем приводит в целом к увеличению сроков обслуживания и требует внедрения предиктивных моделей, позволяющих проводить непрерывный и периодический контроль состояния систем, формируя прогноз состояния систем на основе параметрической или статистической информации.

В работе рассматриваются аналитические методы прогнозирования и методы статистической классификации для решения задачи прогнозирования состояния сложных систем на борту ЛА.

Среди класса аналитических методов прогнозирования состояния сложных систем выделяют ряд методов, которые способны решить задачу определения протекания процесса на протяжении будущего отрезка времени в конкретной размерности. Среди этих методов: математическое моделирование — метод, основанный на машинном эксперименте, позволяющий предсказать ход процессов, установить сроки контроля системы; операторный метод — позволяет описать большой класс процессов, однако имеет ограничения на точность; метод прогнозирования одномерных временных рядов, который имеет возможность наложения дополнительных условий, повышающих точность прогноза, основан на математическом аппарате теории интерполяции.

В целом перечисленные методы направлены на получения аналитического выражения для описания математической модели исследуемого процесса, однако имеют свои недостатки: не учитывают случайную составляющую влияния на работоспособность и требуют объемное количество изначальной информации об изменении параметров.

Рассматривая прогнозирование на основе статистической классификации, следует обратить внимание на метод зон и метод обобщенной точки, которые позволяют быстро осуществить прогнозирование, но мало применимы для сложных систем и не учитывают случайной составляющей.

Метод потенциальных функций — метод обучения распознаванию образов, основанный на аппроксимации решающей функции с помощью разложения её в ряд по известной системе функций. Данные методы предоставляют возможность адаптации и самообучения, использования как вероятностных моделей, так и детерминированных, однако этим методам необходима выборка данных по объекту одного типа с объектом, показатели которого необходимо прогнозировать. В случае если выбраны методы статистической классификации, задача прогнозирования сводится к методам распознавания объектов и образов и применением нейросетей.

Для решения задачи прогнозирования состояния сложных систем каждый из рассматриваемых методов не полностью позволяет покрыть задачу прогнозирования состояния сложных систем. Для всех методов требуется большой объем априорных данных. Исходя из результатов анализа ясно, что необходим комплексный подход для решения поставленной задачи.

Список литературы

1. Дмитриенко А. Г. Техническая диагностика. Оценка состояния и прогнозирование остаточного ресурса технически сложных объектов : учебное пособие / А. Г. Дмитриенко [и др.]; под ред. Д. И. Нефедьева, Б. В. Цыпина ; Министерство образования и науки Российской Федерации, Федеральное гос. бюджетное образовательное учреждение высш. проф. образования "Пензенский гос. ун-т" (ПГУ). Пенза : Изд-во ПГУ, 2013. 61, [1] с. : ил.; 21 см. ISBN 978-5-94170-635-8. Текст : непосредственный.

2. Брускинин П. М. Разработка архитектуры бортовой системы технического обслуживания с применением концепции распределённой ИМА / П. М. Брускинин, Е. С. Неретин, С. О. Дудкин. ISBN978-5-4465-2536-2 — Текст : непосредственный// Все-российский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. — 2019. — вып. 11 С. 158-159.

3. Горлов, М. И., Строгонов, А. В., Арсентьев, А. В. Прогнозирование процесса деградации технических характеристик ИС методом окон с использованием нейронных сетей // Успехи современной радиоэлектроники. — 2008.— № 12. — С. 73-77.

Активное демпфирование низкочастотных упругих колебаний конструкции космического аппарата двигателями ориентации

Жирнов А.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королёв

В работе описывается алгоритм управления ориентацией структурно неустойчивого космического аппарата (КА) [1], позволяющий управлять модой его движения соответствующей твёрдому телу и демпфировать низкочастотные упругие колебания его конструкции с помощью одного и того же набора двигателей ориентации (ДО).

При управлении ориентацией таких аппаратов работа ДО в импульсном режиме приводит к усилению упругих колебаний конструкции, влияние которых ухудшает качество управления и может привести к недопустимым нагрузкам на конструкцию. При этом возникает противоречие, затрудняющее управление КА: попытка гашения возникших упругих колебаний приведёт к потере поддерживаемой ориентации, и наоборот попытка привести КА к требуемой ориентации будет усиливать колебания конструкции КА. При наличии низких или сверхнизких частот собственных колебаний конструкции КА, это сильно увеличивает время стабилизации.

Для решения описанных проблем был разработан алгоритм, состоящий из двух законов управления, работающих в разные моменты времени: релейный закон управления ориентацией КА как твёрдого тела и релейный закон активного демпфирования. Алгоритм анализирует текущее состояние вращательного движения КА на фазовой плоскости. Когда фазовая траектория, соответствующая движению твёрдого тела, оказывается в пределах зоны нечувствительности релейного алгоритма управления ориентацией, осуществляется активное демпфирование упругих колебаний конструкции [2]. Таким образом, процессы управления ориентацией КА и гашения упругих колебаний конструкции разнесены во времени, тем самым решается проблема управляемости.

Чтобы проанализировать текущее состояние вращательного движения необходимо оценивать угловую скорость абсолютно твёрдого тела и упругие составляющие угловой скорости доминирующих тонов упругих колебаний конструкции в месте установки датчика угловой скорости (ДУС). Для этой цели можно использовать наблюдатель Люенбергера, который обрабатывает показания ДУС и строится на основе уравнений модели динамики вращательного движения КА с учётом упругих колебаний конструкции [3]. Однако параметры данной модели (собственные частоты и коэффициенты влияния тонов упругих колебаний) являются квазистационарными и могут меняться с течением времени, что приводит к неточности получаемых оценок и ухудшению качества управления. Поэтому возникает необходимость также и в идентификации параметров модели объекта управления, что реализуется с помощью адаптивного наблюдателя.

Адаптивный наблюдатель представляет собой настраиваемую модель объекта управления, которая реализуется на борту в виде системы разностных уравнений в режиме реального времени. Оцениваемыми компонентами вектора состояния являются компоненты вектора абсолютной угловой скорости аппарата как твёрдого тела, а также компоненты, описывающие динамику доминирующей гармонике упругих колебаний конструкции. Идентифицируемыми параметрами являются частота доминирующего тона упругих колебаний конструкции объекта управления, а также коэффициенты влияния, которые являются произведением линейных форм колебаний в местах расположения ДО и угловых форм в месте расположения ДУС и характеризуют распределение приращения момента импульса между движением объекта управления как абсолютно твёрдого тела и его упругими колебаниями. Идентификация проводится методом градиентного спуска на каждом такте бортового компьютера, при этом минимизируется положительно определённая квадратичная форма невязки между измеренной угловой скоростью и суммой выходных переменных бортовой модели (оценка угловой скорости как твёрдого тела и оценка скорости доминирующего тона упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС) [4].

При одновременной идентификации собственной частоты и коэффициента влияния система является ненаблюдаемой, поэтому процесс идентификации необходимо разделять во времени в зависимости от работы ДО. В периоды неактивности ДО идентифицируется собственная частота, а в моменты импульсного включения или выключения ДО идентифицируется коэффициент влияния.

Область сходимости в пространстве весовых коэффициентов получаемых наблюдателем оценок была найдена с помощью алгебраического критерия Гурвица для дискретных систем. Числовые значения весовых коэффициентов наблюдателя выбираются из найденной области с учётом некоторого запаса по сходимости.

С помощью метода D-разбиения найдена область устойчивости системы в пространстве параметров алгоритма активного демпфирования (собственная частота колебаний и коэффициент усиления обратной связи), и исследовано её изменение для разных значений величины запаздывания управляющего воздействия.

Представлены результаты математического моделирования, подтверждающие работоспособность предложенных алгоритмов.

1. Колесников К.С. Динамика ракет. — М.: Машиностроение, 2003.
2. Тимаков С.Н., Жирнов А.В. Алгоритм активного демпфирования упругих колебаний конструкции Международной космической станции. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2014, № 3 (96), С. 37–53.
3. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н., Тимаков С.Н. Использование адаптивного наблюдателя в контуре управления международной космической станции в качестве самонастраивающегося полосового фильтра. — Изв. РАН. ТиСУ. — 2012. — №4. — С. 88–100.
4. Жирнов А.В., Тимаков С.Н. Алгоритм диагностики отказов двигателей ориентации МКС на основе самонастраивающейся бортовой модели динамики углового движения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2016, № 4 (109), С. 98–114.

Исследование показателей качества генерируемого напряжения авиационного синхронного генератора

Здорова М.В., Широков А.А., Харьковина О.А.
Московский авиационный институт, г. Москва

Совершенствование летательных аппаратов (ЛА) на сегодняшний день является одной из приоритетных задач технологического развития. В связи с этим широкое распространение получили концепции более электрифицированного самолёта (БЭС) и полностью электрического самолёта (ПЭС), в которых гидравлическая и пневматическая системы заменяются электрической. Однако это приводит к росту потребления

электрической энергии, что ведёт за собой и рост мощностей электрических генераторов на ЛА.

При разработке электрических генераторов ЛА нового поколения необходимо учитывать требования, предъявляемые к электрооборудованию ЛА (ЭЛА). Формально, многие требования не отличаются от требований, предъявляемых к аналогичным видам общепромышленного и транспортного электрооборудования. Но специфика условий работы ЭЛА и та роль, которую играет электроэнергия на борту ЛА, накладывают свой отпечаток на их реализацию. Одним из основных требований, предъявляемых к генераторам, является удовлетворение качества генерируемой электроэнергии [1].

Существующие методики проектирования авиационных генераторов не учитывают показатели качества, а их оценка проводится на основе коэффициентов. Это в ряде случаев обуславливает увеличенные габаритные размеры генератора, а также может привести к тому, что выходные параметры могут выйти из допустимого диапазона. Это усложняет разработку и дальнейшее использование генераторов на борту ЛА. Это означает, что показатели качества необходимо оценивать до создания макетного образца.

Статья посвящена комплексному исследованию показателей качества генерируемого напряжения авиационного синхронного генератора с применением конечно-элементного анализа в программном продукте Ansys Maxwell на примере системы электроснабжения переменного трёхфазного тока с номинальным напряжением 115/200 В постоянной частоты 400 Гц. В работе приведён способ оценки показателей качества генерируемой электроэнергии с помощью применения конечно-элементного анализа. Для проверки этой идеи выполнен аналитический расчёт авиационного синхронного генератора, создана модель в Ansys Maxwell и проведено моделирование генератора в различных режимах работы при симметричной и несимметричной нагрузке. По результатам моделирования построены осциллограммы выходных напряжений, по которым проведена оценка качества электроэнергии [2, 3]. В заключение, сделан вывод, что результаты моделирования основного каскада удовлетворяют требованиям ГОСТ во всех рассмотренных режимах работы [4]. Показано, что предложенный метод позволяет оценить показатели качества генерируемого напряжения на стадии разработки электромеханического преобразователя.

В дальнейшем планируется разработка комплексной методики проверки показателей качества генерируемого напряжения для трёхкаскадных синхронных генераторов системы электроснабжения переменного трёхфазного тока с номинальным напряжением 115/200 В постоянной частоты 400 Гц [4].

Библиографический список

1. Под ред. Грузкова С. А. Электрооборудование летательных аппаратов. Том 1. Системы электроснабжения летательных аппаратов. — М.: Изд-во МЭИ. — 2005. — 568 с.
2. Автоматизированный расчёт авиационного синхронного генератора: Учеб. пособие к курсовому и дипломному проектированию / С.В. Журавлев, Б.С. Зечихин. — М.: Изд-во МАИ, 2011. — 59 с.
3. Берая Р. И., Тихонова О. В., Малыгин И. В., Пластун А. Т. Изучение влияния демпферной обмотки на работу синхронной машины в несимметричных режимах в программном пакете «ANSYS MAXWELL» / Вестник МАИ. т. 18. №6. — с. 39-46.
4. ГОСТ Р 54073-2017. Системы электроснабжения самолётов и вертолётов. Общие требования и нормы качества электроэнергии. М.: Стандартинформ.

Определение удельных параметров ВТСП электрических машин для перспективных летательных аппаратов

Кадеров В.А., Малевич Н.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

В последнее время идеи создания электрического транспорта становятся всё более актуальны в связи с нарастающими проблемами загрязнения среды. Многие проекты уже воплощены в жизнь, например, электрокар, который вошёл в повседневную жизнь.

Следующий важный шаг — это создание более электрических самолётов и полностью электрических воздушных судов. Концепция более электрических самолётов и полностью электрических самолётов подразумевает разработку совершенно новой энергетической системы. Основными частями такой системы будут электродвигатели и генераторы, которые должны обладать чрезвычайно высокой удельной мощностью. В этом случае применение высокотемпературных сверхпроводников выглядит очень перспективным. ВТСП характеризуются высокой плотностью тока и низкими потерями мощности из-за отсутствия сопротивления в обмотке при питании постоянным током, что позволяет увеличить линейную нагрузку и КПД. Чтобы продемонстрировать актуальность использования сверхпроводниковых технологий на борту самолёта в статье проводится анализ удельной мощности трёх ВТСП-машин с различными конструктивными схемами активной зоны. В работе машины рассчитаны на мощности 0,5МВт, 1МВт, 1,5МВт, 2МВт для построения зависимости удельной мощности от выходной для определения наиболее перспективных вариантов, которые способны прийти на замену традиционным машинам. Расчёт решено проводить в два этапа. Первый этап — аналитический расчёт, в результате которого с помощью алгоритма выбираются лучшие варианты. По условию алгоритма лучшим считается вариант с наибольшей удельной и объёмной мощностью. Далее результат проверяется в среде моделирования с помощью конечно-элементного анализа. Это даёт возможность учесть допущения, принятые при аналитическом расчёте. Опираясь на полученный результат, можно сделать вывод о целесообразности перехода на ВТСП-технологии и составить прогноз на ближайшее будущее.

Разработка робастной системы управления пьезогидравлическим распределительным устройством

Козырь А.В.

Тульский государственный университет, г. Тула

В работе предлагается конструкция и рассматриваются характеристики распределительного устройства с пьезоэлектрическим исполнительным элементом, функционирующим при высокой температуре. Показано, что пьезоэлемент в гидравлических распределительных устройствах позволяет обеспечить высокие моменты усилия и быстродействие, что приводит к упрощению конструкции гидропривода. Однако параметры пьезопроводов существенно зависят от температуры окружающей среды, особенно при температуре выше 120 °С, что выше температуры точки Кюри. В работе разработана упрощённая математическая модель пьезогидравлического распределительного устройства, учитывающая влияние температуры как параметрическую неопределённость. Далее в работе разработан контроллер, обеспечивающий робастные свойства замкнутой системы управления пьезогидравлическим распределительным устройством, в терминах теории Н ∞ . В системе Matlab проводится моделирование разработанной системы управления, показана нечувствительность объекта управления к параметрическим отклонениям, вызванными изменениями температуры. Использование пьезоактуаторов в гидравлических и пневматических усилителях является новым подходом к построению таких устройств. Использование пьезоэлемента в качестве исполнительного элемента позволяет существенно расширить динамический диапазон распределительного устройства, то есть частотный диапазон обработки полезного сигнала. Необходимость увеличения частотной полосы распределительных устройств связана с увеличением быстродействия и точности современных приводов. Пьезоактуаторы могут работать на частотах выше 200 Гц, что невозможно реализовать в распределительных системах с электромагнитным исполнительным элементом. Однако использование пьезоактуаторов в качестве исполнительных устройств в распределителях имеет ряд ограничений, связанных с высокой температурой рабочего тела (газа, гидравлической жидкости). При изменении температуры существенным образом меняются физические параметры актуатора. Таким

образом, необходимо располагать методикой синтеза систем управления не чувствительной к изменению параметров пьезоактуатора. Обзор известной литературы показывает, что к настоящему времени конструкций пьезораспределительных систем практически не существует.

Преимущества новой конструктивной схемы ротора основного каскада для авиационного синхронного генератора над классической схемой

Коренчук К.Ю.

АО «УАПО», холдинг «Технодинамика», г. Москва

Высокооборотный авиационный генератор по прочности имеет малый диаметр, который увеличивает длину машины. В длинной машине появляется увеличенный прогиб вала и критические частоты в рабочем диапазоне частот вращения. Однако данные ограничения открывают возможность использования конструктивной схемы нового типа, в которой ротор выполнен в виде неавтополосного массива [1].

При вращении ротора с установившейся угловой скоростью несбалансированный пакет листов создаёт упругий выгиб вала в сторону действия центробежной силы, которая уравнивается силой, обусловленной жёсткостью вала. Большой прогиб в паре с недостаточной жёсткостью конструкции ротора приводит к появлению в нижнем диапазоне частот вращения критических частот, которые не позволяют разгонять роторы авиационных синхронных генераторов до высоких частот вращения [2], [3].

В работе представлены исследования прогиба и частот вращения роторов авиационных синхронных генераторов с постоянными магнитами и массивом с электромагнитным возбуждением для определения наибольшей жёсткости и критических частот. В обоих случаях схемы роторов позволяют поднять диаметр вала для увеличения мощности электрической машины при предельно допустимом по прочности диаметре за счёт увеличения длины машины и использования массива.

Конечным этапом данных исследований является сравнение результатов конструктивных схем массивного ротора с электромагнитным возбуждением [1] и ротора с постоянными магнитами [2] с целью доказательства наилучшего решения.

Библиографический список

1. Коренчук К.Ю. Новая конструктивная схема ротора основного каскада для высокооборотного авиационного синхронного генератора повышенной мощности// XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения — 2020». Москва. Сборник тезисов докладов, — М.: МАИ, 2020. С. 563.

2. Мисютин Р.Ю., Автоматизированное проектирование авиационных генераторов с постоянными магнитами: автореферат к.т.н. - М., 2015.

3. 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.

Оптимизация параметров пространственного алгоритма угловой стабилизации на различных участках спуска в атмосфере возвращаемого аппарата типа «фара»

¹Косачёв В.В., ²Ильющенко Л.А.

¹Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный

²ПАО «РКК «Энергия», г. Королёв

Ключевой задачей современной пилотируемой космонавтики является задача безопасного возвращения экипажа на Землю (управление движением на участке спуска). Условия данной задачи крайне нетривиальны: необходимо с относительно высокой частотой выдавать адекватные управляющие воздействия в условиях непредсказуемо меняющейся среды, а также ряда технических ограничений, накладываемых на измерительные и исполнительные органы аппарата, вычислительную бортовую аппаратуру. Помимо указанных условий, проявляющих себя в «реальном времени» в ходе

спуска, перед комплексом управления стоят также задачи общего характера: формирование траектории, попадающей в заданный полигон с заданным промахом, оптимизация расхода топлива на отдельных атмосферных участках, безопасное распределение участков повышенных перегрузок по траектории, действующих на аппарат и экипаж, и пр. Наконец, передовой задачей пилотируемой космонавтики сегодня является задача многоразового использования возвращаемых аппаратов (ВА), что естественным образом ужесточает многие из упомянутых требований к управлению и бросает новые вызовы.

В данной работе рассматривается два принципиально отличающихся алгоритма управления движением ВА (многоразового использования из состава пилотируемого транспортного корабля нового поколения) на участке спуска в атмосфере: терминальный алгоритм управления спуском (ТАУС) и пространственный алгоритм угловой стабилизации. Первый основывается на априорном распределении двигателей по группам (каналам управления), назначении для каждой из них зон нечувствительности, и подборе активных двигателей, которые будут формировать командный угол. Второй заключается в разбиении участка спуска на определённые диапазоны, подборе ряда параметров для каждого из них таким образом, что в статистическом смысле управление выходит наиболее эффективным по ряду показателей, и в формировании в каждый отдельный момент времени потребной тяги наилучшей из доступных комбинаций исполнительных органов, независимо от их канальной принадлежности согласно ТАУС.

По результатам рассмотрения будет представлен сравнительный анализ обоих алгоритмов в части количества затрачиваемого топлива, отклонения от первоначальной зоны приземления и перегрузок, воздействующих на членов экипажа.

Библиографический список

1. Охочимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.
2. Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Сихарулидзе Ю.Г. Концепция терминального управления спуском при входе аппарата в атмосферу Земли с околокруговой скоростью// Изв. РАН. ТиСУ. 2014. № 2. С. 122—129.
3. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. М.:Наука, 1975.
4. Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г. Алгоритмы управления угловым движением спускаемого аппарата при возвращении от Луны. Изв. РАН. ТиСУ. 2017. № 3. С. 148—156.
5. Евдокимов С.Н., Ильющенко И.С., Ильющенко Л.А., Климанов С.И., Алгоритм стабилизации возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля «Федерация» при спуске в атмосфере Земли. ХЛІ АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВИКЕ, Секция №17, 2017.

Исследование неустойчивости масштабного коэффициента МЭМС гироскопов и выработка методических рекомендаций для её учёта

Крылов А.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Для высокоманёвренных летательных аппаратов необходима навигационная система, обеспечивающая точные показания линейных ускорений и угловых скоростей во всём диапазоне измерений. Используемые для малых беспилотных летательных аппаратов, ракет малой дальности и прочих небольших устройств МЭМС-датчики имеют значительные погрешности, имеющие как систематическую, так и случайную составляющие. Наиболее важным параметром при равновероятном использовании всего диапазона гироскопов становится неустойчивость масштабного коэффициента.

Масштабный коэффициент цифрового МЭМС-датчика — отношение измеренного сигнала в кодах АЦП для цифровых датчиков или в вольтах для аналоговых к заданной угловой скорости для гироскопов. Неустойчивость характеристики датчика — изменение

этой характеристики во времени при отсутствии изменения задаваемой измеряемой величины, а также других факторов, таких как температура, давление окружающей среды и других.

В данной работе предпринимается попытка выделить различные составляющие нестабильности масштабного коэффициента. Для проверки обоснованности разделения параметров и определения их свойств и веса в различных условиях необходимо провести испытания, результаты которых могут способствовать выработке методических рекомендаций для калибровки и испытаниях МЭМС-датчиков.

Проводилось несколько различных испытаний 12 однотипных датчиков сериями с целью установления значений каждой погрешности, а также исследования их изменчивости и связи между собой. Исследовались нестабильность в процессе одного включения, нестабильность от включения к включению, изменчивость нестабильность в процессе одного включения от включения к включению, нестабильность в процессе хранения, изменчивость нестабильности от включения к включению, зависимость этих параметров от величины задаваемого воздействия (угловой скорости).

Из наиболее важных результатов испытаний можно выделить экспоненциальное возрастание нестабильности масштабного коэффициента при движении от края диапазона к нулю, неизменность нестабильности от включения к включению и увеличение нестабильности при продолжительном хранении. Интересно, что в процессе хранения в основном изменяется именно систематическая составляющая масштабного коэффициента, при этом можно считать, что изменяется лишь одна передаточная характеристика для всего диапазона угловых скоростей.

По итогам исследования определён вес различных составляющих масштабного коэффициента, приведены методические рекомендации для учёта найденных особенностей. Эти особенности говорят об ограничении применения МЭМС-датчиков в области систем, где невозможна периодическая перекалибровка.

Радиационная нагрузка при авиаперелётах

Лифанова Р.З.

Российский университет дружбы народов, г. Москва

В связи с недавним масштабным повсеместным внедрением технологий, которые являются потенциальными источниками электромагнитного излучения, все биологические объекты подвержены влиянию ЭМИ. Помимо живых систем, электромагнитные поля оказывают эффекты и на электронную технику, в том числе, на системы управления самолётом.

Известно, что ведутся исследования по разработке и совершенствованию электромагнитного оружия, что в очередной раз доказывает важность и уровень опасности рассматриваемого фактора как для людей, так и для электроники. Создание полупроводниковых приборов, интегральных схем, устройств цифровой техники, широкое внедрение этих средств в радиоэлектронную аппаратуру привели к восприятию угрозы ЭМИ как нового вида терроризма — электромагнитного.

В представленной работе рассмотрено ЭМИ природного и техногенного происхождения в роли возможного фактора, влияющего на эмоциональное, физическое состояние здоровья человека при авиаперелётах, а также на приборы системы управления воздушного судна. Предложена защита человека от негативного влияния ЭМИ в виде улучшения антиоксидантной защиты организма, укрепления высшей нервной деятельности, а также снижение угрозы возникновения негативных последствий влияние рассматриваемого фактора на электронную технику воздушного судна путём усиления требований относительно выключения телефонов во время взлёта и посадки самолёта, учёта радиационной нагрузки на той или иной части маршрута авиатранспорта при его прокладывании и совершенствования материалов, применяемых при строительстве самолётов, в области их радиозащитных свойств.

О векторных алгоритмах решения задач сбора космического мусора

Поджарская М.С., Ким И.Ю., Шеина Е.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

В экологии Земли и околоземном пространстве после начала освоения космоса появилось и стало стремительно расти количество космического мусора (КМ). Выведенный из эксплуатации КМ представляет огромную опасность для работы функционирующих космических аппаратов. Наиболее распространённый источник образования КМ — разрушение космических объектов (КО).

В данной работе ставится задача алгоритмизации работы автоматической системы захвата космического мусора. Необходимо исследовать перспективные способы очистки ОКП, такие как проекты Gossamer Orbit Lowering Device, HybridSail, Clean Space One и др. Также составить алгоритм работы сборщика космического мусора, оснащённого двумя механизмами захвата: захват с жёсткой связью (роботизированная рука) и захват с гибкой связью — механизм, выбрасывающий сеть, предполагающий последующее измельчение КМ для дальнейшей переработки. Для определения возможности захвата КМ следует разработать алгоритм определения габаритных размеров трёхмерного объекта, основанный на работах и исследованиях таких учёных, как Д. Габор, К. Гаусс, А. Хаар.

На данный момент нет эффективных практических мер по уничтожению космического мусора. Тем не менее, учёные и инженеры разрабатывают приборы, способные решить проблему загрязнения околоземного пространства (ОКП). Проанализировав существующие проекты по разработке «космических уборщиков (КУ)», оценив их достоинства и недостатки, предлагается создание летательного аппарата, уменьшающего количество космического мусора на околоземных орбитах.

Главным недостатком в работе сборщика космического мусора (СКМ), предложенного РКС, является невозможность захвата и измельчения космического мусора, размеры которого больше расстояния между тросами ловушки. Кроме того, большие габариты КА, огромные затраты ресурсов, также малая манёвренность и невозможность захвата и переработки особо больших КО являются существенными минусами.

В работе рассматривается возможность уменьшения СКМ, ограничив количество его «целей» для переработки и оснастив его роботизированным захватом для увода крупногабаритных КО. КМ, который может быть пойман в ловушку, будет переработан в топливо для космического аппарата (КА). Захват же позволит действовать на крупные КО, выводя их с орбиты с помощью импульса от двигателей. Благодаря системе утилизации, аппарат сможет повторять увод космического мусора с орбиты множество раз.

Работа СКМ начинается после его выведения на орбиту. Начальные этапы довольно стандартны. Спутник выводится на орбиту с помощью ракеты-носителя, после чего начинают работу датчики солнца, солнечные батареи и другие бортовые системы. Данные о КМ поступают не только с оптических и инфракрасных камер (ИК), но и из центра контроля космических полётов.

Сканирование окружающего пространства: оптические или ИК камеры должны будут фиксировать находящийся рядом мусор. Цель для спутника выбирается автономно или под руководством центра управления полётами (ЦУП). Большую часть данных о КМ аппарат будет получать от наземных центров контроля.

Первое сближение: формирование траектории движения аппарата будет происходить в реальном времени. Происходит первое сближение до расстояния, на котором можно выбросить сеть, что составит около 30 м. По данным телеметрии и датчиков, также оценкам ЦУП происходит решение о захвате цели сетью. Первое сближение подразумевает уравнивание линейных скоростей КМ и сборщика.

Следующие этапы меняются в зависимости от размеров объекта: аппарат ловит малогабаритный КМ в сеть и утилизирует, превращая в топливо, или выводит

крупногабаритный КМ с орбиты, при помощи роботизированной руки с собственных двигателей.

Если цель захвата возможно утилизировать, то происходит выброс сети. Двигаясь примерно со скоростью цели, аппарат выбрасывает сеть и начинает сдвигаться так, чтобы захватить КМ. Далее происходит захват и утилизация. КМ попадает в сеть, она сжимается, обломки измельчаются, позже они преобразовываются в топливо.

Если цель захвата невозможно утилизировать, происходит второе сближение и захват. СКМ приближается к объекту на расстояние нескольких метров, уравнивает угловые скорости, находит точку захвата, в которой СКМ сможет стабилизировать объект и схватить его роботизированной рукой.

Выведение цели с орбиты: КА придаст объекту необходимый для «падения» в плотные слои атмосферы импульс, а сам вернётся на орбиту.

При этом для длительного срока эксплуатации нужно постоянно поддерживать количество топлива, и отдавать предпочтение «хищному» поведению.

Для определения размеров КМ используются оптический прибор (фотодетектор) и лазерный дальномер для определения расстояния до объекта. Расстояние от объектива фотокамеры до объекта определяется при помощи лазерного дальномера.

В связи с тем, что алгоритм определения возможности захвата работает автономно, необходимо автоматически определять размеры изображения снимаемого объекта. Размеры объекта на фотоснимке можно определять с помощью метода оценки глубины. Он заключается в том, что объекты, находящиеся на различном расстоянии от оптического прибора, на фотоснимке получают размытие, зависящее от реального расстояния до них.

Объект, находящийся в фокусе оптического прибора, не имеет размытия, тогда как объекты, смещённые относительно него, будут размыты. Причем если объект расположен между фокусом и линзой, его размытие будет больше.

Таким образом, границу между объектом и фоном можно назвать размытием. Зная размер изображения снимаемого объекта, рассчитываются его линейные размеры.

Определение возможности захвата космического мусора сетью происходит в два этапа.

КМ условно разделяется 24 «хордами», проходящими через одну точку, на 48 секторов. Если хотя бы одна из них больше 900 мм, считается, что КМ невозможно захватить сетью для дальнейшей утилизации. Иначе происходит второй этап определения возможности захвата сетью.

Так как КМ имеет произвольную форму, для определения его габаритов недостаточно определить линейные размеры одной проекции (фотоснимка). Следовательно, на втором этапе аппарат должен облететь КМ на 90° для получения еще одной проекции. После получения фотоснимка производятся те же операции, что и на 1-м этапе. Если и на этом этапе все «хорды» меньше или равны 900, предполагается, что объект может быть захвачен сетью.

В настоящее время космический мусор — неотъемлемая составляющая околоземной среды, игнорировать которую невозможно. На данный момент существует большое число проектов КУ, но ни один из них не является действующим.

В течение выполнения работы была поставлена задача разработать алгоритм и принцип работы модели космического объекта, способного решить проблему с КМ.

На основе анализа различных путей решения данной проблемы, был разработан примерный алгоритм и принцип работы космического аппарата, способного при помощи автоматической системы захватить космический мусор, а также алгоритм определения габаритных размеров трёхмерного объекта.

Распределённая система удалённого управления конференциями

Рысистов А.В., Усенко Д.Е., Акимов В.Н.

Московский авиационный институт, г. Москва

В настоящее время в связи с распространением covid-19 многие учебные заведения были вынуждены ввести формат дистанционного обучения для преподавателей старше 65 лет, которые находятся в наибольшей уязвимости перед инфекцией. Однако обучающиеся могут находиться в учебном заведении во время таких занятий, что создаёт большое количество неудобств. Проведение занятий с преподавателем, находящимся вне аудитории, предполагает проецирование презентации преподавателя на видеозэкран в аудитории, а также передачу звука и видео, что требует выполнения большого количества подготовительных действий, а именно: включение оборудования в аудиторию, его настройка, запуск программного обеспечения, подключение одной из систем дистанционного обучения, авторизация в ней, настройка звука и видео.

В случае университета эти действия могут быть выполнены одним из студентов, однако он будет вынужден авторизоваться в системе дистанционного обучения под своим логином и паролем, что порождает проблему безопасности, так как на публичном компьютере в аудитории может находиться вредоносное программное обеспечение, которое может скомпрометировать студента. В рамках школы ситуация ещё сложнее: младшие школьники не смогут настроить необходимое оборудование, что приводит к необходимости наличия специализированного персонала. Более того, выполнение описанных действий требует заблаговременной подготовки и может отнимать время от занятий.

Современным подходом является автоматизация описанных выше действий с помощью специализированной информационной системы управления удалёнными конференциями, которая даёт ряд существенных преимуществ: экономичность, безопасность, комфорт и надёжность.

При создании такой системы управления возникает большое количество задач, которые можно разделить на две группы: вопросы общего характера и технические вопросы.

Задачи общего характера: удалённое включение компьютера и проектора, удалённый запуск необходимой системы дистанционного обучения, авторизация на удалённом публичном компьютере.

Технические вопросы: доступ к компьютерам в аудитории, которые находятся за сетевым экраном и не могут быть адресованы с рабочего места преподавателя, простота администрирования, интеграция с различными системами дистанционного обучения и платформами для проведения презентаций, разработка простого интерфейса работы с системой.

Неверное решение вышеперечисленных проблем может увеличивать сложность системы в разы, повышать её стоимость и тем самым сделать невозможным использование системы на практике.

В данной статье авторами предлагается комплексное решение поставленной проблемы с использованием современных алгоритмов, открытых программных решений и подходов. Стоит отметить, что решение не нацелено на замену существующих систем дистанционного обучения, а призвано дополнить их.

Цель, поставленная авторами, — разработать информационную систему, представляющую из себя аппаратно-программный комплекс и позволяющую удалённо включать оборудование, автоматически запускать трансляцию в одной из систем дистанционного обучения в аудиториях и управлять ей, а также организовать сбор данных о ходе занятий для их последующего анализа.

В данной работе рассматриваются вопросы, связанные с проектированием, разработкой, внедрением и сопровождением описанной системы на базе Московского авиационного института.

В результате анализа и проектирования авторами была найдена подходящая архитектура заявленной информационной системы, которая включает в себя следующие элементы:

- приложение Telegram у выступающего;
- Telegram-бот для обработки пользовательских команд управления оборудованием и трансляций;
- система авторизации пользователей для предотвращения нежелательного доступа к оборудованию;
- MQTT-брокер для реализации обмена сообщений между ботом и вычислительными узлами по MQTT-протоколу;
- компьютер, в качестве которого может быть использован Raspberry PI, с установленным и развёрнутым на нем модулем управления оборудованием и набором модулей для запуска удалённых конференций и систем дистанционного обучения;
- система сбора и хранения информации о проведении занятий.

Типичный процесс работы с системой включает следующие операции:

1. Преподаватель запускает трансляцию на нужной платформе видеоконференций, например, Zoom или в системе дистанционного обучения, например, lms.mai.ru.

2. Далее он подключается к Telegram-боту в приложении Telegram.

3. Бот предлагает указать аудиторию и выбрать платформу или систему дистанционного обучения.

4. Преподаватель, выбрав где он будет вести свою трансляцию, предоставляет параметры, необходимые для доступа к созданной им конференции, в случае Zoom этими параметрами являются id конференции и пароль.

5. Ботом отправляется запрос на систему авторизации, и, если система идентифицировала преподавателя, то ответ на запрос считается положительным, иначе — отрицательным.

6. В случае положительного ответа системы авторизации бот выдаёт компьютеру в выбранной аудитории команду на включение оборудования и запуск указанной платформы или системы дистанционного обучения.

7. Система выполняет команду и активирует необходимый для подключения к трансляции модуль на компьютере, находящийся в аудитории, подключает камеру, смотрящую на аудиторию, и запускает проектор, который выводит трансляцию на экран. Если в аудитории уже ведутся занятия, то команда будет отклонена и преподаватель получит соответствующее уведомление.

8. По окончании трансляции преподаватель выдаёт команду на выключение оборудования, а бот перенаправляет её на соответствующее устройство.

9. При этом вся служебная информация о запросах и процедурах, происходящих на удалённых компьютерах, заносится системой в специальную базу данных для хранения событий.

Разработанная система управления проекторами превосходит подобные решения, основанные на облачном управлении проекторами. Она обладает оригинальной архитектурой, не требует наличия публичного облака, позволяет осуществлять согласованный и контролируемый параллельный показ презентации большим количеством пользователей для большого количества групп слушателей. При этом предоставляется возможность получения видеопотока и данных презентации из существующих систем дистанционного обучения.

В работе подробно описаны алгоритмы функционирования разработанной системы, обоснован выбор каждой из компонент, отдельное внимание уделено свойствам системы, таким как расширяемость, кроссплатформенность и возможность замены компонент, выявлены преимущества и недостатки, а также описаны перспективы развития.

Повышение точностных и эксплуатационных характеристик новых модификаций лазерных гироскопов МТ-401М

Синельников А.О., Чекалов Д.И., Медведев А.А.

АО «НИИ «Полюс» имени М. Ф. Стелмаха», г. Москва

Сегодня лазерные гироскопы (ЛГ) успешно применяются в системах навигации воздушной, наземной и морской техники различного назначения. Среди этих гироскопов особое место занимают ЛГ с магнитооптической частотной подставкой, которые используются в областях применения со сложными условиями эксплуатации и высоким уровнем внешних воздействующих факторов.

К данному классу приборов относятся ЛГ типа МТ-401М, разработанные и серийно-выпускаемые АО «НИИ «Полюс» им. М. Ф. Стелмаха» и другими заводами России. Чувствительными элементами этих гироскопов являются лазерные датчики угловой скорости ЭК-104С с магнитооптической частотной подставкой на эффекте Зеемана, реагирующие на повороты объекта в инерциальном пространстве относительно трёх взаимно перпендикулярных осей.

Отсутствие подвижных узлов как в самом ЛГ МТ-401М, так и в его чувствительных элементах обеспечивает потенциально более высокую устойчивость приборов данного класса к различным внешним воздействиям, что в совокупности с малым временем готовности выгодно отличает их от других аналогов, представленных на рынке.

Однако обеспечение высокой устойчивости приводит к необходимости использования различных нагревательных элементов как в составе зеемановского датчика (катушки невзаимного устройства), так и в гироскопе (плата блока частотной подставки, вторичный источник питания). Это приводит к возникновению ряда негативных эффектов возникающих при разогреве датчиков и гироскопа в процессе работы, что приводит к снижению точностных характеристик и накладывает ограничение на время непрерывной работы прибора в одномодовом режиме.

Повышение надёжности и стабильности выходных характеристик ЛГ МТ-401М при длительном хранении и в процессе работы было достигнуто благодаря совершенствованию чувствительных элементов и настройке режима работы гироскопа. С этой целью в датчиках ЭК-104С и гироскопах МТ-401 был снижен ток накачки с 1,2–1,6 мА до 0,9–1,0 мА и ток невзаимного устройства с 0,5А до 0,35 А. Это позволило повысить точность изделий, ресурс датчиков и увеличить время непрерывной работы ЛГ МТ-401М без потери информации о параметрах вращения.

Новые модификации зеемановских гироскопов МТ-401М полностью выполнены на отечественной элементной базе, обладают повышенной точностью измерения угловой скорости (0,2–0,8 °/час вместо 1,5 °/час), увеличенным временем непрерывной работы в одномодовом режиме в широком температурном диапазоне (от 30 минут до 4,5 часов в зависимости от модификации), пониженным энергопотреблением, высокой надёжностью и меньшей стоимостью.

Испытание бортового комплекса управления ракеты Х-31ПД методом полунатурного моделирования

Соколов Е.С.

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Королёв

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» является одним из лидеров по созданию и производству высокоточного оружия наземного, корабельного и авиационного базирования. Современные тенденции развития высокоточного оружия ведут к значительному усложнению создаваемых изделий как с точки зрения конструкции, так и с точки зрения используемых алгоритмов функционирования бортового комплекса управления. В настоящий момент полная отработка реальной аппаратуры бортового комплекса управления во всех режимах применения изделия в

рамках небольшого объёма натурных испытаний на полигоне представляется невозможной без проведения математического, имитационного и полунатурного моделирования на специализированных комплексах.

В статье описывается разработка и внедрение в цикл создания ракеты класса воздух-поверхность с пассивной системой наведения Х-31ПД современных технологий моделирования для испытаний бортового комплекса управления.

В рамках проводимой опытно-конструкторской работы по созданию экспортного изделия Х-31ПД была проведена успешная работа по созданию, вводу в эксплуатацию и техническому сопровождению испытательного комплекса полунатурного моделирования «СГК-06АП» на базе АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», позволившего экспериментально в наземных условиях отрабатывать реальную аппаратуру и алгоритмы функционирования бортового комплекса управления изделия Х-31ПД. Процесс проведения полунатурного моделирования бортового комплекса управления изделия Х-31ПД на комплексе «СГК-06АП» был успешно внедрён в цикл разработки изделия и является одним из его ключевых этапов.

Программа автоматизации расчёта и анализа течений газа при выводе аэродинамической трубы на рабочие режимы

Становов А.В.

Тульский государственный университет, г.Тула

При работе с аэродинамическими трубами важной задачей является решение задачи синтеза оптимального по быстродействию управления давлением газа в форкамере при выводе АТ на рабочие режимы с последующей разработкой системы автоматического управления и автоматизацией расчёта течений газа.

Для решения указанной проблемы была разработана и отлажена специализированная программа, объединяющая численные методы, математические модели и цифровой эксперимент и обеспечивающая моделирование течений газа по тракту аэродинамической трубы.

При запуске программы пользователь может наблюдать окно с исходными данными отдельных элементов, входящих в состав аэродинамической трубы. На данном этапе имеется возможность как оставить изначально выставленные значения, так и задать свои параметры. На следующем шаге указывается значение числа Маха, соответствующее требуемому установившемуся режиму в рабочей части. После чего осуществляется синтез оптимального по быстродействию управления давлением газа в форкамере в соответствии с алгоритмом, представленном в работе [1], и дальнейшим построением графиков зависимостей угловой скорости вала исполнительного двигателя $\omega(t)$, изменения давления торможения газа в форкамере $P_{fo}(t)$, управляющего сигнала $U(t)$ и перемещения затвора регулирующей задвижки $H_{pz}(t)$ от времени. По окончании синтеза проводится моделирование течения газа по аэродинамическому тракту аэродинамической трубы для разных типов диффузора: нерегулируемого или регулируемого. Последний в свою очередь предусматривает изменение геометрии от максимальной площади горла диффузора или от площади «запуска». Проводя процесс моделирования, пользователь имеет возможность наблюдать образование скачка «запуска», следить за его динамикой, наблюдать заключительный скачок в расширяющейся части диффузора, его стабилизацию в заданном сечении, оценить параметры потока перед скачками и за ними.

Помимо вышеуказанного программа позволяет рассчитать параметры эжектирующей системы в соответствии с алгоритмом, изложенном в [2], обеспечивающие необходимые значения чисел Маха и статического давления на выходе сверхзвукового диффузора и рассчитать секундный массовый расход газа в любом сечении газодинамического тракта, позволяя оценить расход газа, необходимый для запуска АТ на заданные установившиеся режимы по числу Маха.

Библиографический список

1. Чернова М.Б., Морозова Е.В. Синтез квазиоптимальной САУ давлением газа в форкамере сверхзвуковой аэродинамической трубы // Изв. ТулГУ. Серия "Вычислительная техника. Автоматика. Управление". Выпуск. 3. Управление. Том 2 / ТулГУ. — Тула, 2000. - С.57-62.

2. Чернова М.Б., Морозов О.О., Морозова Е.В. Математическая модель эжекторной системы при воспроизведении нестационарных условий моделирования в до- и сверхзвуковых аэродинамических трубах // Изв. ТулГУ. Серия "Проблемы специального машиностроения" / ТулГУ. — Тула, 1999. — Вып.2. — С.318-320.

Оценивание энергетической доступности сигналов AIS и ADS-B при ведении космического мониторинга

Худас А.А.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В данной работе обоснована возможность использования коммуникационных спутников в интересах решения актуальной проблемы — обеспечения безопасности движения воздушных и морских судов, а также повышения оперативности при проведении поисково-спасательных операций.

В первом разделе обозначена роль процедуры оценивания энергетической доступности для планирования космического радиоэлектронного мониторинга, а также проведен анализ существующих методов решения поисково-спасательных задач в случае морских происшествий или авиакатастроф.

Во втором разделе представлена математическая модель оценивания энергетической доступности источника радиоизлучения и представлены полученные графики зависимости отношения сигнал/шум от длины радиолинии.

В третьем разделе описана разработанная в рамках данной работы программа для оценивания энергетической доступности источника радиоизлучения.

В четвёртом разделе проведена апробация разработанной программы для AIS и ADS-B и проведён анализ полученных результатов.

В заключение представлены основные результаты выполненной работы и определено дальнейшее направление для решения задачи обеспечения безопасности движения воздушных и морских судов, а также повышения оперативности при проведении поисково-спасательных операций.

Целью данной работы является оценивание энергетической доступности радиоизлучений AIS и ADS-B для коммуникационных спутников в интересах обеспечения безопасности движения на морских, внутренних водных путях и в воздушном пространстве.

Новизна работы заключается:

- в оценивании максимальной высоты орбиты, на которой возможен приём радиоизлучений AIS и ADS-B для коммуникационных спутников (спутников связи) с заданными характеристиками приёмной аппаратуры;

- в обосновании использования на некоторых нецелевых КА дополнительной нагрузки, позволяющей осуществлять прием радиоизлучений AIS и ADS-B.

Анализ и оценка оптимального объёма обмена информацией между подсистемами БКУ

Чижикова Л.А.

АО «НПО Лавочкина», ООО «Лаборатория НПИРА», г. Москва

Система управления и обработки данных космического аппарата обрабатывает все данные, посылаемые и получаемые космическим аппаратом, включая научные данные, телеметрию и данные о работе космического аппарата или его полезной нагрузке.

Ввиду технического прогресса и увеличения количества радиоэлектронных модулей и каналов связей между ними возрастает вероятность возникновения отказов, потребность в корректной обработке информации. Всё большее количество функций переносится с

аппаратной части на программно-алгоритмическое обеспечение, а требования по надёжности и отказоустойчивости критических к отказам систем, таких, какими являются бортовые комплексы управления КА, ЛА, возрастают.

Актуальность задачи оптимального синтеза информационного и программно-алгоритмического обеспечения БКУ задается повышением требований к качеству, эффективности, надёжности увеличением числа и объёма информационных массивов, сложности и стоимости разработки.

Как правило, при эксплуатации БКУ есть большая вероятность возникновения так называемых структурных отказов, вызванных неправильным взаимодействием исправных элементов, что указывает на потребность в комплексном анализе подходов к определению характеристик и описанию информационно-логического обмена, модификации и унификации таких подходов. Отказы аппаратной части происходят наномного реже.

Одной из ключевых задач в корректном функционировании наряду с определением спецификаций, требований к ПО является точное определение и описание информационно-логического обмена по выбранным каналам связи. Из этой задачи вытекает задача определения оценки оптимального объёма информации для обработки, приёма и передачи внутри БКУ.

Работа раскрывает принципы анализа и оценки оптимального объёма обмена информацией между подсистемами БКУ с учётом функционального назначения подсистем и типовых миссий КА. В работе приведена оценка информации на примере выбранного мультимплексного канала связи (ГОСТ Р 52070-2003).

Выявление и предотвращение конфликтов интересов при внедрении информационных технологий на предприятии

Чурилин С.В.

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

Внедрение современных информационных технологий (ИТ) в конструкторско-технологическую подготовку производства (КТПП) предприятия, как и любой производственный процесс, основывается на взаимодействии сотрудников, между которыми могут возникать конфликты интересов. Соответственно, актуальность настоящего научного исследования определена необходимостью выявления и предотвращения конфликтов интересов между сотрудниками конструкторских, технологических и производственных подразделений при внедрении ИТ в процессы КТПП.

Достижение эффективного взаимодействия между сотрудниками КТПП предприятия, обеспечивающее надёжность и качество изделия, является решением конфликтом первого порядка. К решению конфликтов, влияющих на производственные процессы изготовления изделия, необходимо подходить комплексно. В связи с этим, для успешного решения конфликта первого порядка необходимо выявить и предотвратить конфликты второго уровня, возникающих при внедрении ИТ в процессы КТПП.

Конфликт интересов между вышеуказанными участниками внедрения ИТ в процессы КТПП возникает, если:

- 1) При выполнении работ по внедрению ИТ не были выполнены все требования нормативной документации (НД), например, из-за человеческого фактора. В результате, после запуска ИТ в промышленную эксплуатацию разрабатываемая конструкторская и технологическая документация (КД, ТД) не проходит нормоконтроль отделом стандартизации из-за невыполнения требований НД.

- 2) Внедряемая ИТ не обеспечивает в полном объёме выполнение требований НД. Практика показывает, что все отклонения от требований НД, действующей на предприятии при разработке рабочей документации, должны быть регламентированы и отражены во внутренних стандартах предприятия. В результате, если на момент запуска

ИТ в промышленную эксплуатацию данная НД отсутствует, то разрабатываемая КД и ТД не проходит нормоконтроль отделом стандартизации из-за невыполнения требований НД.

В итоге, конструкторские подразделения не могут выполнить свои обязательства перед технологическими, а технологические — перед производственными. Как следствие, увеличение сроков и снижение качества разрабатываемой КД и ТД, что отражается на ритмичности производства предприятия.

Для предотвращения возникновения конфликтов интересов при внедрении ИТ в процессы КТПП необходимо провести следующие организационные мероприятия:

1) Выпустить руководящий документ по предприятию, в соответствии с которым в состав рабочей группы внедрения ИТ в обязательном порядке должен быть включён сотрудник отдела стандартизации (нормоконтроль), руководствуясь требованиями пунктов 7.5 ГОСТ 2.111-2013, А.18 ГОСТ 3.1116-2011. Это должно быть нерушимым постулатом, так как отдел стандартизации предприятия контролирует качество всех производственных процессов, в том числе разработку КД и ТД в процессах КТПП.

Данное мероприятие позволит исключить или снизить процент ошибок при настройке ИТ в соответствии с действующей на предприятии НД, применяемой при разработке КД и ТД. Как следствие, исключить конфликт с отделом стандартизации в процессе нормоконтроля КД и ТД в части невыполнения требований НД при применении ИТ.

2) Выпустить руководящий документ по предприятию, в соответствии с которым, после выполнения предварительных испытаний и опытной эксплуатации ИТ, должна проводиться приёмка ИТ на соответствии действующей на предприятии НД, применяемой при разработке КД и ТД. Приёмку ИТ должен проводить отдел стандартизации.

Данное мероприятия позволит исключить ошибки в разрабатываемой КД и ТД из-за настроек ИТ на этапе промышленной эксплуатации. Как следствие, исключить конфликт с производственными подразделениями при выполнении плана производства изделий, в части сроков и качества разработки КД и ТД.

Стоит отметить, что для предотвращения вышеуказанных конфликтов интересов и, как следствие, для организации успешного внедрения ИТ, необходимо чёткое представление того, как будет организована информационная модель данных изделия на всех этапах его жизненного цикла в информационном пространстве предприятия. С этой целью разработана базовая концептуальная модель данных (БКМД) КТПП в едином информационном пространстве (ЕИП) предприятия.

«Базовость» разработанной модели данных КТПП в ЕИП обеспечивается тем, что она разработана на основании общепринятых принципов полного электронного описания изделия (ПЭОИ) в ЕИП и представлена как массив основных данных об изделии в электронном виде, получаемых на разных этапах его жизненного цикла. Представленные представления БКМД (графическое и математическое) демонстрирует её концептуальность, так как данная модель не привязана к конкретной структуре производственных процессов кого-либо предприятия.

Таким образом, разработанная БКМД КТПП в ЕИП обеспечивает системный подход к формированию информационной модели данных об изделии, что позволяет «внедренцам» информационных систем и технологий на предприятии сформировать образ модели данных об изделии в информационном пространстве предприятия на начальных этапах внедрения ИТ. Как следствие, не только сократить сроки проведения работ по внедрению современных ИТ в производственные процессы предприятия, но и предотвратить возникновение конфликтов интересов при внедрении ИТ в процессы КТПП.

В результате проведённого научного исследования зафиксировано, что при внедрении ИТ в процессы КТПП возникают конфликты интересов второго уровня, влияющие на ритмичность производства изделий. Определены организационные меры предотвращения данных конфликтов при проведении работ по внедрению ИТ до ввода в промышленную эксплуатацию, с учётом требований пунктов 7.5 ГОСТ 2.111-2013, А.18 ГОСТ 3.1116-2011.

Выводы и положения, указанные в научной работе, могут быть использованы в деятельности предприятий ракетно-космической промышленности и промышленных предприятий различных форм собственности и организационно-правовых форм в рамках организации процесса эффективного внедрения ИТ в процессы КТПП.

Создание помех для принудительной посадки беспилотных летательных аппаратов

Шувалова М.А., Чекушов Е.А.

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург

Целью данной работы является исследование методов нейтрализации беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Использование беспилотников, с юридической точки зрения, может привести к нарушению частной жизни или нанесению вреда чужому имуществу. Были рассмотрены различные методы нейтрализации БПЛА с целью выяснить рациональность и эффективность их применения, такие как сети, взламывающие программы и прочее. У каждого метода были рассмотрены положительные и отрицательные стороны, с целью выяснить потенциально лучший для реализации.

Перед переходом к анализу методов были приведены причины, которые и повлекли помыслы о создании подобных систем. Это связано с возможностью вредоносных действий беспилотников.

В процессе работе был выделен среди всех прочих метод, который является на сегодняшний день самым эффективным и уже имеет прототипы и имеет активное развитие. Метод радиоэлектронного подавления для беспилотных летательных аппаратов на сегодняшний день можно назвать самым подходящим. Даже его влияние на беспилотник является менее опасным, за исключение, возможно, программ, предусматривающих взлом, как для беспилотника, так и для окружающих. Остальные методы либо зачастую просто уничтожают для беспилотника даже возможность безопасного приземления.

Раз этот метод уже используется, то, следовательно, для него есть и методы борьбы, созданные в ответ. В работе была рассмотрена псевдослучайная перестройка рабочей частоты, которая всё чаще внедряется в программы малогабаритных беспилотников.

НАПРАВЛЕНИЕ № 4

**Информационно-
телекоммуникационные
технологии
авиационных, ракетных
и космических систем**

Алгоритм обнаружения маркерных изображений для вертикальной посадки беспилотного летательного аппарата

Абдуллин И.Н., Трусфус М.В.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Обеспечение автоматической посадки является одной из основной задачи при использовании автономных беспилотных летательных аппаратов [1]. Большинство существующих систем автоматической посадки обеспечивают точность посадки с погрешностью до 3 м [2]. Такая погрешность требует обеспечения большой свободной площади в зоне посадки и не позволяет автоматически сажать дроны на ограниченной территории.

В настоящее время много исследований проводятся в области разработки летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки [3,4]. Основным их преимуществом является возможность взлёта и посадки без разгона по взлётно-посадочной полосе. Повышение точности вертикальной посадки позволяет расширить спектр их применения.

В работах [5–7] предложен метод измерения расстояний на основе компьютерного зрения по изображениям с камеры, установленной на борту летательного аппарата. Для применения данного метода требуется точное распознавание точек маркерного изображения в видеопотоке, полученном с камеры. Существует множество методов распознавания объектов на изображениях и локализации ключевых точек на основе свёрточных нейронных сетей [8]. Они применяются для распознавания изображений сложной или нечёткой формы и плохо работают, когда распознаваемое изображение имеет простую форму, в которой нельзя выделить достаточное количество признаков.

В данном исследовании поставлена задача разработки алгоритма обнаружения точек маркерного изображения с целью обеспечения автоматической вертикальной посадки летательного аппарата на основе измерения расстояний по изображениям с камеры [5–7], установленной в направлении плоскости посадки.

Маркерное изображение обозначения места посадки выполнено в виде перекрестия чёрного цвета на белом фоне, состоящего из 12 вершин, 8 из которых образуют выпуклую оболочку, внутри которой расположены все точки маркерного изображения. Подобная структура может быть формализована равенствами длин между соответствующими точками.

Алгоритм идентификации маркера описанной структуры основан на обнаружении и анализа контуров на изображении с камеры. Для исследования структуры объектов на изображении, необходимо выделить границы объектов. В данной работе для решения этой задачи исследованы как методы адаптивной бинаризации, позволяющие отделить точки изображения, относящиеся к объектам и фону [9,10], так и детектор границ Кэнни [11]. По каждой границе объекта строится контур и проверяется его соответствие структуре маркерного изображения.

Проведено экспериментальное исследование на Raspberry Pi 3 Model B+, по результатам которого алгоритм с применением детектора границ Кэнни дал лучший результат по точности идентификации вершин маркера.

Разработанный алгоритм позволяет обнаруживать все точки маркерного изображения обозначения места вертикальной посадки без ошибок обнаружения ложных целей. Применение алгоритма возможно для точной автоматической вертикальной посадки беспилотного летательного аппарата в обозначенном месте с помощью нанесения маркерного изображения.

1. X. Pan, D. Ma, L. Jin and Z. Jiang, "Vision-Based Approach Angle and Height Estimation for UAV Landing," 2008 Congress on Image and Signal Processing, Sanya, Hainan, 2008, pp. 801-805, doi: 10.1109/CISP.2008.78.

2. Gautam A, Sujit PB, Saripalli S. "A survey of autonomous landing techniques for UAVs. In 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems," ICUAS 2014 - Conference Proceedings. IEEE Computer Society. 2014. p. 1210-1218. 6842377. (2014 International Conference

on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2014 - Conference Proceedings). doi:10.1109/ICUAS.2014.6842377.

3. Федоренко Р. В., Абдуллин И. Н., Климчик А.С. Обзор БПЛА вертикального взлёта и посадки длительного функционирования и формирование технических требований к БПЛА вертикального взлёта и посадки, разрабатываемому в университете Иннополис // Труды центра компетенции НТИ «Технологии компонентов робототехники и мехатроники». — Ижевск, 2019, С. 129-166

4. Патент — 2681423 РФ, МПК В64С 39/02 Модульная конструкция беспилотного летательного аппарата вертикального взлёта и посадки/ Гайнутдинов В.Г., Абдуллин И.Н., Головина Е.С., Смышляев О.Ф.//Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева (КНИТУ-КАИ)». - 2017/144746; Заяв.19.12.2017 г.; Оpubл. 06.03.2019 г.

5. Трусфус М. В. Измерение расстояний по изображениям с камеры // XXIV Туполевские чтения (школа молодых ученых): Международная молодёжная научная конференция, 7–8 ноября 2019 года: Материалы конференции. Сборник докладов. — В 6 т.; Т. 4. — Казань: изд-во ИП Сагиева А.Р., 2019. — С. 454-460.

6. Трусфус М.В., Литвин В.М., Эминов Ф.И. Анализ маркерных изображений для обеспечения посадки беспилотного летательного аппарата // Состояние и перспективы развития современной науки по направлению «Техническое зрение и распознавание образов»: Научно-техническая конференция, 16–17 октября 2019: сборник тезисов конференции — Анапа: Изд-во Федеральное государственное автономное учреждение "Военный инновационный технополис "ЭРА" — 2019 — С. 187-193

7. Трусфус М.В., Эминов Ф.И., Абдуллин И.Н. Определение высоты при посадке беспилотного летательного аппарата на основе изображений с камеры // Авиация будущего: тренды, вызовы и возможности: I Всероссийская научно-практическая конференция молодых авиаторов России, Казань, 29-30 ноября 2019 г.: материалы конференции. — Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ, 2019. — С. 576–579

8. L. Chen, G. Papandreou, I. Kokkinos, K. Murphy and A. L. Yuille, "DeepLab: Semantic Image Segmentation with Deep Convolutional Nets, Atrous Convolution, and Fully Connected CRFs," in IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, vol. 40, no. 4, pp. 834-848, 1 April 2018, doi: 10.1109/TPAMI.2017.2699184.

9. Зарайский С. А., Трусфус М. В. Метод фильтрации фона на изображениях для идентификации объектов // II научный форум телекоммуникации: теория и технологии ТТТ-2017. Проблемы техники и технологий телекоммуникаций ПТИТТ-2017: материалы XVIII Международной научно-технической конференции — Казань: Изд-во Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева — 2017 — С. 130-132

10. Трусфус М. В. Обнаружение произвольных объектов на изображениях // XXIII Туполевские чтения (школа молодых ученых): Международная молодёжная научная конференция, 8—10 ноября 2017 года: Материалы конференции. Сборник докладов: в 4 т. — Казань: Изд-во Академии наук РТ, 2017. — Т. 2. — С. 861-866

11. J. Canny, "A Computational Approach to Edge Detection," in IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, vol. PAMI-8, no. 6, pp. 679–698, Nov. 1986, doi: 10.1109/TPAMI.1986.4767851.

Модернизация устройства преобразования сигналов в составе многофункционального цифрового приёмника

Атопшев Ю.С., Воронков А.В., Мещерин А.Н.

ПАО «НПО «Алмаз», г. Москва

Устройство преобразования сигналов (УПС) является важной частью цифрового приёмника, так как своими параметрами определяет чувствительность и динамический диапазон радиолокационной станции.

Постановка задачи модернизации УПС спровоцирована угрозой снятия с производства устаревшей элементной базы разработки начала 2000-х годов. Одновременно с актуализацией элементной базы была реализована задача снижения

массогабаритных характеристик приёмника. Новая элементная база позволила сократить число ячеек УПС путём размещения двух каналов на одной модернизированной ячейке, что дополнительно увеличило идентичность амплитудно-фазовых характеристик каналов.

Использование модернизированного УПС в составе устройства обработки сигналов (УОС) показывает фактическое отсутствие в выходном сигнале приёмника интермодуляционных гармоник и других паразитных спектральных составляющих. Уровень собственных шумов нового УПС на выходе УОС обеспечивает динамический диапазон радиолокационной станции выше 100 дБ.

Таким образом, модернизация УПС в составе УОС представляет двухканальную систему преобразования аналоговых сигналов в цифровую форму, выполненную в виде функциональной ячейки формата 6U на базе стандартов евроконструктива.

Основными преимуществами модернизированного устройства преобразования сигналов являются:

- 1) актуализированная элементная база;
- 2) двухканальная система аналого-цифрового преобразования, что позволило уменьшить массогабаритные характеристики УОС;
- 3) несколько режимов работы, что позволяет при необходимости перестраивать выход устройства под любой интерфейс.

Указанные преимущества модернизированного УПС реализованы без ухудшения динамических характеристик УОС.

Телеметрическая система контроля параметров химических источников тока

Балабан И.Г., Балабан А.Л.
ЮРГПУ (НПИ), г. Новочеркасск

Для длительной и качественной работы химических источников тока (ХИТ), используемых в ракетно-космической технике (РКТ) — космических аппаратах (КА), ракетах-носителях, блоках выведения — необходимо обеспечивать удалённый контроль, диагностику и прогнозирование их технического состояния в процессе эксплуатации. Проблема диагностики состояния ХИТ и возможности прогнозирования их работоспособности является одной из центральных проблем производства и эксплуатации источников тока.

Согласно требованиям по эксплуатации литиевых ХИТ для длительной и качественной работы, а также их своевременной замены, необходимо обеспечивать контроль основных параметров — остаточной ёмкости, напряжения, разрядного тока, сопротивления изоляции и температуры. Известные устройства контроля параметров ХИТ не отвечают всем необходимым требованиям по количеству и качеству контролируемых параметров, допустимым массогабаритным показателям и возможности информационной связи с системами верхнего уровня.

Целью работы является разработка телеметрической системы контроля параметров химических источников тока.

В работе представлена функциональная схема телеметрической системы контроля параметров химических источников тока, особенностью которой является обеспечение гальванической развязки цепи источника тока и системы контроля [1]. Для гальванической развязки предлагается использовать разработанный метод бесконтактного измерения тока, отличительной особенностью которого является использование трёх нагрузочных резисторов (шунтов) с целью снижения погрешности при измерении токов различной величины. Метод позволяет измерять токи величиной до 120 А [2]. Диапазон измерения напряжения: от 0 до +40 В, температуры: от 0 до +100 С, ёмкости: от 0 до 511 А·ч, сопротивления изоляции: от 0 до 5 МОм [3–6]. Погрешность измерений тока и ёмкости — не более 5 %, напряжения и температуры — не более 1 %, сопротивления изоляции — не более 10 %.

Для обмена с системой верхнего уровня использован асинхронный параллельно-последовательный интерфейс передачи данных. В статье описан алгоритм работы системы, который реализован программным способом на языке высокого уровня — языке Си (стандарт ISO/IEC 9899:1999) для микроконтроллера 1887BE4Y [7]. В рамках реализации стратегии импортозамещения в экономике России при разработке системы телеметрии и контроля параметров ХИТ применены электронные компоненты только отечественного производства.

Кроме этого, в работе разработан метод защиты телеметрической информации при контроле параметров химических источников тока [8].

Результаты исследований могут быть использованы при разработке устройств контроля состояния ХИТ, используемых для электропитания автономных устройств, для которых не предусмотрены процедуры обслуживания в процессе эксплуатации. Применение таких средств мониторинга позволит проводить анализ работы ХИТ с целью повышения их надёжности, определения способов усовершенствования аппаратуры и установления причин её отказов.

1. Балабан И.Г., Балабан А.Л., Юфанова Ю.В. Устройство бесконтактного измерения тока аккумуляторных батарей // Вестник молодёжной науки России, 2019. № 2. С. 1-3.
2. Балабан И.Г., Балабан А.Л., Юфанова Ю.В. Устройство контроля параметров химических источников тока // Вестник молодёжной науки России, 2020. №2. С. 1-4.
3. Lachin V.I., Solomentcev K.I., Nguyen Q.U., Yufanova A.L., Balaban I.G. High-speed device of measurement parameters of electropower objects // SIBCON-2015: International Siberian Conference on Control and Communications, May 21-23 2015, Omsk, 2015. Режим доступа: <https://ieeexplore.ieee.org/document/7147120>.
4. Лачин В.И., Соломенцев К.Ю., Нгуен К.У., Балабан И.Г., Быстродействующий метод измерения сопротивления изоляции электроэнергетических объектов с учётом токов абсорбции // XXI век: итоги прошлого и проблемы настоящего ПЛЮС. 2015. № 4 (26). С. 33–38.
5. Лачин В.И., Соломенцев К.Ю., Нгуен К.У., Балабан И.Г. Устройство измерения сопротивления изоляции электрических сетей. Патент на полезную модель 154971 РФ, МПК G01R 27/16. Оpubл. 20.09.2015.
6. Лачин В.И., Соломенцев К.Ю., Нгуен К.У., Балабан И.Г. Способ измерения сопротивления изоляции и устройство его реализующее. Патент на изобретение 2585965 РФ, МПК G01R 27/00. Оpubл. 10.06.2016.
7. Balaban I.G., Balaban A.L., Yufanova Yu.V. Software development for microcontroller of accumulator batteries telemetry device. Mathematical modeling of processes and systems: papers of the IXth International Youth Scientific-Practical Conference, 2019. С. 68–72.
8. Балабан И.Г., Балабан А.Л., Юфанова Ю.В. Защита телеметрической информации при контроле параметров аккумуляторных батарей // Безопасность информационного пространства: сб. тр. XVII Всерос. науч.-практ. конф., Магнитогорск, 28–29 нояб. 2019 г. — Магнитогорск: МГТУ им. Г.И.Носова, 2019. — С. 25–27.

Метод ранней диагностики циклических систем

Балакин Д.А.

ОАО «НПК «НИИДАР», НИУ МЭИ, г. Москва

В современном мире мы сталкиваемся с большим количеством разнообразных циклических систем. Такие как газотурбинные двигатели, турбогенераторы, автомобильные двигатели и даже вращение винта вертолёта также можно рассмотреть, как циклическую систему. В связи с этим стоит актуальная задача не только в разработке методов способных осуществить диагностику подобных систем, когда дефект присутствует в полной мере, но и оценить его на ранней стадии развития. Это не только позволит продлить срок службы системы, но и может спасти жизнь человеку. Другим актуальным направлением в диагностике циклических систем является прогнозирование, как система поведёт себя в будущем. Это в свою очередь также является элементом диагностики на ранней стадии развития неисправности.

Как правило, исправная циклическая система характеризуется ярко выраженными периодическими составляющими. Но зачастую, именно на ранней стадии развития дефекта, эта периодичность нарушается. Тогда появляется задача оценки этой квазипериодичности. Разработанный метод может оценить эту квазипериодичность путём анализа ритмограмм исследуемой системы. Ритмограммы строятся на основе ортогональных функций Гаусса-Эрмита и вейвлет-преобразования. За счёт того, что в базисе метода лежат функции Гаусса-Эрмита, появляется возможность адаптироваться к локальным особенностям формы сигнала, что позволит спрогнозировать, как система поведёт себя в будущем.

Наиболее популярные методы диагностики циклических систем можно разделить на следующие категории: спектральные, временные и методы, занимающие промежуточное положение, частотно-временные. Спектральные или частотные методы эффективны, когда дефект проявляет себя как периодическая составляющая. Но зачастую именно на ранней стадии развития дефект не периодичен, он — квазипериодичен. Тогда спектральные методы теряют свою эффективность по оценке квазипериодичности. Частично это можно решить с помощью оконного преобразования Фурье. Такой метод популярен в обработке сигналов, полученных от локаторов ближнего действия. Однако тут мы сталкиваемся с неоднозначностью выбора длительности (ширины) окна. Также для более эффективной оценки квазипериодичности необходимо адаптировать к локальным особенностям формы сигнала. Другим популярным математическим аппаратом является вейвлет-преобразование. Вейвлет-преобразование даёт частотно-временное представление сигнала, тем самым удаётся избежать многих проблем, возникающих при использовании преобразования Фурье, но оно не позволяет эффективно оценить квазипериодичность системы, к тому же импульсы исследуемой системы имеют гораздо сложную форму по сравнению с общеизвестными вейвлетами.

Разработанный метод базируется:

- на основных свойствах преобразования Эрмита;
- на основных свойствах вейвлет-преобразования;
- на классической теории оптимальной фильтрации.

Результатом работы метода является ритмограмма исследуемой циклической системы. Она отражает динамику следования квазипериодических признаков в исследуемой системе. Ритмограмма несет в себе дополнительную информацию о состоянии системы и является новым инструментом в технической диагностике.

Низкопрофильные широкополосные и двухдиапазонные антенны и антенные решётки на основе искусственных периодических структур

Волков А.П., Какшин В.В.

АО «Концерн «Вега», г. Москва

Актуальной задачей современной радиоэлектроники является разработка многофункциональных комплексов с совмещенной антенной системой, функционирующей в нескольких различных диапазонах частот [1]. В РЛС использование нескольких радиочастотных диапазонов позволяет одновременно улучшить показатели их эффективности, живучести и информативности. В радиолокационных комплексах землеобзора с синтезированной апертурой работа в различных диапазонах позволяет достичь высокой разрешающей и проникающей способностей радиолокационного комплекса. Для систем спутниковой связи необходима высокая развязка между каналами uplink и downlink, что приводит к необходимости их частотного разнеса. Современные мобильные системы связи используют различные частотные диапазоны, в частности, GSM, UMTS, Wi-Fi / WLAN, LTE и т. д.

Расширение и усложнение числа задач, возлагаемых, в перспективе, на наземные и бортовые радиоэлектронные комплексы различного назначения, приводит к возрастанию требований, предъявляемых к антенным системам (АС), в частности, к уменьшению

массогабаритных характеристик АС и возможности их функционирования в широкой и / или нескольких разнесённых полосах рабочих частот. Как в авиационных, так и космических радиолокаторах одним из важных параметров является высота профиля антенны. В авиационной технике это важно для сохранения аэродинамики носителя, в космической технике — для компактного размещения антенного устройства внутри обтекателя при выводе космического аппарата на орбиту.

В последние два десятилетия существенное развитие в антенной технике нашло применение искусственных периодических структур, которые представляют собой искусственные материалы с нетрадиционными свойствами. Подобные структуры используются для создания низкопрофильных антенн и антенных решёток, подавления поверхностных волн, устранения эффекта ослепления и расширения сектора сканирования печатных ФАР, уменьшения взаимовлияния между антенными системами и их элементами, контроля диаграммы направленности, входного импеданса и эффективности излучения [2, 3].

Результаты, представляемые в данном проекте, позволили развить и расширить теорию, методики и практические варианты использования искусственных периодических структур для создания широкополосных и двухдиапазонных антенн и антенных решёток (АР) с низкой высотой профиля. В частности, [4-7]:

1. Разработаны излучатели АФАР УВЧ-диапазона на основе искусственной периодической структуры со свойствами искусственного магнитного проводника (АМС). Разработана методика проектирования низкопрофильных вибраторных излучателей УВЧ и ОВЧ-диапазонов. Электродинамическое моделирование, конструкторская отработка, макетирование и экспериментальные исследования показали возможность практической реализации двухполяризационного излучателя АФАР Р-диапазона на основе АМС с высотой 38 мм (0,051 рабочей длины волны), полосой рабочих частот рабочей полосе частот 14 % (405...465 МГц) и коэффициентом передачи между излучателями ортогональных поляризаций не более -44 дБ [4, 5].

2. Предложен метод расширения полосы рабочих частот двухполяризационных антенны на основе АМС, позволяющий устранить негативное влияние паразитной поверхностной ТЕ-волны на характеристики направленности антенны, возбуждаемой в АМС подложке. На основе предложенного метода разработана двухполяризационная антенна с высотой профиля 0,068 рабочей длины волны, полосой рабочих частот 40 % по уровню $K_{СВ\leq 2}$ и стабильным в полосе частот коэффициентом усиления. Коэффициент передачи между излучателями ортогональных поляризаций не более -30 дБ [6]. Макетирование и экспериментальные исследования разработанной антенны подтвердили возможность практической реализации и верность предложенного метода.

3. Предложен принцип построения и функционирования двухдиапазонных антенных решёток диапазона на основе АМС с полосо-прозрачными элементами. Проведено электродинамическое моделирование, макетирование и экспериментальные исследования антенной решётки с отношением рабочих частот ВЧ и НЧ антенн 3 разработанной на основе предложенного принципа, показавшие возможность практической реализации двухдиапазонной АР с высотой профиля 0,098 рабочей длины волны НЧ антенны при полосе рабочих частот 40 % в НЧ диапазоне и 28% в ВЧ диапазоне по уровню $K_{СВ\leq 2}$ и коэффициентом передачи между антеннами различного диапазона не более минус 23 дБ [7].

Литература:

1. Траектория полёта. ЦКБ-17, НИИ-17, МНИИП, ОАО «Концерн «Вega» / под ред. В.С. Вербы. М.: «Оружие и технологии». 2005. С. 252.
2. Engheta N., Ziolkowski R. W. Metamaterials: physics and engineering exploration.— John Wiley & Sons, 2006, p. 414.
3. Волков А.П. Периодические СВЧ композитные структуры в бортовых антенных системах: дис. канд. тех. наук: 05.12.07 — Антенны, СВЧ-устройства и их технологии / МАИ (НИУ), Москва, 2017. С. 154.

4. Гринев А.Ю., Курочкин А.П., Волков А.П. Низкопрофильная развязанная антенная система на основе поверхности с высоким импедансом // М.: Антенны. 2014. № 9. С. 4—11.
5. Волков А.П., Козлов К.В., Асиновский Г.С., Мезин В.Р. Низкопрофильный двухполяризационный излучатель АФАР Р-диапазона // М.: Антенны. 2016. № 9. С. 96—101.
6. Volkov A.P., Kakshin V.V., Ryzhov I.Yu., Kozlov K.V., Grinev A.Yu. Wideband low-profile dual-polarized antenna with AMC reflector. Progress in electromagnetics research letters. 2020; 88:15—20.
7. Volkov A.P., Kakshin V.V., Ryzhov I.Yu., Kozlov K.V., Kurochkin A.P., Grinev A.Yu. A low-profile dual-band shared-aperture antenna based on artificial magnetic conductor with transparent elements. Microwave and optical technology letters. 2020, V. 62, №11, P. 3571-3575.

Временной метод оценки задержки комплексного сигнала некротной периоду дискретизации на основе полиномиальной интерполяции

Гущина О.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Оценка времени задержки прихода сигналов является популярной задачей во многих радиотехнических системах. Одним из методов для оценки времени задержки, который получил широкое распространение, является временной корреляционный метод, при котором рассчитывается взаимная корреляционная функция (ВКФ) сигналов, а положение её максимума принимается за оценку времени задержки.

При цифровой обработке сигналов доступны только отсчёты ВКФ, взятые с интервалом, равным периоду дискретизации. Нет никаких причин для того, чтобы на практике положение наибольшего отсчёта ВКФ (грубая оценка времени задержки) совпадала с истинным временем задержки, то есть, чтобы время задержки между сигналами оказалось кратным периоду дискретизации. Это приводит к появлению систематической ошибки смещения в оценке времени задержки. Очевидной стратегией повышения точности оценки времени задержки является уменьшение этого смещения, которое может быть достигнуто восстановлением непрерывной ВКФ по отсчётам дискретной ВКФ, например, с помощью быстродействующей локальной полиномиальной интерполяцией дискретной ВКФ в окрестности её наибольшего отсчёта (грубого максимума). В данной работе авторами была рассмотрена полиномиальная интерполяция дискретной ВКФ второго и третьего порядка.

Зачастую оценку времени задержки производят не по самим сигналам, а по их комплексным огибающим. Вследствие чего отсчёты обрабатываемых сигналов и ВКФ становятся комплексными. Использование непосредственно комплексных отсчётов ВКФ для уточнения времени задержки с помощью полиномиальных интерполяций приводит к появлению комплексной оценки времени задержки, что противоречит физическому смыслу времени.

В настоящей статье авторами было предложено три метода («abs», «compl», «conj») для решения проблемы комплексной оценки времени задержки при использовании полиномиальной интерполяции второго и третьего порядка в окрестности грубого максимума ВКФ:

1. Метод, основанный на интерполяции абсолютных значений ВКФ в окрестности её грубого максимума — обозначим этот метод как «abs».
2. Метод, основанный на непосредственной интерполяции комплексных значений ВКФ в окрестности её грубого максимума и использовании абсолютных значений получающейся в результате комплексной оценки времени задержки. Этот метод обозначим как «compl».
3. Метод, основанный на использовании комплексных значений отсчётов ВКФ в окрестности её грубого максимума, в котором аппроксимирующий полином умножается на его комплексное сопряжение и время задержки оценивается как положение максимума получающейся в результате умножения функции. Обозначим такой метод как «conj».

В ходе исследования было получено строгое аналитическое решение для оценки пикового смещения для методов «abs» и «comprl» для случая полиномиальной интерполяции третьего порядка, которое соответствует интервалу времени от наибольшего отсчёта ВКФ до максимума аппроксимирующей кривой, используя четыре максимальных по модулю отсчёта ВКФ. Оценка времени задержки состоит из грубой оценки и оценки пикового смещения.

Для сравнения результатов оценки времени задержки при использовании полиномиальной интерполяции в окрестности максимума модуля ВКФ второго и третьего порядка при использовании трёх методов — «abs», «comprl», «conj» было проведено численное моделирование.

В качестве исходного сигнала был выбран гауссовский комплексный стационарный процесс, описываемый авторегрессионной моделью первого порядка AR (1). Использовались следующие параметры моделирования: $\alpha = 0,1/T_s$; $N = 1000$ — количество отсчётов исследуемых сигналов, используемое для обработки; $M = 1000$ — количество проведённых опытов для формирования статистически значимых результатов.

Проведённое численное моделирование позволило дать количественную оценку среднеквадратической ошибке и её составляющим: дисперсии и смещению, при сравнении методов «abs», «comprl», «conj» и использования полиномиальной интерполяции второго и третьего порядка при заданном отношении сигнал-шум.

По результатам проведённого моделирования можно сделать следующие выводы. Во-первых, наименьшее смещение получается при использовании любого из методов «abs» и «conj». Во-вторых, наименьшая стандартное отклонение получается при использовании метода «comprl». В-третьих, наименьшая среднеквадратическая ошибка получается при использовании метода «comprl». Эти параметры получаются меньше при использовании полиномиальной интерполяции второго порядка, чем при использовании полиномиальной интерполяции третьего порядка. Причем вышеуказанные параметры практически совпадают для методов «abs» и «conj» при высоких отношениях сигнал/шум.

Список литературы

1. Добычина Е.М., Малахов Р.Ю. Цифровые антенные решётки для бортовых радиолокационных систем // Научный вестник МГТУ ГА. — № 186. — 2012. — С. 176-183.
2. Torrieri D. J. Statistical Theory of Passive Location Systems // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. — vol. AES-20, no. 2. — 1984. — P. 183-198.
3. Добычина Е.М. Калибровка цифровых антенных решеток // Антенны // Радиотехника. — № 9. — 2013. — С. 46-55.
4. Ефимов Е.Н., Шевгунов Т.Я. Оценка времени задержки циклостационарных радиосигналов // Гагаринские чтения 2017. — 2017. — С. 621-622.
5. Шевгунов Т.Я., Ефимов Е.Н., Жуков Д.М. Применение моделей циклостационарных случайных процессов в задачах цифровой обработки сигналов // DSPA: Вопросы применения цифровой обработки сигналов. — Т. 8, № 1 — 2018. — С. 152-156.
6. Knapp C., Carter G. The generalized correlation method for estimation of time delay // IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing. — vol. 24, no. 4. — 1976 — P. 320-327.
7. Roth R.R. Effective measurements using digital signal analysis // IEEE Spectrum. — vol. 8, no. 4 — 1971. — P. 62—70.
8. Cespedes I., Huang Y., Ophir J., Spratt S., Methods of subsample time delays of digitized echo signals // Ultrasonic Imaging. — vol. 17 — 1995 — P. 142—171.
9. Оппенгейм А.В., Шафер Р.В. Цифровая обработка сигналов. — 3-е изд., испр. — М.: Техносфера, 2012.
10. Kay S.M. Fundamentals of Statistical Signal Processing: Estimation Theory // Prentice Hall, 1993.
11. Lindgren G., Rootzen H., Sandsten M. Stationary Stochastic Processes for Scientists and Engineers // CRC Press, 2014.

Исследование методов идентификации и измерения параметров квадрокоптеров в различных средах на естественном фоне

Жагров Е.К., Рубинов С.Б., Карачевцев Д.Ю.

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург

Цель исследования — нахождение эффективных методов идентификации и измерения параметров квадрокоптеров в различных средах на естественном фоне. В статье рассмотрены способы идентификации, которые подходят для использования в черте города, а также предложено создание базы учета квадрокоптеров, рассмотрены основные преимущества и недостатки каждого из способов, а также возможность их комбинации. Научная новизна работы заключается в изучении противодействия недружелюбным квадрокоптерам, подобного типа статей почти нет на русском пространстве. Были изучены эффективные методы локального обнаружения, расписан каждый из методов, объяснены преимущества и недостатки каждого метода, включающие такие методы как: нахождение квадрокоптера по угловой скорости винтов и их сообщению, с помощью лидаров на основе нейросети, с помощью радиолокационных сетей, с помощью селекции движущихся целей на эффекте Доплера и с помощью перехвата сигнала квадрокоптера. В результате были найдены эффективные способы обнаружения квадрокоптеров и внесена идея введения базы свой/чужой, с помощью которой можно упростить идентификацию квадрокоптеров, а также уменьшить нагрузку на идентифицирующие системы. Был предложен способ реализации этой системы. Также были предложены новые задачи, решение которых будет представлено в ближайшем будущем. Актуальность задачи можно доказать нераскрытостью вопроса в этой новой для нашей страны темы, так как материал найти мне не удалось, который раскрывает эту тему под таким углом.

Энергетико-кинематический способ местоопределения источников излучения однопозиционным движущимся пеленгатором

Бондарев Е.А.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Решена задача разработки способа местоопределения источников радиоизлучений, наблюдаемых станцией радиотехнической разведки беспилотного летательного аппарата. Использование разработанного способа обеспечивает сокращение времени получения и повышение точности разведывательной информации о координатах источников радиоизлучений за счёт многомерной дискретной нелинейной фильтрации в реальном масштабе времени измерений их угловых координат и мощности излучаемых сигналов. В работе проведён анализ используемых в иностранных армиях способов радиоэлектронного подавления радиолокационных станций и радиосетей систем противовоздушной обороны противоборствующей стороны. Проведён анализ способов и технических средств оперативного выявления забрасываемых передатчиков помех. В результате определены основные направления их совершенствования. Разработаны математические модели, описывающие динамику изменения параметров состояния источников радиоизлучений и измеритель углов прихода радиосигналов, принимаемых бортовой станцией радиотехнической разведки. Получено выражение для квазиоптимальных оценок параметров состояния ИРИ. Методом компьютерного моделирования проведена сравнительная оценка точности местоопределения источника радиоизлучений при использовании известного, не учитывающего измерения мощности принимаемых сигналов, и разработанного способов. В интересах проведения сравнительной оценки создана имитационная модель процесса наблюдения источников радиоизлучений движущимся пеленгатором в среде компьютерной алгебры «MathCad».

Триангуляционно-кинематический способ местоопределения источников излучения однопозиционным движущимся пеленгатором

Галин М.А.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Решена задача разработки способа местоопределения источников радиоизлучений, наблюдаемых станцией радиотехнической разведки беспилотного летательного аппарата. Использование разработанного способа обеспечивает повышение точности местоопределения источников радиоизлучений за счёт многомерной дискретной нелинейной фильтрации относительных полярных координат и параметров движения источников в результате совместной обработки измерений их угловых координат и косвенных измерений дальностей, полученных на основе триангуляционного способа. В работе проведён анализ типового состава целевой нагрузки перспективного разведывательно-ударного беспилотного летательного аппарата и принципов её функционирования, а также основных методов местоопределения источников радиоизлучений, наблюдаемых бортовой аппаратурой радиотехнической разведки. Разработаны математические модели, описывающие динамику изменения параметров состояния источников радиоизлучений и измеритель этих параметров. При этом учтена статистическая зависимость между погрешностями измерений угловых координат и дальностей до источников радиоизлучений. Получено решающее правило формирования квазиоптимальных оценок параметров состояния источников радиоизлучений. Методом компьютерного моделирования проведена сравнительная оценка точности местоопределения наблюдаемого источника радиоизлучений при использовании известного и разработанного способов. В интересах проведения сравнительной оценки создана имитационная модель процесса наблюдения источников радиоизлучений движущимся пеленгатором в среде компьютерной алгебры «MathCad».

Разработка цифровой геoinформационной системы на основе данных экологического мониторинга и дистанционного зондирования Земли и для оценки состояния компонентов окружающей природной среды

Константинова Е.П.

Московский авиационный институт, г. Москва

Данный прототип будет использован как демоверсия приложения ЭкоГис Москва для оценки социальной значимости и необходимости приложения независимого мониторинга экологической ситуации природных компонентов жителям Москвы.

Прототип позволит получить объективную оценку первых пользователей, а также позволит протестировать эффективность использования данных дистанционного зондирования Земли в постоянном режиме.

Цель выполнения проекта: создание комплекса алгоритмов (методик) по оценке состояния окружающей среды на базе космических снимков территории Москвы для создания мобильного приложения (т. е. конечным продуктом будут выступать карты различных загрязнений г. Москвы, которые основаны на анализе космических снимков. На данных картах будет основан прототип мобильного приложения).

Научная новизна предлагаемых в проекте решений:

1. Разработка новых интегральных подходов по оценке качества компонентов окружающей природной среды.

2. Применение снимков высокого разрешения, первый информационный анализ снимков высокого разрешения для комплексной оценки экологической ситуации г. Москвы, доработка имеющихся баз данных наземного мониторинга которое не позволяет получить объективное и полное представление о реальной картине экологической обстановки.

3. Разработка нового алгоритма по оценке негативного влияния экологической ситуации на здоровье (интегральный индекс заболеваемости). Данная разработка даст реальное представление об экологической ситуации г. Москвы любому жителю (не специалисту в области экологии и охраны окружающей среды) так же на основе данной разработки можно будет создавать рекомендации по уменьшению негативного влияния загрязнений на здоровье человека

Существующая система наземного мониторинга экологической ситуации окружающей среды имеет ряд недостатков. Во-первых, наземные станции мониторинга не могут дать полный анализ всей территории, а исследуют только локальные точки и участки. Также станции наземного мониторинга чаще всего закреплены за научно-исследовательскими институтами, которые имеют свои собственные методики оценки. Поэтому процесс получения данных о загрязнениях может очень сильно отличаться друг от друга и иметь информацию, не подлежащую объективной оценке и сравнению. Во-вторых, наземные станции не проводят измерения в режиме 24/7. Чаще всего измерения делают в одно и тоже время суток и выдают данный показатель за реальное состояние. Например, воздушное и шумовые загрязнения. Наземные станции проводят одно измерение в день. Хотя очевидно, что показатели данных загрязнений не статичны и изменяются в режиме всего дня. Утром в период активного трафика и в вечернее время достигают своего пика, а днём изменяются в зависимости от ситуации.

Моя разработка основана на анализе информации данных дистанционного зондирования Земли, которая позволит получать информации комплексно (т. е. мы будем видеть всю картину, а не отдельные точки и участки) так же при алгоритме машинного обучения я смогу сделать мониторинг постоянным и получать данные об состоянии окружающей среды в режиме 24/7.

Разработка канала измерения высотно-скоростных параметров для объектов малой авиации

^{1,2}Корчагин К.С., ²Корнилов А.В.

¹АПИ НГТУ, ²ПАО АНПП «ТЕМП-АВИА», г. Арзамас

Для осуществления безопасного полёта и успешного выполнения полётного задания в составе пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) любого типа аэродинамических летательных аппаратов (ЛА) обязательным условием является применение технических средств, обеспечивающих измерение высотно-скоростных параметров (ВСП) [1].

Наиболее часто для этого применяются аэрметрические приборы на основе анероидных коробок, которые позволяют измерять значения величины давления потока наружного воздуха (полного P_n и статического P_c) и определять значения: приборной $V_{пр}$, вертикальной $V_{верт}$ и истинной $V_{ист}$ скоростей, абсолютной $H_{абс}$ и относительной $H_{отн}$ барометрических высот, числа Маха.

Однако из-за погрешностей барометрических измерителей [2] в составе большинства ЛА реализуется резервирование за счёт информации от радиовысотомеров и радиодальномеров DME/ILS или от спутниковой навигационной системы СНС (GPS-высотомеры).

Комплексное использование информации от перечисленных измерителей позволяет обеспечить высокую точность и надёжность канала измерения ВСП.

Анализ научно-технической литературы и электронных источников показал, что на сегодняшний день в РФ недостаточно проработаны методы и средства, позволяющие реализовать комплексное измерение ВСП с требуемой точностью в составе малогабаритных аэродинамических ЛА гражданского применения.

При этом, задачи организации на территории РФ производства современных самолётов малой авиации и осуществление мер по исключению критической зависимости РФ от зарубежных стран в области авиационной деятельности являются

основополагающими в Государственной программе Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности» на 2013–2025 годы [3].

Поэтому целью проводимого исследования являлась разработка аппаратных и программных средств, реализующих канал измерения высотно-скоростных параметров для малой гражданской авиации, в первую очередь — для объектов авиации общего назначения (АОН), учебно-тренировочных самолётов (УТС) и самолётов выполнения спецработ.

Одними из наиболее перспективных объектов возможного применения разрабатываемого канала измерения ВСП являются СР-10, малогабаритный многоцелевой самолёт авиации общего назначения СМ-92ТЕ, ТВС-2ДТС «Байкал», УТС Як-152, УТС М-107.

С учётом всех требований и ограничений предложена схема построения разрабатываемого канала измерения ВСП и разработаны конструкции его составных частей: барометрического измерителя ИВСП; баро-инерциальной резервной системы ИСПП-ГА и инерциально-спутникового пилотажного прибора ДКВ-ГА.

В составе разработанных устройств применяются следующие датчики первичной информации:

- одноосные волоконно-оптические гироскопы ВГ941-3АМ (ЗАО «Физоптика»), дрейф нулевого сигнала до 60 град/ч, точность коэффициента преобразования 0,1–1 %;
- одноосные кремниевые компенсационные акселерометры АТ-1104-50 (ПАО АНПП «ТЕМП-АВИА») со встроенными датчиками температуры. Отклонение нулевого сигнала в диапазоне рабочих температур относительно нормальных условий, не более $\pm 10 \times 10^{-3}$ g, отклонение крутизны выходной характеристики в диапазоне рабочих температур относительно нормальных условий не более $\pm 1,5$ %;
- пьезорезонансные преобразователи давления и температуры ПДТК (ООО «СКТБ «ЭлПА»), специально разработанные для проводимого исследования. Основная приведенная погрешность $\pm 0,04$ % ВПИ;
- МТИ-10 (Xsens) на основе МЭМС-датчиков — трёхосного акселерометра и трёх одноосных гироскопов.

Также в составе применен приёмник сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS и SBAS (WAAS, EGNOS) МНП-М7 (АО «ИРЗ»), который предназначен для определения текущих координат, высоты, скорости и времени. Инструментальная погрешность определения географических координат с вероятностью 2 σ , по системе ГЛОНАСС не более 5 м.

При реализации информационных связей между устройствами разрабатываемого канала измерения ВСП использовались известные подходы [2], однако предложенные программно-математические средства [4] позволяют получить качественно новые тактико-технические характеристики.

Существенными отличиями конструкции разрабатываемого канала измерения ВСП является:

- применение конструкции, позволяющей исключить магистрали давления (у основного канала измерения) тем самым, устранив погрешность запаздывания [5], снизив трудоёмкость изготовления самолёта, повысив надёжность эксплуатации;
- применение комплектующих, обеспечивающих высокое качество при относительно низкой стоимости (отечественные ЭРИ в пластиковых корпусах, сертифицированные иностранные высокопроизводительные микроконтроллеры, специально разработанные для проводимого исследования отечественные датчики давления и индикатор);
- реализация отработанных математических методов комплексирования информации различной физической природы и применение программных средств собственной разработки.

Предложенные подходы и алгоритмы были реализованы в опытных образцах измерительных устройств: на момент подачи конкурсной работы ДКВ и ИСПП проходят наземную отработку на испытательной базе ПАО АНПП «ТЕМП-АВИА» (г. Арзамас) и в

составе стенда АО УПКБ «Деталь» (г. Каменск-Уральский), образцы ИВСП проходят лётные испытания в составе ПНК самолёта СР-10. Результаты четырёх полётов, представленные в работе, подтверждают достоверность и обоснованность разработанных научно-технических решений. В частности, погрешности измерения абсолютной высоты Набс и приборной скорости $V_{пр}$ разработанным ИВСП относительно штатной системы на основе датчиков давления Druck («General Electric») (погрешность измерения давления 0,01 % ВПИ) составляют 3,26 м и 4,32 км/ч.

Библиографический список:

1. Федеральные авиационные правила «Сертификация авиационной техники, организации разработчиков и изготовителей. Часть 21». [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/72601980/> (дата обращения: 26.08.2020)
2. Прилепский, В.А. Авиационные приборы: учеб. пособие. Самара: изд-во Самарского университета; В.А. Прилепский, 2016 — 316с.
3. Постановление Правительства РФ от 15 апреля 2014г. №303 «Об утверждении государственной программы «Развитие авиационной промышленности». [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://gov.garant.ru/SESSION/PDA/linkProxy?subjectId=70644068&entryId=26699&linkType=65537#block_26699 (дата обращения: 07.09.2020)
4. Ильясов С.П., Корнилов А.В., Лосев В.В. Система резервных приборов высокоманёвренного пилотируемого аэродинамического летательного аппарата // Труды МАИ, 2017, № 92. [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=77119> (дата обращения: 26.08.2020)
5. ОСТ 1 00762-75 Системы статического и полного давлений для питания мембранно-анероидных приборов. — М.: Гос. ком стандартов, 1975. — 13 с.

Применение алгоритма детектора активности речи для выделения ответных сигналов систем управления воздушным движением

Косицына С.И.

АО «Государственный Рязанский приборный завод», г. Рязань

Посредством данного исследования разработан алгоритм выделения ответных сигналов систем управления воздушным движением (УВД) с помощью алгоритма детектора голосовой активности речи (VAD). В данной работе рассмотрен комплексный подход к выделению ответных сигналов, состоящий из трёх этапов: адаптирование ответного сигнала под работу с алгоритмом VAD, предварительное детектирование и уточнение границ ответного сигнала. Посредством интерактивной среды программирования Matlab было произведено тестирование алгоритма. По результатам тестирования алгоритма были получены осциллограммы детектированных сигналов. Также в данном исследовании была рассчитана погрешность работы алгоритма.

Библиографический список

1. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Том IV Системы наблюдения и предупреждения столкновений. ИКАО, 2014.
2. Тихонов В.И. Оптимальный приём сигналов. / Тихонов В.И.. — М.: Радио и связь, 1983.
3. Жилияков Е.Г., Белов С.П. Об одном способе обнаружения пауз в речевых данных // Вестник НПИ 2006.
4. Косицына С.И. Разработка алгоритма оценки смеси речи и акустического шума на входе первичного кодера // VI научно-техническая конференция магистров Рязанского государственного радиотехнического университета (Рязань, 2020). С.6.
5. Волченков В.А. Витязев В.В. Методы и алгоритмы детектирования активности речи // Цифровая обработка сигналов. Российское научно-техническое общество радиотехники электроники и связи им. А.С. Попова (Москва).
6. В.Н. Тяпкин, Е.Н. Гарин, Ю.Л. Фатеев. Радиолокационные системы / Тяпкин В.Н. — Издание СФУ.

Информационно-расчётная система для обеспечения деятельности служб радиоэлектронной борьбы авиационной части

Курьянов И.Ю., Кудряшов Л.И.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Выполнение боевых задач авиационными частями и подразделениями связано с необходимостью преодоления системы противовоздушной обороны (ПВО) противника, основу которой составляют зенитные ракетные комплексы (ЗРК) различной дальности. Для обеспечения защиты авиации от поражения ЗРК наряду со средствами (комплексами) радиоэлектронной борьбы (РЭБ) индивидуальной защиты оперативно-тактической авиации (ОТА) могут применяться вертолёты РЭБ.

В настоящее время на вооружение ВКС интенсивно поступают вертолёты РЭБ, обладающие широким спектром боевых возможностей по сравнению с модификациями предыдущего поколения (по пропускной способности, по мощности, по диапазону рабочих частот, по ведению радиотехнической разведки (РТР) и др.). Решаемые задачи вертолётами постановщиками помех сводятся к ведению РТР и групповой защиты боевых порядков самолётов ОТА от поражения зенитными средствами и тактической авиации (ТА) противника путём постановки радиоэлектронных помех радиоэлектронным средствам (РЭС) управления оружием (УО) из зон над своей территорией.

Анализ результатов проведённых учений показывает, что вертолёты РЭБ вносят значительный вклад (до 30 %) в обеспечение задачи преодоления ПВО противника при нанесении ударов по его объектам в оперативно-тактической глубине в заданной полосе пролёта. Требуемая эффективность вертолётов РЭБ может достигаться при условии выполнения пространственных, энергетических, временных, частотных условий радиоподавления объектов РЭБ противника.

Указанные обстоятельства обуславливают необходимость разработки рациональных способов применения данных вертолётов в различных условиях сложной РЭО. Для обоснования указанных способов необходимо наличие соответствующего методического аппарата, позволяющего оценить эффективность применения заданного наряда вертолётов и обеспечить расчёт потребного наряда в зонах постановки помех.

Предлагаемая методика может быть реализована в виде совокупности программных модулей — информационно-расчётных систем (ИРС) автоматизированных рабочих мест органов управления РЭБ армий ВВС и ПВО. В настоящее время используются разработанные ранее программные модули по решению частных оперативно-тактических задач, позволяющие определить эффективность заданного наряда вертолётов РЭБ по радиоподавлению радиолокационных средств (РЛС) управления силами (войсками) и оружием ПВО авиации противника.

Однако в связи с постоянной модернизацией, улучшением боевых возможностей и расширением парка средств ПВО противника, возникает необходимость в совершенствовании существующих программных модулей по оценке эффективности вертолётов РЭБ, заключающейся в разработке базы данных по объектам РЭБ противника и по тактико-техническим характеристикам (ТТХ) вертолётов постановщиков помех. Кроме того, наличие существенных ограничений и допущений не позволяет осуществлять планирование применения вертолётов РЭБ применительно к сложившейся реальной обстановке.

Поэтому целью работы является повышение оперативности и достоверности решений, принимаемых при планировании применения вертолётов РЭБ в условиях сложной реальной боевой обстановки.

По теме работы опубликованы три научных статьи и подготовлены доклады на трёх всероссийских и международных конференциях. Результаты работы реализованы в учебном процессе на 51 кафедре радиоэлектронной борьбы (и технического обеспечения частей РЭБ) при разработке учебно-методических материалов учебной дисциплины «Теоретические основы радиоэлектронной борьбы».

Комплекс диагностики потока из форсунок различной конфигурации

Кучменко А.В.

ФГБОУ ВО «НИУ МЭИ», г. Москва

На сегодняшний день не только в нашей стране, но и по всему миру происходят активные исследования, модернизация, производство летательных аппаратов, как гражданских, так и военных. Вопрос рационального использования топлива находится в одном ряду с конструктивными усовершенствованиями летательных аппаратов. Подача топлива, как в автомобилях, так и в самолётах, осуществляется принудительным впрыском с помощью форсунок. В авиации такая система известна с 1930-х годов. С развитием авиации и космонавтики обеспечение летательных аппаратов топливом с помощью форсунок не ушло в прошлое, а модернизируется и исследуется по сей день.

Форсунка — это устройство с одним или несколькими отверстиями для распыления жидкости под давлением, осуществляющее равномерную подачу топлива и более полное его сгорание. Наличие различных конфигураций форсунок, а также множество областей использования их, приводит к необходимости исследования основных характеристик потока. К основным характеристикам потока жидкости из форсунок можно отнести: скорость распространения потока, геометрия и угол раскрыва струи, размеры капель поток [1].

Данная работа посвящена применению бесконтактных оптических методов для диагностики потока жидкости из форсунок различной конфигурации.

В настоящее время все больший интерес вызывают бесконтактные методы исследования потоков, которые позволяют исследовать потоки без возмущений, что исключает внесение дополнительных искажений в исследуемую среду. Также преимуществом бесконтактных методов является возможность получения мгновенных снимков, информацию о потоке сразу по всему полю исследуемого объекта.

Для определения скорости потока было решено использовать метод анемометрии по изображению частиц (АИЧ). Данный метод позволяет регистрировать мгновенные пространственные распределения скорости, что даёт множество преимуществ, в том числе при изучении потоков, содержащих крупномасштабные вихревые структуры, информация о которых может быть утеряна при применении одноточечных методов диагностики. На основе полученных экспериментальных данных были определены скорости потока жидкости из форсунок четырёх различных конфигураций.

Ещё одним достаточно известным бесконтактным методом диагностики потоков является метод прямой видеорегистрации. В настоящее время данный способ регистрации позволяет наблюдать быстротекающие процессы. Суть метода заключается в проведении высокоскоростной съёмки, которая в дальнейшем может помочь визуализировать процесс поведения быстротекающих процессов. С помощью данного метода осуществлялась визуализация геометрии струи, что позволяет определить тип форсунок (в наших исследованиях были рассмотрены форсунки типа полный и полый конус), а также произвести расчёт угла раскрыва струи.

Для определения диаметров капель использовался лазерный интерференционный метод (ЛИМ). Данный метод основан на регистрации изображения частиц в рассеянном излучении с помощью ПЗС-камеры. При расфокусированном изображении наблюдаются интерференционные картины капель жидкости. По количеству интерференционных полос возможно определить диаметр пузырька. Каждый из экспериментальных модулей может использоваться как отдельно, так и в общем оптико-электронном комплексе [2].

Литература

1. Kuchmenko A. V., Koshelev D. A., Skornyakova N.M., Shcherbakov P.P. Development of the system for quantitative gas-liquid flow visualization / Journal of Physics: Con-ference Series, V. 1421, conference 1. 2019. 8 p.

2. Кучменко А.В., Скорнякова Н.М. Комплексное исследование газожидкостных потоков оптическими методами / 7-я Всероссийская конференция с международным участием. М.: ООО "Цифровая типография". 2019. С. 110.

Методическое обоснование способа информационного обеспечения вертолётной группы на основе применения беспилотного летательного аппарата воздушного старта

Мусатов В.Н.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Реализации потенциальных возможностей подразделений армейской авиации и расширению круга выполняемых ими задач препятствуют постоянно совершенствующиеся средства противоракетной борьбы потенциального противника. При этом, как показывают исторические примеры, основной причиной возможной «гибели» вертолётных комплексов является недостаточное и/или не своевременное информационное обеспечение экипажа об угрозе поражения. Такое информационное обеспечение при преодолении зоны противовоздушной обороны (ПВО) противника может быть возложено на разведывательный беспилотный летательный аппарат (БЛА), запускаемый с борта одного из вертолётов группы при подлете к наиболее опасному району. При этом повышение эффективности информационного обеспечения ударной вертолётной группы за счёт применения БЛА воздушного старта связано с рядом трудностей технического и организационного характера. Первоочередным этапом преодоления этих трудностей является методическое обоснование способа дополнительного информационного обеспечения ударной вертолётной группы путём моделирования общего процесса функционирования вертолётной группой, в составе которой применяется разведывательный БЛА воздушного старта.

Проведённый анализ опыта развитых в военном отношении стран мира по оснащению современных воздушных судов беспилотными летательными аппаратами воздушного старта позволяет говорить о перспективности данного направления развития авиации в целом. Беспилотные летательные аппараты воздушного базирования существенно расширяют возможности боевых порядков авиации посредством их запуска перед входением в район выполнения боевых задач. Мировые разработки, в том числе российские (не вошедшие в материалы настоящей работы), не накладывают существенных ограничений на типы воздушных носителей БЛА. Поэтому для повышения эффективности применения ударных вертолётных групп подразделений и частей армейской авиации представляется возможным их оснащение беспилотными летательными аппаратами воздушного старта, как дополнительного источника разведывательной информации о противнике.

Разработаны описательная (динамическая) и математическая модели процесса функционирования ударной вертолётной группы при преодолении зоны ПВО противника на основе применения разведывательного БЛА воздушного старта. Модель позволяет оценить влияние средств радиоэлектронного подавления канала передачи разведанных «разведывательный БЛА — вертолёт» на результат выполнения задачи с точки зрения вероятности и среднего времени.

Предложенный способ информационного обеспечения может лечь в основу разработки новых способов боевого применения подразделений армейской авиации, а разработанная модель — в основу методического аппарата оценки их эффективности.

С целью обоснования способа информационного обеспечения вертолётной группы, основанного на применении разведывательного БЛА, разработана методика оценки эффективности преодоления ударной вертолётной группой зоны ПВО противника. Для исходных данных, максимально приближённых, по мнению автора, к реальной обстановке, проведена оценка «прироста» эффективности выполнения задачи посредством применения дополнительного информационного обеспечения.

Проведённые в работе расчёты показали, что посредством применения разведывательного БЛА воздушного старта наблюдается прирост эффективности, определяемой вероятностью успешного выхода в район выполнения боевой (ударной) задачи, до 11 %. Оценка сокращения времени за счёт дополнительного информационного обеспечения составила 1,25 минут из 30 минут, отводимых на выполнение боевой задачи.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Хильченко Р.Г., Мусатов В.Н. Описательная модель процесса радиоэлектронно-информационного обеспечения ударной вертолётной группы на основе применения беспилотного летательного аппарата воздушного старта. Радиоэлектронная борьба и информационная безопасность. Часть 3. Сборник статей по материалам V Межвузовской научно-практической конференции курсантов и слушателей «Молодёжные чтения, посвященные памяти Ю.А. Гагарина». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 16 мая 2018 г. С. 234-239.

2. Хильченко Р.Г., Мусатов В.Н. Математическая модель процесса радиоэлектронно-информационного обеспечения ударной вертолётной группы на основе применения БЛА воздушного старта. Сборник научных статей по материалам VIII международной научно-технической конференции «Современное состояние и перспективы развития систем связи и радиотехнического обеспечения в управлении авиацией». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 23-24 октября 2019 г. С. 203-210.

3. Рябов К. Беспилотный летательный аппарат «Тянь И» / SW6 (Китай) [Электронный ресурс] // Военное обозрение. Авиация, 2016. № 5. URL: <https://topwar.ru/103440-besplotnyy-letatelnyy-apparat-tyan-i-sw6-kitay.html> (дата обращения: 18.04.2020).

4. Ростич Р. Разработка в США перспективных беспилотных летательных аппаратов для ВМС. Зарубежное Военное Обозрение, 2003. № 7. С. 61-67.

5. Сычев В. Американцы запустили разведывательный беспилотник с многоцелевого вертолётa [Электронный ресурс] N+1. Оружие. 22.04.2020. URL: https://nplus1.ru/news/2020/04/22/black-hawk?utm_referrer=mirtesen.ru (дата обращения: 30.04.2020).

6. Козирацкий Ю.Л., Бутузов В.В., Хильченко Р.Г. Живучесть вертолётов армейской авиации, как один из основных факторов повышения боевых возможностей ударных вертолётных групп. Военная мысль, 2017. № 4. С. 19–25.

7. Модели информационного конфликта средств поиска и обнаружения. Монография / Под ред. Ю.Л. Козирацкого. М.: Радиотехника, 2013. 232 с.

8. Ципкин Я.З. Основы теории автоматических систем. М.: Наука, 1977. 560 с.

Алгоритм определения высоты и составляющих скорости носителя по сигналам когерентного радиовысотомера

Набережнев Д.Ю., Аврамов Н.А.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В данной научной работе решена задача повышения точности определения навигационных параметров носителя без использования сигналов глобальных спутниковых систем в условиях активного подавления. В качестве датчика высотно-скоростных параметров БЛА-перехватчика предлагается использовать малогабаритный однолучевой когерентный высотомер, что позволит определять истинную высоту и составляющие скорости полёта БЛА с высокой точностью, круглосуточно и в любое время года.

В работе был проведён анализ опыта создания БЛА-перехватчиков, выполнен анализ информационных свойств сигналов когерентного импульсного радиовысотомера БЛА-перехватчика, получена и выведена математическая модель отраженного сигнала от подстилающей поверхности для когерентного радиовысотомера, выведена зависимость трёх параметров (высоты, вертикальной и путевой скоростей) от спектра сигнала, разработан алгоритм нахождения кривой максимального контраста спектра мощности отражений от поверхности в когерентном радиовысотомере БЛА, основанный на анализе изменения мощности принимаемой реализации сигналов по функционалу правдоподобия положения момента изменения дисперсии выборки. Также разработан алгоритм

определения составляющих скорости БЛА-перехватчика на основе метода максимального правдоподобия, синтезирован алгоритм оценки высоты и составляющих скорости БЛА-перехватчика на основе фильтра Калмана, проведено имитационное моделирование функционирования канала определения составляющих скорости в интересах оценки потенциальной точности.

Результаты работы подтверждены экспериментально.

Алгоритм сопровождения воздушной цели с динамически изменяющимся спектрально-доплеровским портретом

Надточий В.Н., Борисов С.А.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

При динамичном ведении современного воздушного боя, экипажу воздушного судна необходимо получать информацию об изменяющейся тактической обстановке. Человеческих возможностей недостаточно для успешного ведения боевых действий. Необходимо принимать большое количество решений в короткие временные интервалы. Для повышения качества этих решений информационная система должна рекомендовать лётчику рациональную стратегию и варианты применения используемых ресурсов. Поэтому современные воздушные суда имеют на вооружении сложный радиоэлектронный комплекс и радиолокационные системы управления.

Во многих случаях радиолокационная система управления является основным, а случае дальнего ракетного боя — единственным источником информации по которому принимается решение. Информационные возможности радиолокационной системы управления при решении таких задач определяются эффективностью алгоритмов обнаружения и сопровождения воздушных целей. В условиях меняющейся обстановки ближнего манёвренного боя и больших дальностей дальнего ракетного боя от алгоритмов сопровождения зависит точность наведения истребителя и ракет.

Поэтому разработка и совершенствование алгоритмов сопровождения маневрирующих воздушных целей является актуальной задачей в современной радиолокации. Решение данной задачи осложняется тем, что в принятом эхо-сигнале от воздушной цели дополнительно присутствуют отражения от вращающихся элементов её конструкции (лопастей винтов, лопаток компрессоров, турбин и т. д.), а в спектре радиолокационного сигнала появляются характерные составляющие, обусловленные эффектом вторичной модуляции.

Целью работы является повышение устойчивости функционирования режима сопровождения воздушной цели с динамически изменяющимся спектрально-доплеровским портретом за счёт разработки алгоритма сопровождения, основанного на теории многомодельного траекторного сопровождения динамических объектов.

Для исследования алгоритма сопровождения воздушной цели с динамически изменяющимся спектрально-доплеровским портретом было произведено имитационное моделирование режима автоматического сопровождения цели в режиме обзор бортовой радиолокационной станции самолёта оперативно-тактической авиации с использованием математического пакета Matcad.

Исследования показали, что предложенный алгоритм сопровождения воздушной цели с динамически изменяющимся спектрально-доплеровским портретом обеспечивает более точное измерение дальности до воздушной цели и скорости сближения с ней на основе многомодельного траекторного сопровождения динамических объектов. Это не реализовано в существующих алгоритмах сопровождения целей на данный момент времени, что делает процесс сопровождения воздушной цели неустойчивым.

Также проведена сравнительная оценка эффективности разработанного алгоритма. При этом установлено, что применение разработанного алгоритма исключает появление anomalно больших ошибок определения дальности и скорости сближения между воздушным судном и воздушной целью. Сделан вывод, что разработанный алгоритм

может быть реализован в бортовом вычислителе и функционировать в реальном масштабе времени.

Полученные результаты моделирования алгоритма сопровождения воздушной цели с динамически изменяющимся спектрально-доплеровским портретом могут быть использованы при проектировании бортовых РЛС современных и перспективных воздушных судов оперативно-тактической авиации.

Составная фазированная антенная решётка бортовой радиолокационной станции

Осипов А.А.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Одно из важных и перспективных направлений современной радиолокационной техники связано с освоением активных фазированных антенных решёток (ФАР) и их использования в составе РЛС. На практике в ряде случаев находят применение составные ФАР, используемые на современных воздушных судах. Излучатели данных ФАР располагаются неэквилидистантно.

Предлагается рассмотреть составную ФАР состоящую из трёх полотен. Центральное полотно имеет форму близкой к окружности, а два боковых полотна представляют собой эллипсы. Размеры полотен выбраны исходя из реальных размеров современного воздушного судна. Центральное полотно размещено вертикально, а боковые полотна повернуты. Излучатели центрального полотна ФАР располагаются вдоль колец, а в боковых полотнах — в узлах треугольной сетки.

Для исследования направленных свойств составной ФАР были сформированы массивы координат излучателей с использованием математического пакета Matcad.

На основе полученных массивов координат рассмотренных излучающих полотен в Matcad была синтезирована модель составной ФАР и проведены исследования её направленных свойств. При исследовании направленных свойств использована математическая модель амплитудной диаграммы направленности (ДН).

Исследования показали, что предложенная составная ФАР имеет высокую направленность и низкий уровень боковых лепестков при достаточно большом расстоянии между излучателями.

Также проведено сравнение направленных свойств составной ФАР и одиночной кольцевой ФАР, определены зависимости ширины ДН и уровня бокового луча от угла сканирования в горизонтальной плоскости. Сделан вывод, что добавление боковых полотен улучшает направленные свойства антенной системы.

Полученные результаты моделирования составной ФАР могут быть использованы при проектировании бортовых РЛС на основе активных ФАР.

Методика оценивания параметров сигналов беспилотных летательных аппаратов

Павлов А.В.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Последние десятилетия характеризуются увеличением количества применяемых беспилотных летательных аппаратов (БЛА) не только в государственных и коммерческих, но и в личных целях. Несовершенство законодательной базы в области регулирования использования БЛА и их массовости применения привели к значительному увеличению актуальности задачи по обеспечению безопасности на охраняемых объектах в условиях несанкционированного использования БЛА. Одно из основных направлений по обеспечению безопасности состоит в обеспечении доступа к каналам управления и сброса информации БЛА. В результате анализа современных БЛА малого класса выявлено, что значительную долю в каналах управления и сброса информации занимают сигналы с

OFDM-модуляцией. Особенность обработки сигналов с OFDM-модуляцией состоит в необходимости получения априорной информации о частоте дискретизации, при которой формировался сигнал, и числе каналов ортогонального мультиплексирования. Представленная работа посвящена разработке методики оценивания указанных параметров OFDM-сигналов в условиях несовместного канала связи. Работа представляет собой один из первых шагов при решении задачи по обеспечению доступа к каналам управления и сброса информации БЛА. В работе представлена описательная модель данных сигналов, учитывающая особенности их формирования и применения, а также описаны три наиболее важных свойства OFDM-сигналов, которые состоят в особенностях формы модуля автокорреляционной функции сигнала во временной области и особенностях спектра OFDM-сигналов. Указанные свойства составили основу методики, позволяющей в условиях несовместного канала связи относительно параметров сигналообразования оценить число поднесущих частот ортогонального мультиплексирования в сигнале, а также частоту дискретизации, при которой формировался OFDM-сигнал. В качестве подтверждения работоспособности предлагаемой методики и правильности теоретических выводов в работе представлен практический пример обработки OFDM-сигнала канала управления современного БЛА малого класса.

Современная виртуальная лаборатория агрегатно-сборочных работ с применением технологий виртуальной реальности (VR)

Подрез Н.В.

ФГБОУ ВО «ИРНИТУ», г.Иркутск

В данной работе приведена концепция применения VR технологии для визуализации двух процессов, которые применяются в агрегатно-сборочном производстве на авиастроительных предприятиях. Первый процесс — это монтаж сборочной технологической оснастки (сборочного приспособления) с применением безэталонного монтажа (лазерного трекера). Второй процесс — это сборка типового узла планера самолёта, а именно панель. В виртуальной среде авторы предлагают формализовать последовательность выполнения данных процессов, которые позволят получать практические навыки и знакомство с основными объектами производства в виртуальной среде. В современном образовании визуализация и виртуализация лабораторных работ и практических занятий позволит сократить время для освоения профессиональных компетенций, а также закрепить в виде интерактивного процесса с применением современных систем виртуальной реальности. Это довольно-таки амбициозная цель. Однако достижения в области технологии обеспечивают столь необходимый шаг для того, чтобы сделать огромные улучшения общей практики и стандартизации сложных процессов. Используя различные визуальные подсказки, а также систему подтверждения качества, система виртуальной реальности может обеспечить лучшую успеваемость и гибкость в современном образовании без дополнительного риска совершения ошибок.

Если говорить более конкретно, то в данном проекте авторы разработали виртуальную трёхмерную модель сборочного участка и сборочных приспособлений агрегатной сборки типовых узлов самолёта MC-21, на которых можно отрабатывать навыки выполнения специальных технологических операций, таких как, базирование в сборочном приспособлении, фиксация, сверление, герметизация, соединение пакетов (заклёпочное, винтовое и болтовое соединения), контроль.

Модульная многопозиционная цифровая радиотонная система

Унченко И.В.

РТУ МИРЭА, г. Москва

В данной работе рассмотрено направление создания межвидовых и межклассовых способов построения радиотехнических когерентных систем на основе модульной дополняемой структуры. Представлены функциональные решения в области цифровых приемопередатчиков, модулей усиления радиочастотных сигналов, решения в области оптоэлектронного переноса частот, радиотонных трактов формирования тактовых сигналов. Приведены функциональные схемы построения и интеграции предлагаемых решений в системы различного назначения и состава. Приведены расчётные данные, результаты математического моделирования. В настоящее время цифровые антенные решётки (ЦАР), широко распространенные в системах связи, играют всё большую роль в радиолокационных системах (РЛС) и системам радиоэлектронной борьбы (РЭБ). Постоянное повышение частот и расширение полосы работы современных систем связи, РСЛ, РЭБ и общее развитие электроники и компонентной базы приводят к вытеснению традиционных активных фазированных антенных решеток (АФАР). На сегодняшний день на рынке представлены аналогово-цифровые преобразователи (АЦП) и цифро-аналоговые преобразователи (ЦАП) позволяющие вести прямое цифровое диаграммообразование (ЦДО) в широкой полосе частот, а волоконно-оптические линии переноса частот (ВОЛП) позволяют переносить синтезированные сигналы в любой участок спектра. В качестве интегрируемого тракта предлагается рассмотреть совокупность модулей и субмодулей не имеющих узкой специализации, в совокупности составляющих широкополосную гибкую аппаратно-реконфигурируемую программно-определяемую радиосистему. Благодаря широкополосности и дополняемой структуре модули и субмодули имеют множество применений, как в качестве самостоятельных устройств, так и в составе более сложных систем. В состав такой системы предлагается включить: базовый цифровой модуль (БЦМ), субмодуль прямого усиления радиочастотного сигнала (СУРС), субмодуль оптоэлектронного переноса частот (СОПЧ), вспомогательный модуль управления и питания субмодулей (МУПС), радиотонную синхросеть (РФС), широкополосные усилительные модули (ШУМ), фазированные широкополосные антенные решётки. В рамках разработки планируется предложить рынку отечественное решение, не уступающее лучшим мировым аналогам, по более низкой цене с меньшим сроком поставки с перспективой дальнейшей интеграции и расширения линейки поставок. Разрабатываемые модули не имеют узкой специализации — это широкополосная гибкая аппаратно-реконфигурируемая программно-определяемая радиосистема. Благодаря широкополосности и дополняемой структуре модуль имеет множество применений, как в качестве самостоятельного устройства, так и в составе более сложных систем. В составе проекта планируется разработка аппаратных решений, позволяющих ускорить создание радиотехнических систем на основе модулей и субмодулей, улучшить параметры существующих систем путём внедрения разработок в готовые изделия. Предложенные схемно-конструктивные решения позволят существенно уменьшить габариты радиотехнических систем и сократить сроки их создания. Разработанные устройства обладают параметрами, не уступающими лучшим мировым аналогам, а в рамках интеграции в систему позволяют превзойти существующие решения. Апробирование разработок в рамках НИОКР подтверждено актом о внедрении и протоколом НТС предприятия, предложенные решения интегрированы на уровне подсистем в перспективных разработках продукции специального назначения.

Дальнейшее развитие концепции построения сверхширокополосных устройств приема-передачи позволит достигнуть нового уровня в технологии построения АФАР различного назначения.

Перспективная сканирующая оптическая система взаимных измерений, кооперированных и некооперированных космических объектов

Чуланов А.А., Мясичев А.Д., Андроняк А.П.

АО «НИИ ТП», г. Москва

Объектом исследования является измерение параметров относительного движения (скорость, дальность, углы курса, тангажа и крена) и при поиске, сближении и стыковке космических аппаратов. Предмет исследования — система взаимных измерений для поиска, сближения и стыковки космических аппаратов для кооперированных и некооперированных объектов построенная на базе оптико-электронных средств. Авторами предложен проект сканирующей оптической СВИ. Полученные результаты могут быть использованы при решении современных проблем космонавтики, таких как: транспортные услуги, сбор космического мусора, обслуживание на орбите, инспекция потенциально опасных космических объектов и т. д. В отечественной космонавтике для решения данной задачи используется радиотехническая система «Курс». Данная система позволяет получать набор параметров с высокой точностью и на дальностях порядка 100 км. Её отличительной особенностью является использование запросно-ответной системы, что исключает возможность работы с некооперированными объектами. Кроме того, система собой достаточно габаритный и энергоемкий прибор, что обусловлено используемой длиной волны и требуемой мощностью передатчика. Предложенная авторами система имеет ряд преимуществ по сравнению с радиотехническими аналогами, таких как: меньшие массогабаритные характеристики; меньшее энергопотребление системы; возможность работы с кооперированными и некооперированными объектами. Предложенная авторами система имеет ряд особенностей по сравнению с действующими оптико-электронными аналогами (исключительно зарубежными), такими как: исключено использование активного приёмного оптоэлектронного элемента в условиях открытого космоса; использование непрерывного зондирующего сигнала для улучшения энергетических параметров и прямого измерения скорости; унифицированная модульная конструкция для интеграции с существующими системами.

НАПРАВЛЕНИЕ № 5

Ракетные

и космические системы

Надёжный и дешёвый способ безопасного возвращения блоков ракет-носителей (A reliable and cheap way to safe of blocks return of launch vehicles)

Usmonov T.B.

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China

В работе рассматривается проблема безопасного возвращения элементов ракет-носителей с использованием парашютных систем (ПС), начинающих свою работу сразу же после отделения от носителя — то есть речь идёт о воздушно-космических парашютных системах. Рассмотрена история применения ПС и обоснование применения в варианте воздушно-космических ПС, как наиболее простых и надёжных. Для оценки эффективности применения воздушно-космических ПС используется величина удельной стоимости запуска ракеты-носителя. Проблема рассматривается как с экономической, так и техногенной точки зрения для уменьшения зон отчуждения под космодромы и для обеспечения неразрушающего приземления отработанных блоков РН. Для начальных этапов проектирования приводятся методики оценки стоимости запуска и влияния введения дополнительной массы от системы спасения на массу полезной нагрузки. Рассмотрен пример использования парашютной системы для первой ступени.

The paper deals with the problem of the safe return of the elements of launch vehicles using parachute systems (PS), which start their work immediately after separation from the launch vehicle that is, we are talking about aerospace parachute systems. The history of the use of the PS and the justification of the application in the variant of aerospace PS, as the most simple and reliable, are considered. To assess the effectiveness of the use of aerospace substations, the unit cost of launching a launch vehicle is used. The problem is considered from both an economic and a technogenic point of view to reduce the exclusion zones for cosmodromes and to ensure non-destructive landing of spent LV blocks. For the initial design stages, methods are given for assessing the launch cost and the effect of introducing additional mass from the rescue system on the payload mass. An example of using a parachute system for the first stage is considered.

Разработка системы управления СУТ-Р на отечественной ЭКБ для оптико-электронного комплекса высокого разрешения «Элегия»

Альперина Н.А.

АО «Научный исследовательский институт точной механики», г. Санкт-Петербург

Рассматриваются результаты разработки системы управления СУТ-Р телескопом оптико-электронного комплекса высокого разрешения «Элегия» на отечественной электронно-компонентной базе. Рассмотрены существующие стратегические задачи, связанные с импортозамещением электронно-компонентной базы, в связи с нестабильной политической обстановкой в мире. Проанализированы существующие системы управления, разработанные АО «НИИ ТМ» (СУ321М, СУ339, СУ ОТМ, система управления Прибор-ОЭК-СУТ и СУЛ-Р) и определён дальнейший ход разработки системы управления СУТ-Р. Представлены результаты сравнения некоторых технических характеристик системы управления СУТ-Р с её аналогом, разработанной на смешанной электронно-компонентной базе. Приведено подробное описание и общий внешний вид телескопа, а также описано его взаимодействие с системой управления и перечень выполняемых автономных операций (арретирование, разарретирование, юстировка фокусировки, контроль юстировки фокусировки, автоколлимационное изображение юстировки фокусировки, самоконтроль системы управления и т. п.). Расписаны функционально законченные подсистемы СУТ-Р с кратким пояснением по каждой подсистеме и приведена структурная схема изделия. Представлен внешний вид изделия. Приведены режимы работы системы управления, такие как штатный режим, режим наземной отработки с контрольно-проверочной аппаратурой и режим наземной отработки с оптико-электронным телескопическим комплексом, которые используются в процессах

различных испытаний, проверок, отработки и штатной эксплуатации системы в составе изделия. Представлена актуальность разработки в настоящее время.

Малый космический аппарат для технологических и спасательных операций на низких околоземных орбитах

Бычкова А.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Развитие космонавтики и проведение научно-исследовательских, ремонтных, сборочных и других работ связано с выходом человека в открытый космос. Чтобы обеспечить максимальную производительность при выполнении различных операций, а также снизить физические нагрузки членов экипажа и уменьшить время, затрачиваемое на подготовку к выходу в открытый космос, необходимо использовать малый КА — герметичную капсулу.

Целевая орбита данного аппарата — орбита МКС ($H=408$ км). Герметичная капсула сможет совершать перелёты в пределах низких околоземных орбит с высотами: $H=250\ldots 500$ км. КА будет выводиться на целевую орбиту с помощью РН лёгкого класса.

Для выполнения всех видов работ КА имеет орган управления, который, следуя указаниям космонавта с пульта управления, производит все операции. Манипулятор похож на человеческую руку, но при этом выдерживает большие нагрузки, имеет увеличенное пространство работы (до 10 метров).

В ходе исследования:

1. Выбраны конфигурация и основные конструкционные материалы для герметичной капсулы.

2. Проведён расчёт на прочность манипуляторов. Наилучшими массово-габаритными характеристиками обладают манипуляторы из Д16 и стеклопластика.

3. Проведён расчёт массово-габаритных характеристик для выведения данного КА на целевую орбиту.

Задача создания малого космического аппарата для выполнения технологических работ очень актуальна в настоящее время. Человечество активно исследует космическое пространство. Реализация масштабных проектов, таких как освоение Луны и Марса, может подтолкнуть дальнейшее развитие данной системы, так как необходимо иметь на орбите аппарат, способный производить сложные сборочные операции. Эта проблема включена в Федеральную космическую программу на 2016–2025 годы в разделе «Пилотируемая космонавтика».

Диагностика металлоконструкций стартового оборудования

Гайнанов Р.В.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В процессе модернизации основной ракеты-носителя Российской Федерации до серии «Союз-2» произошли существенные изменения в схеме нагружения стартового оборудования данного ракетно-космического комплекса во время пуска. Во-первых, увеличение размеров головного обтекателя («Союз-2.1б») повлекло увеличение горизонтального «сноса» носителя, в том числе и в первые секунды после пуска, во-вторых, работа нового оборудования потребовала размещения дополнительных блоков на агрегате обслуживания. Таким образом стартовое оборудование, эксплуатируемое за пределами назначенного ресурса, подвергается нагрузкам, превышающим расчётные значения, закладываемые при проектировании.

В таких условиях эксплуатации первостепенной задачей, в рамках поддержания работоспособного состояния элементов стартового оборудования, является определение их фактического состояния после пиковых нагрузок, возникающих во время пуска ракеты-носителя.

В работе показана прямая связь напряжённо-деформированного состояния металлоконструкций элементов стартового оборудования с его техническим состоянием. Предложен коэрцитиметрический метод контроля, как метод наиболее чувствительный к изменению внутренних напряжений в металлоконструкциях. Проведены экспериментально-теоретические исследования для получения технологии изготовления образцов и получения зависимости коэрцитивной силы конструкционной стали стартового оборудования ракетно-космического комплекса серии «Союз-2» от действующих в ней механических напряжений. Доказана возможность определения зон пластической деформации коэрцитиметрическим методом при испытании предварительно пластически деформированных образцов. Получена зависимость показаний коэрцитиметра от механических напряжений для конструкционной стали стрел агрегата обслуживания РКК серии «Союз-2» марки 15ХСНД, что позволяет уже сегодня оценивать состояние данных элементов стартового оборудования по средствам коэрцитиметрического контроля.

Оценивание влияния параметров ракетодинамической системы спасения ракетного блока первой ступени на энергомассовые характеристики перспективных ракет-носителей

Герасименко С.Ю., Михайлов И.В.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В настоящее время наблюдается рост предложения на рынке пусковых услуг и, как результат, повышение конкуренции в сфере космической деятельности. В связи с этим мировая тенденция развития средств выведения полезного груза на орбиту направлена на снижение стоимости пусков. Наиболее перспективным подходом для решения задачи снижения стоимости пуска полезного груза является создание и применение многоразовых или частично многоразовых средств выведения, основанных на использовании систем спасения ракетного блока первой ступени ракеты-носителя, так как именно ракетные блоки первых ступеней имеют максимальный размер, выделяемые под них районы падения занимают большие площади и требуют высоких затрат на их содержание и поиск элементов отделяемых частей ракет-носителей, а также на обеспечение экологической безопасности в данных районах. Повторное использование спасаемого ракетного блока позволит сократить затраты на его создание, доставку в точку старта и дальнейшее обслуживание.

Среди различных систем спасения ракетных блоков первых ступеней, прорабатываемых отечественными и зарубежными разработчиками ракет-носителей можно отметить следующие наиболее перспективные: парашютная система спасения ракетного блока первой ступени; парашютная система спасения двигательной установки ракетного блока первой ступени; система спасения ракетного блока с использованием несущего крыла; ракетодинамическая система спасения ракетного блока первой ступени.

Сравнительный анализ основных характеристик систем спасения ракетного блока первой ступени позволяет сделать вывод, что ни одна из них не имеет ярко выраженного преимущества, и, как следствие, анализ эффективности применения той или иной системы спасения ракетного блока может быть выполнен только с использованием комплексного энергомассового и функционально-стоимостного анализа ракет-носителей со спасаемым ракетным блоком первой ступени. В данной работе рассмотрены вопросы энергомассового анализа ракеты-носителя со спасаемым ракетным блоком первой ступени, не затрагивая вопросы функционально-стоимостного анализа.

Единственная реализованная и применяемая в настоящее время ракета-носитель с использованием системы спасения первой ступени является ракета-носитель «Falcon-9», принадлежащая частной космической компании «SpaceX». На данной ракете-носителе применяется ракетодинамическая система спасения, состоящая из двигательной установки первой ступени, дополнительной системы управления полётом ступени на

этапе спуска, и запасов топлива для функционирования ракетодинамической системы спасения. Ракета-носитель «Falcon-9» по своим характеристикам и стоимости пуска сравнима с отечественной ракетой-носителем «Протон-М», но за счёт применения экологически чистых компонентов ракетного топлива, современных технологий, а также постепенного снижения стоимости пусков за счёт повторного использования первой ступени, является более предпочтительным средством выведения полезного груза на целевую орбиту для иностранных заказчиков пусковых услуг. В связи с чем, в настоящее время ведутся разработки по созданию отечественной ракеты-носителя с возможностью многоразового применения её элементов с целью сохранения конкурентоспособности отечественной ракетно-космической промышленности.

Применение ракетодинамической системы спасения приводит к увеличению стартовой массы ракеты-носителя и, как результат, к снижению относительной массы выводимого полезного груза и накладывает дополнительные ограничения на программу полёта ракеты-носителя, а именно на высоту и скорость полёта ракеты-носителя в момент разделения ступеней, которые, в свою очередь, являются начальными параметрами движения спасаемой ступени при баллистических расчётах. Это обуславливается тем, что значения высоты и скорости ракеты-носителя в момент разделения должны иметь такие значения, при которых обеспечиваются допустимые значения продольной перегрузки и конвективного теплового потока к корпусу спасаемой ступени на этапе спуска, исключающие его разрушение.

Для оценивания характера влияния ракетодинамической системы спасения на энергомассовые параметры ракеты-носителя возникает необходимость в разработке такого научно-методического аппарата, который позволит учесть наличие ракетодинамической системы спасения при проведении энергомассового анализа разрабатываемой ракеты-носителя.

В статье представлены результаты определения зависимости энергомассовых характеристик ракеты-носителя с применением ракетодинамической системы спасения от ее параметров на основе модифицированной энергомассовой модели ракеты-носителя. Представлен подход к решению указанной задачи. Приведены ограничения и дополнительные условия, которые необходимо включать в энергомассовую модель ракеты-носителя для оценки влияния параметров ракетодинамической системы спасения на относительную массу полезного груза.

Разработка стенда для испытания изделий ракетно-космической техники воздействием аэродинамических нагрузок

Загидуллин Р.С.

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», Самарский университет, г. Самара

Спроектирован и изготовлен стенд для испытания изделий ракетно-космической техники воздействием аэродинамических нагрузок. Особенностью изготовленного стенда является возможность одновременного приложения различной величины аэродинамических нагрузок на разные участки конструкции объекта испытания.

Проектирование стенда проводилось с применением системы автоматизированного проектирования КОМПАС-3D и программного комплекса инженерного анализа ANSYS в совокупности с методами развертывания функции качества (QFD) и анализа видов и последствий потенциальных несоответствий конструкции (DFMEA).

Стенд состоит специальной технологической оснастки и автоматизированной системы нагружения. Специальная технологическая оснастка состоит из трех составных частей:

- 1) опорного кольца;
- 2) кольца-переходника;
- 3) каркаса.

Автоматизированная система нагружения состоит из четырёх составных частей составных частей:

- 1) контрольно-измерительной платформы;
- 2) системы подготовки воздуха;
- 3) регулятора давления;
- 4) программного обеспечения.

Воздействие аэродинамических нагрузок на объекты испытания реализуют с помощью эластичных герметичных мешков, которые располагаются в ячейках каркаса специальной технологической оснастки.

В последствии изготовленный стенд показал свою работоспособность и эффективность на базе экспериментальной площадки Испытательного центра АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» в ходе испытаний сборочно-защитного блока научно-энергетического модуля. Основным направлением дальнейшего использования стенда является испытание хвостового отсека перспективного РН среднего класса «Союз-5».

Технология тепловизионного контроля технического состояния криогенной теплоизоляции и определение степени черноты различных материалов, применяемых в ракетно-космической технике

Захаров В.М.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Целью данной работы является обоснование возможности проведения тепловизионного контроля технического состояния криогенной теплоизоляции ёмкостей и трубопроводов ракетно-космических комплексов, используя тепловую стимуляцию на основе повышения температуры газа внутри объекта вследствие адиабатного наддува. При этом существует двойной резерв экономии энергии для создания температурного перепада на теплоизоляции. Первая составляющая резерва связана с исключением источников электроэнергии для нагрева газа, а вторая — с наличием оптимума давления наддува, при котором величина повышения температуры является максимально возможной.

Для тепловизионного контроля криогенной теплоизоляции протяжённых трубопроводов, для которых отношение длины к диаметру превышает 100, ввели дополнительную операцию, связанную со схемой перемещения оператора камеры вдоль трубопровода. Особенностью наддува протяжённых объектов является движение максимума температуры в сторону наддува после его окончания. Закон движения предопределил и схему перемещения оператора тепловизионной камеры вдоль трубопровода для использования максимальной контрастности ИК-изображений.

В работе изложен способ определения степени черноты различных материалов, основанный на составлении балансовых соотношений для излучаемой энергии разными пластинами. Созданная экспериментальная установка позволяет экспериментально измерить значения степени черноты различных материалов и определить их истинные значения, в том числе при наличии окисной пленки и различной шероховатости поверхности, что сказывается на значениях степени черноты. Поэтому необходимо получать уточнённые зависимости излучательной способности и степени черноты от температуры для материалов, имеющих широкое практическое применение в области криогенной техники и разработок космических аппаратов.

По результатам работы опубликована статья [8].

ЛИТЕРАТУРА

1. Неразрушающий контроль: справочник в 7 т. / под общ. ред. В.В. Клюева. — М.: Машиностроение, 2005. — Т. 5: Тепловой контроль. — 679 с.
2. Будадин О.Н. Тепловой неразрушающий контроль изделий: научно-методическое пособие. — М.: Наука, 2002. — 472 с.

3. Способ тепловизионного контроля теплоизоляции сосудов и трубопроводов: Пат. 2296983 Рос. Федерация, МПК G01N 25/00; заявитель и патентообладатель ВКА имени А.Ф. Можайского. — № 2005132714/28; Клепов А.В., Ковалева О.П., Пеньков М.М., Софьин А.П., Наумчик И.В., Шевченко В.И.; заявл. 24.10.2005; опубл. 10.04.2007, Бюл. № 10. — 9 с.

4. Способ тепловизионного контроля теплоизоляции протяженных трубопроводов: пат. 2386958 Российская Федерация, МПК G01N 25/00. / Гуков В.В., Пеньков М.М., Наумчик И.В., Кухтин А.В., Тетерук Р.А., Садин Д.В., Цыганков В.В.; заявитель и патентообладатель МО РФ. — № 2008123707/28; заявл. 10.06.08; опубл. 20.04.10. — 6 с.

5. Лабораторный практикум по термодинамике и теплопередаче: учеб. пособие / В.Н. Афанасьев, А.А. Афонин, С.И. Исаев и др. — М.: Высш. шк., 1988. — 216 с.

6. Экспериментальное определение интегральной степени черноты сверхтонких жидких композиционных теплоизолирующих покрытий / М.В. Анисимов, Д.В. Лычагин, В.С. Рекунов, Ж.Т. Таалайбеков // Известия Томского политехнического университета. Инжиниринг георесурсов. — 2016. — Т. 327, № 5. — С. 106—115.

7. Хисматуллин Р.Ф. Состояние исследований в области измерений излучательной способности металлов // Теория и практика современной науки. — 2017. — № 2 (20). — С. 1–5.

8. Исследование степени черноты поверхностей различных материалов и влияние на нее температуры поверхностей / В.М. Захаров, И.В. Наумчик, М.М. Пеньков, Л.А. Сырцов // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского. — 2019. Вып. 666. — С. 223–230.

Технология подготовки непрофессиональных космонавтов для выполнения перспективных космических программ

Ковинский А.А.

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю. А. Гагарина», Звёздный Городок

Пилотируемая космонавтика прошла длинный почти 60-летний путь от полёта Ю. А. Гагарина до международной многомодульной Международной космической станции (МКС). На первом этапе освоения космоса каждая часть истории космонавтики показала жёсткую борьбу за право быть лидером между двумя космическими странами СССР и США. Первый пуск и выведение на орбиту спутника Земли, первый пилотируемый полёт человека, первая советская женщина-космонавт, создание, запуск и успешное выведение на орбиту первой космической станции и так далее — всё это, несомненно, величайшие достижения человечества. Но до сих пор не утихают споры защитников и противников пилотируемой космонавтики о необходимости полётов человека в космос.

Возможны ли революционные трансформации в пилотируемой космонавтике в XXI веке, или она станет обычной сферой деятельности, монотонно изменяясь и совершенствуясь по тем же схемам, что и кораблестроение, железнодорожный транспорт, авиация? Скорее всего, новые возможности в сфере пилотируемой космонавтики будут связаны в ближайшем столетии с полётами на соседние планеты, эксплуатацией искусственных спутников Земли и, конечно, космическим туризмом.

В 2021 году планируется полёт на ТПК «Союз МС» с экипажем, состоящим из одного профессионального космонавта и двух участников космического полёта. Уже через несколько лет космический туризм будет одной из самых популярных отраслей в мире. Технология подготовки непрофессионального космонавта к полёту складывается из двух основных составляющих: подготовка к деятельности на борту корабля и станции, подготовка к воздействию неблагоприятных факторов космического полёта.

Ведение безбумажного документооборота на этапах жизненного цикла космического средства

Коротков А.И., Хамадов Р.Р., Федюнин Д.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Со времен первых запусков ракет до сегодняшних дней было произведено значительное число ракет, разгонных блоков, средств обслуживания и обеспечения

ракетно-космических комплексов. Все эти изделия сопровождаются установленным количеством технической документации на бумажной основе разных форматов и разнородности. В настоящее время уже на этапе проектирования документация частично ведётся в электронном формате. Но современные технологии позволяют осуществить интеграцию всей бумажной документации в электронный вид и использовать её при эксплуатации ракетно-космической техники. Это позволит руководству и различным инженерным службам эксплуатирующих организаций иметь оперативный доступ к любому документу; существенно повышает надёжность эксплуатации и сохраняемость всей документации. Перенос содержания эксплуатационных документов должен осуществляться на базе создания автоматизированной системы информационного обеспечения эксплуатации разрабатываемой системы, комплекса, изделия и информационного обеспечения конкретных рабочих мест. Для эффективного использования всей электронной документации космических средств предлагается использование специального программного обеспечения, которое упростит доступ к документации, обеспечит удобство использования, повысит информативность выполняемых процессов (например, анимация или видеоматериалы особо ответственных операций) и т. д.

Также можно отметить, что заявки на приобретение российской техники, в том числе ракетной, поступают из многих регионов мира. Многие потребители считают удобным использование документации именно в электронной форме при её эксплуатации.

Проектирование космического аппарата с отклоняемым вектором тяги для посадки на астероид

Лоскутова Е.В., Барышников К.Н., Жуков М.В.

Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск

Одним из актуальных вопросов нашего времени является астероидно-кометная защита Земли. Угроза тяжёлого взаимодействия с биосферой Земли располагает к изучению потенциально опасного небесного объекта при помощи космического аппарата (КА). Разработка КА носит комплексный характер и включает несколько направлений — проработка самой конструкции КА, разработка конструкции двигательной установки (ДУ), проработка бортового комплекса управления (БКУ).

В работе представлен обзор текущих миссий к телам с малым гравитационным полем, конструкция космического аппарата, основной целью которого является доставка радиоэлектронной и научно-исследовательской аппаратуры на космическое тело естественного происхождения, обладающее малым гравитационным полем.

Компоновочная схема включает несущий корпус КА, ДУ, БКУ. Наиболее надёжным типом ДУ для ориентации и стабилизации в космическом пространстве является набор из нескольких двигателей разной тяги. В этих условиях для упрощения системы предпочтительнее использовать вытеснительную систему топливоподачи.

БКУ предназначен для контроля траектории сближения с космическим объектом, осуществления ориентации положения КА относительно космического тела, управления системами и оборудованием и самодиагностики подсистем.

Модуль служебных систем, модуль полезной нагрузки, посадочное устройство, рама двигателя орбитального маневрирования образуют корпус КА. Элементы бортовых систем, элементы энергообеспечения и элементы ДУ базируются во внутреннем пространстве модуля служебных систем. Основная силовая конструкция модуля служебных систем — рама в форме прямой восьмигранной призмы. Для достижения компактности в открытые боковые грани устанавливаются четыре сферических бака с компонентами топлива. Блоки двигателей точной коррекции закреплены на топливных баках. Бак с газом закреплён в верхнем основании прямой восьмигранной призмы.

Модуль полезной нагрузки представляет собой корпус в виде усечённой пирамиды с размещёнными внутри элементами двигательной установки и полезный груз.

Посадочное устройство в составе четырёх опор с сотовым энергопоглотителем, обеспечивающим поглощение кинетической энергии в процессе посадки.

Закрепление и юстировка двигателя относительно главной оси КА обеспечивается с помощью рамы двигателя орбитального маневрирования. Юстировка обеспечивается узлом тарировки вектора тяги относительно центра масс КА за счёт шаровых опор. Карданный подвес выполняет поворот двигателя орбитального маневрирования с двумя степенями свободы.

КА транспортирует полезный груз при помощи 1 двигателя орбитального маневрирования, 4 тормозных двигателей и 24 двигателей точной ориентации и коррекции. После нахождения поверхности, подходящей для посадки, происходит сближение с поверхностью космического объекта. Далее фиксируется на его поверхности с помощью ДУ и опор, которые позволяют сориентировать КА относительно поверхности космического объекта.

Библиографический список

1. Лузин И. К., Пешков Р. А. Разработка различных видов корпусов космического аппарата // Молодёжь. Техника. Космос.: Труды XI Общерос. науч.-тех. конф. (24-26 апреля 2019, СПб). / Балт. гос. техн. ун-т. СПб, 2019. С. 93-98.
2. Badescu V. Asteroids: Prospective Energy and Material Resources, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2013, 689 p.
3. Lauretta D., Russell C. OSIRIS-Rex, Springer Science+Business Media B.V., 2017, 984 p.
4. Грабин Б.В. Основы конструирования космических аппаратов: Учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 2007. 80 с.
5. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2005. 488 с.
6. Ракетные двигатели малой тяги [Электронный ресурс] — Электрон. дан. — URL: <http://www.niimashspace.ru>
7. Каргин Н.Т., Волоцув В.В. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 1. Конструирование изделий ракетно-космической техники: Учебное пособие. Самара, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т), 2012. 162 с.
8. Модуль служебных систем: пат. 2621221 Рос. Федерация, № 2015155005 / Мартынов М. Б., Пичхадзе К.М., Бабышкин В.Е., Митькин А.С., Ломакин И.В., Мартынов Б.Н., Бирюков А.С., Огородников В.А.; заявл. 22.12.2015; опубл. 01.06.2017, Бюл. № 16. 38 с.
9. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. Учебник для средних специальных учебных заведений / Н.И. Паничкин, Ю.В. Слепушкин, В.П. Шинкин, Н.А. Яцырин. М.: Машиностроение, 1986. 344 с.
10. Адаптер для попутного выведения полезных нагрузок. пат. 2624959 Рос. Федерация. № 2016116624 / Асюшкин В.А, Ишин С.В, Федоскин Д.И., Яковлев Б.Д., Жумаханов Н.Б, Жаворонков В.А., Ильин С.А, Чиханов Е.С., Хорошенькая О.В., Закатаев К.В., Бирюков А.С., Бордадымов В.Е., Саяпин В.И.; заявл. 28.04.2016; опубл. 11.07.2017, Бюл. № 20. 26 с.
11. Барышников К.Н., Пешков Р.А. Проекты и конструкции посадочных устройств спускаемых аппаратов для посадки на поверхность космических тел с малой гравитацией // Калашниковские чтения: VI Всероссийская научно-практическая конференция (7 ноября 2019). /Ижевск : Из-во ИжГТУ имени М.Т. Калашникова, 2019. С. 56-64.
12. Посадочное устройство космического корабля. пат. 2621416 Рос. Федерация, № 2015146280 / Белицкий Д. С., Жарков М. Н, Лубнин А. В., Щиблев Ю. Н., Владимиров С.В., Белогонов Д.О.; заявл. 27.10.2015; опубл. 05.07.2016, Бюл. № 16. 10 с.
13. Юмашев Л.П. Устройство ракет-носителей (вспомогательные системы): Учеб. Пособие. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1999. 190 с.

Исследование процессов изготовления углепластиковой бленды системы оптико-электронного наблюдения автоматического космического аппарата

Омельченко В.В.

Технологический университет, АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Королёв

Спутник нового поколения предназначен для съёмки заданных районов поверхности Земли с высоким пространственным разрешением в видимом и ближнем ИК-диапазонах спектра, осуществляет запоминание полученной информации и передачу целевой информации на средства мобильного и стационарного наземных комплексов приёма и обработки информации. Условия съёмки — полоса обзора шириной 700–800 км относительно трассы полёта с использованием разворота КА в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты, на угол в диапазоне $\pm 45^\circ$; стереосъёмка с разворотом КА по тангажу на угол $\pm 30^\circ$ — обеспечиваются наружной блендой СОЭН КА, устанавливаемой на верхней торцевой панели корпуса КА.

Понимание значимости данных ДЗЗ, в частности космоснимков и результатов их обработки, требует тщательного изучения и исследования источников получения этих данных. Данные ДЗЗ получают космические аппараты, оснащённые специальной аппаратурой.

Очевидно, что различные характеристики и тех, и других влияют на качественные показатели космоснимков, на регулярность их получения, на экономические аспекты. Орбитальные характеристики спутников ДЗЗ, положение солнца, состояние атмосферы в момент съёмок существенно определяет возможности использования космоснимков.

Большое количество спутников, снимающих Землю, непрерывно делая по 15–17 оборотов вокруг Земли, снимая порой по сотне и более снимков за виток, накопили за последние годы фантастическое количество космоснимков.

Таким образом, ставится задача обеспечить надлежащее качество космоснимков не только за счёт специальных возможностей современной Оптической аппаратуры, но и благодаря конструктивному и технологическому исполнению наружных элементов СОЭН.

Литература

1. Ануриев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя. В 3 Т. — М.: Машиностроение, 1992.
2. Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. Строительная механика ракет. М.: Высшая школа, 1984. — 391 с.
3. Косилова А.Г., Мещеряков Р.К. Справочник технолога-машиностроителя. Т.2. — М.: Машиностроение, 1985.
4. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов. Под ред. Мишина В.П., Карраска В.П. — М.: Машиностроение, 1983.
5. Тарасов В.А., Кашуба Л.А. Теоретические основы технологии ракетостроения. — М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006.
6. Григорьев В.П., Ганиханов Ш.Ф. Приспособления для сборки узлов и агрегатов самолётов и вертолётов — М.: Машиностроение, 1977.
7. Справочник «Авиационные материалы». Том 7, часть 1. Полимерные композиционные материалы. Под ред. А.Т. Туманова. М.: ОНТИ, 1976, 392 с.

Использование реактивного penetrатора в целях исследования лунного грунта

Рыкалин А.В., Языков М.Д.

Московский авиационный институт, г. Москва

По мере освоения космического пространства появляется и возрастает необходимость в изучении поверхностей различных космических объектов и тел (в частности, и Луны). Объясняется это тем, что из проводимых исследований возможно извлекать полезную информацию, которая может быть необходимой для проводимых на той или иной

поверхности биологических, сейсмических и других исследований, а также для реализации большого числа перспективных работ и проектов, связанных с покорением космоса. Среди них: строительство лунной базы с помощью скважины глубиной в несколько десятков метров; получение данных о метеорологических условиях на том или ином космическом объекте; доставка в поверхностные слои космического объекта научной аппаратуры, которая способна извлекать необходимые материалы и пробы, а также проводить заданные измерения; определение содержания воды в марсианской и лунной породах; исследование физико-механических свойств грунта на космических объектах; определение магнитного поля и магнитных свойств породы; определение элементного состава пород; ретрансляция на Землю научной информации, полученной в ходе выполнения научных исследований, с помощью передачи её на орбитальный аппарат.

Все эти задачи могут быть решены с помощью бурения, а его реализация возможна несколькими способами: взрывным, инерционным, реактивным, газодинамическим, а также их комбинациями. В данной же работе предлагается применение реактивных пенетраторов — это такие аппараты, которые запускаются с посадочных модулей автоматических межпланетных станций и проникают в грунт на значительные расстояния с высокой скоростью при относительно малой собственной массе, образуя скважину методом уплотнения и двигаясь в грунте как за счёт кинетической энергии, так и за счёт тяги ракетного двигателя твёрдого топлива.

Рассмотрено устройство такого пенетратора на примере схемы реактивного аппарата «Гром-24», что позволяет лучше понять принцип функционирования аппарата. Этому также способствует составление общей схемы запуска пенетратора в поверхностные слои того или иного космического тела (в данной работе — Луны): в работе рассмотрены возможные варианты движения пенетратора при проникании в реголит (лунный грунт). Обнаружено, что глубина внедрения пенетратора зависит от того, каким образом он запускается с посадочного модуля: были найдены и некоторые другие параметры, влияющие на то, какое расстояние пройдёт пенетратор в реголите. Среди них: массогабаритные характеристики пенетратора и скорость его входа в реголит, диаметр скважины в грунте и сопротивление среды. Для нахождения последней зависимости были изучены свойства реголита как среды движения пенетратора.

Как уже было отмечено выше, наиболее перспективным проектом в космонавтике является строительство и обслуживание лунной базы, которая позволит проводить ряд научных экспериментов в области астрономии, космологии и других наук. Это необходимо при исследовании эволюции Солнечной системы. Проведённые в настоящей работе расчёты и полученные результаты могут упростить процесс образования кратера в лунной поверхности, в котором будет находиться корпус лунной базы: реактивный пенетратор можно использовать в качестве средства образования этого кратера.

В работе также представлены преимущества пенетраторов, благодаря анализу которых для исследования лунного грунта именно им могут отдаваться предпочтения в эксплуатации. Тем не менее, к настоящему времени с помощью рассматриваемых аппаратов получен довольно незначительный объём информации о поверхности, на которой проводились исследования. В связи с этим, существует направленность на дальнейшую эксплуатацию реактивных пенетраторов в результате улучшения их технических характеристик.

Библиографический список

1. Родченко В.В., Садретдинова Э.Р., Заговорчев В.А., Луговцов И.В. Влияние особенностей функционирования двигателя на технические характеристики лунного пенетратора // Москва: Электронный журнал «Труды МАИ», 2012. — Вып. 59. — 13 с.
2. Родченко, В.В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. / В.В. Родченко — М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. — 360 с.

3. Садретдинова Э.Р. Метод выбора проектных параметров реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте: дис. канд. тех. наук: 05.07.02 / Э. Р. Садретдинова; МАИ. — М., 2014. — 136 с.
4. Пенетраторы. [Электронный ресурс]. URL: http://www.iki.rssi.ru/mars96/09_mars.htm (дата обращения: 02.02.2020). Редактор: доктор физ.-мат. наук А.В. Захаров, Институт космических исследований РАН, 1996.
5. Заговорчев В.А. Метод обоснования технических характеристик многомодульных лунных реактивных пенетраторов: автореф. дис. канд. тех. наук: 05.07.02 / В.А. Заговорчев. — Москва, 2014. — 144 с.
6. Бурение в космосе. [Электронный ресурс]. URL: <http://byrim.com/burenie/13.html> (дата обращения: 22.05.2020).
7. Галеев А.Г., Гусев Е.В., Родченко В.В., Садретдинова Э.Р. Выбор параметров пенетратора, входящего в лунный грунт с нулевой скоростью // Москва: Электронный журнал «Труды МАИ», 2013. — Вып. 64. — 23 с.
8. Родченко В.В., Заговорчев В.А., Садретдинова Э.Р., Пронина П.Ф. Применение реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте // Научный журнал «Вестник УГАТУ», 2019. — Т. 23, №1 (83). — с. 56-63.
9. Пат. 2132803 Российская Федерация, МПК B64G 1/00, B64G 1/10, B64G 1/62. Способ забора грунта планеты и устройство для его осуществления / Галимов Э.М., Смирнов В.Е., Хаврошкин О.Б.; заявители и патентообладатели Галимов Эрик Михайлович, Смирнов Виктор Евгеньевич, Хаврошкин Олег Борисович. — опубл. 10.07.1999. — 9 с.
10. Караштин В.М., Катков А.Г., Родченко В.В. Основы проектирования систем наземного обеспечения — М.: Изд-во МАИ, 1998. — 312 с.

Исследование теплового состояния наноспутника SamSat-M

Соболев Д.Д., Симаков С.П.
Самарский университет, г. Самара

В настоящее время наноспутники стандарта CubeSat почти полностью завоевали рынок научно-образовательных космических аппаратов и активно осваивают область практического и научного применения, которую раньше занимали более крупные космические аппараты.

Основой успешного функционирования космического аппарата является работоспособность его систем. Поэтому одной из наиболее актуальных проблем является исследование теплового состояния элементов конструкции наноспутника, который зачастую имеет пассивную систему тепловой регуляции.

Для наноспутника одним из основных факторов, влияющих на работу систем в космическом пространстве, является тепловой режим отдельных узлов.

Объектом исследований в настоящей работе является наноспутник стандарта CubeSat 3U — SamSat-M, разрабатываемый в Самарском университете. Данный наноспутник включает в себя полезную нагрузку, которая представляет собой блок маневрирования.

Наноспутник SamSat-M предназначен для решения следующих задач:

- проверка работоспособности в условиях космического полёта лётного образца двигательной установки;
- отработка технологии изменения высоты орбиты;
- отработка системы управления ориентацией наноспутника;
- отработка алгоритмов поддержания заданного расстояния с базовым космическим аппаратом в рамках группового полёта.

Целью работы является исследование теплового состояния наноспутника в рамках его функционирования в условиях орбитального полёта.

В исследовании выполнена оценка теплового состояния элементов конструкции наноспутника для двух режимов его функционирования на орбите. Элементы конструкции имеют различные эмиссионные характеристики, что сказывается на равновесной температуре конструкции.

Оценка проводилась с использованием набора математических моделей. Первая модель описывает движение центра масс наноспутника относительно системы координат, связанной с Землей [1]. В качестве исходных данных для моделирования движения спутника по орбите выступают оскулирующие элементы орбиты (радиус перигея r_p , радиус апогея r_a , наклонение орбиты i_0 , долгота восходящего узла Ω_0 , аргумент перигея ω_0). Вывод SamSat-M с блоком маневрирования планируется на низкую орбиту попутным образом.

Вторая математическая модель описывает параметры орбиты наноспутника относительно вектора направления на Солнце [2]. Третья математическая модель описывает тепловое состояние элементов конструкции в зависимости от тепловых потоков, относящихся к каждому элементу конструкции [3].

Будем считать далее в исследовании, что каждый элемент рассматривается как однородное тело с равномерным распределением масс.

Для валидации описанного выше метода в данной работе используется программное обеспечение Comsol Multiphysics. Этот пакет представляет собой интегрированную платформу для моделирования, включающую все этапы: от создания геометрии, описания свойств материала и физических явлений до настройки решения и процедуры последующей обработки, которая позволяет получать результаты, необходимые для анализа условий функционирования спутника.

При этом под валидацией здесь понимается сравнение математической модели, запрограммированной в Matlab с моделью, построенной в среде Comsol Multiphysics.

Выполнено обширное комплексное моделирование ориентированного движения наноспутника с определением теневых участков на орбиты НС для принятого положения Солнца и освещенности поверхностей конструкции совместно с расчётом теплового состояния выбранных узлов (элементов конструкции и бортовых систем) в средах Matlab и Comsol Multiphysics для случаев пассивного полёта и включения термоэлектрической двигательной установки при проведении коррекции.

По результатам моделирования сделан вывод о применимости предложенной модели для среды Matlab для анализа температурных полей НС SamSat-M на этапе проектировочного расчёта. Однако для валидации принятых решений на заключительном этапе создания наноспутника необходимо проведение моделирования в среде Comsol Multiphysics.

Результаты моделирования показали, что все равновесные температуры бортовых систем НС SamSat-M лежат в допустимых диапазонах их рабочих температур.

Предложенная методика и разработанная математическая модель могут быть использованы для анализа теплового состояния не только наноспутников семейства SamSat, но и других спутников этого класса.

Работа выполнена в рамках проекта FSSS-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

Библиографический список

1. Белоконов И.В. Расчёт баллистических характеристик движения космических аппаратов: учебное пособие / И.В. Белоконов. — С.: Самар. аэрокосм. ун-т, 1994. — 76 с.
2. Губин С.В. Оценка освещенности солнечных батарей молодёжного микроспутника / С.В. Губин, И.Г. Бурый, В.В. Дебелый // Авиационно-космическая техника и технология. — 2013. — № 1 (98). — С. 94-101.
3. Фортескую П. Разработка систем космических аппаратов / под ред. П. Фортескую, Г. Суайнерда, Д. Старка. — М.: Альпина Паблицер, 2016. — 764 с.

Двигатель реверса-увода для маршевой ступени ракеты-носителя

Соловатов И.А.

ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, г. Ижевск

Актуальность исследования. При запуске ракет-носителей их отработанные ступени падают в специально отведенные зоны отчуждения, располагающиеся в малозаселенных и труднодоступных районах страны. Однако в настоящее время в связи с расширением хозяйственной деятельности человека размер этих зон неуклонно снижается, в связи с чем уже в ближайшее время может появиться необходимость проектирования специальных двигателей для увода отработанных блоков в эти достаточно компактные зоны.

Степень изученности проблемы. В настоящее время двигатели специального назначения широко используются в ракетно-космической технике для выполнения задач корректировки траектории, например, при проходе зоны противоракетной обороны или маневрирования на орбите. Как показал патентно-информационный обзор, для решения задач безопасности запусков специальные двигатели используются лишь для отвода запущенной ракеты от места старта.

Поставленная цель. Целью работы стало определение облика двигателя специального назначения, предназначенного для увода отработанной ступени в максимально компактную зону отчуждения. А поскольку информация по существующим маршевым ступеням является труднодоступной, для получения необходимой конструктивной и баллистической информации предполагалось произвести её проектирование для решения некоторого абстрактного круга задач.

Вариант решения проблемы. Поскольку программа полёта и относительное расположение зон отчуждения относительно точки старта может сильно варьироваться, для решения поставленной задачи необходим не одиночный двигатель, а блок-связка. В связи с тем, что маршевые ступени обычно плотно скомпонованы, возможное место её размещения — пространство у критической и закритической части сопла. При этом диаметр двигателей определяется условием сборки (поскольку они образуют кольцевую блок-связку, то внутри неё при монтаже необходимо провести раструб сопла). В результате определились габариты двигателей и их возможная масса. Для решения задачи оптимизации облика предлагаемого двигателя было разработано специальное программное обеспечение.

Результаты и выводы, возможность практического применения. В ходе работы был спроектирован маршевый двигатель для выполнения заданного круга задач, для которого произведено определение облика блока-связки двигателей для его увода в заданную полосу отчуждения. Оказалось, что наиболее эффективным является совмещение двигателя реверса и увода: в используемом примере угол установки вектора тяги составляет 170° , что даёт возможность оптимальным образом совместить коррекцию скорости и тангажа при полёте отработанной ступени. Расчёты показали, что наиболее оптимально обработать мощный и кратковременный импульс, а не слабый и длительный. Использование предлагаемого блока реверса-увода даёт возможность существенно снизить размеры зоны отчуждения: при полёте на максимальную дальность с 46 до 32 км. Результаты работы отражены в двух статьях автора, в том числе одной, опубликованной в журнале MATEC, индексируемой в международной библиометрической базе Web of Science.

Многоразовый ракетоноситель сверхлёгкого класса

Соловьёв Л.С.

ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, г. Ижевск

В современном мире, когда идёт стремительное развитие приборостроения, конструктивных материалов остро стоит вопрос о своевременном выводе на орбиту Земли малых космических аппаратов (МКА). Преимуществом которых является малый вес (1–

10 кг), благодаря чему стоимость запуска весьма мала по сравнению с обычными спутниками. Также немаловажное значение имеет своевременное предупреждение погодных явлений. Для всех выше перечисленных нужд идеально подходит многоразовый ракетоноситель сверхлёгкого класса.

Грузоподъёмность ракет лёгкого класса избыточна для выведения на орбиту единичных микро- и наноспутников, поэтому МКА запускают совместно с более крупногабаритными (попутный запуск) или крупными партиями (кластерный пуск).

При попутном запуске возможны задержки, связанные с созданием основной полезной нагрузки, орбита выбирается не заказчиком, а владельцем основного груза, а также имеется запрет на применение высокоэнергетических устройств [1].

Текущие рыночные тенденции в области запусков МКА, а также развитие зарубежных высокотехнологичных проектов формируют необходимость в создании РН, способного выводить МКА на требуемую для них орбиту в кратчайшие сроки [2].

В данной работе представлен проект РН сверхлёгкого класса, ориентированный на выведение группировок МКА на требуемые орбиты в максимально сжатые сроки.

Предлагаемая двухступенчатый ракетоноситель (РН) с возвращаемой первой ступенью, предназначена для выведения полезной нагрузки массой в 150 кг на низкую околоземную орбиту (НОО) или 80 кг на Солнечно-синхронную орбиту (ССО) (H=500 км) при стартовой массе РН 15 т и предполагаемой стоимости запуска в 5 млн. долл., что лишь незначительно уступает РН «Электрон» (производства Rocket Lab, США) и превосходит другие аналоги. Первая ступень представляет собой РДТТ модульного типа, с различной формой и длиной заряда твёрдого топлива (форма выбирается исходя из необходимости), ступень имеет технологию возврата, путём планирования, по самолётному типу. Вторая ступень (разгонный блок) оснащается сопловым блоком с регулируемым вектором тяги, поднимает МКА на необходимую орбиту Земли. В конструкции РН предлагается использовать углепластики, основными преимуществами которых являются их низкая плотность и высокий модуль упругости. Углеродные волокна и углепластики имеют практически нулевой коэффициент линейного расширения, хорошо проводят электричество.

Предлагаемая РН включает в себя два ракетных блока, соединённых по схеме тандем.

Второй ракетный блок (РБ) представляет собой композитную цилиндрическую оболочку, с внутренней стороны баков снабжённую герметизирующим слоем. РБ оснащён РДТТ с возможностью управления вектором тяги, а также оснащён системой управления движением. Полезная нагрузка защищена от тепловых и механических нагрузок набегающего потока двустворчатым головным обтекателем.

Первый РБ также представляет собой композитную цилиндрическую оболочку, с внутренней стороны снабжённую герметизирующим слоем. РБ оснащена четырёхкамерной РДТТ с четырьмя рулевыми камерами с возможностью многократного запуска, а также оснащён специализированной системой управления движением, позволяющей обеспечивать возврат и посадку на специально выделенную взлётно-посадочную полосу. РБ имеет технологию возврата путём планирования по самолётному типу с исполнительными органами управления для реализации спасения по самолётной схеме и возможность установки убираемых стоек шасси с исполнительными органами управления в специально выделенные для их размещения отсеки в корпусе РБ.

Подробное описание технология возврата первой ступени: ракетоноситель поднимается на высоту 70 км, после чего идёт отделение 1-й ступени, далее ступень раскладывает аэродинамические крылья, и плавно планирует на аэродром. Во время планирования в атмосфере земли возможно осуществление метеорологических и геофизических замеров, так как на высоту 70 км не поднимаются метеорологические зонды (максимальная высота подъёма 45 км), а спутники летают на высотах от 190 км. Диапазон высот измерения от 45 км до 190 км покрывается только метеорологическими и геофизическими ракетами. Таким образом данный проект многоразового РН подходит также для проведения метеорологических замеров.

В качестве топлива для ДУ первой и второй ступеней предполагается использовать твёрдое топливо (ТТ). Заряд ТТ имеет модульный тип, с различной формой (форма выбирается исходя из необходимости).

Выбор топлива был обусловлен следующими факторами:

- энергетическая эффективность;
- высокая боевая готовность;
- возможность изготовления зарядов любой формы;
- высокие прочностные характеристики.

Применение композитных материалов с полимерной матрицей (ПКМ) при производстве космической и авиационной техники может сэкономить от 5 до 30 % массы изделия, поэтому в конструкции предлагаемой РН предполагается широкое применение композиционных материалов.

В конструкции РН предлагается использовать углепластики, основными преимуществами которых являются их низкая плотность и высокий модуль упругости. Углеродные волокна и углепластики имеют практически нулевой коэффициент линейного расширения, хорошо проводят электричество. Также они обладают необходимой стойкостью к криогенным температурам [3]. Такой набор свойств композита позволяет использовать его в конструкции сухих отсеков РН [4] и несущих топливных баков.

В связи с появлением в мире успешно спасаемых и повторно используемых элементов ракетно-космической техники (РКТ), в своей перспективе ведущих к удешевлению стоимости запуска (в частности, спасаемый и повторно используемый первый ракетный блок РН Falcon-9 компании SpaceX), в нашей стране необходима отработка и внедрение эффективной технологии спасения, диагностики и повторного использования элементов РКТ.

В проект РН заложена концепция спасения и повторного использования первой ракетной ступени по самолётной схеме. На РН упрощается и удешевляется отработка ряда новых конструктивных, технологических и концептуальных решений за счёт применения полимерных композитных материалов в конструкции РН; разработки и экспериментальной отработки возвращаемой первой ступени; применения аддитивных технологий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Костев, Ю.В. Система запуска малых космических аппаратов [Текст] / Ю.В. Костев, О.В. Мезенова, А.А. Позин, В.М. Шершаков // Изв. вузов. Приборостроение. — 2016. — Т.59. — № 6. — С. 482-488.
2. Полимерные композиционные материалы: основные типы [Электронный ресурс]. — URL: <https://plastinfo.ru/information/articles/110>
3. Криогенные топливные баки. Проект ракеты-носителя сверхлёгкого класса с элементами конструкции из композитных материалов [Текст] / Москва, Сколково. 2012. — 47 с.
4. Изделия производства ЦНИИСМ [Электронный ресурс]. — URL: <http://www.tsniism.ru>.

Диагностическое обеспечение металлоконструкций теплообменных аппаратов в составе оборудования ракетно-космических комплексов

¹Спирягин В.В., ²Чмыхало А.И., ²Челноков А.В.

¹Московский авиационный институт, г. Москва; ²Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого, г. Балашиха

Кожухотрубные теплообменные аппараты получили широкое применение в ракетно-космической отрасли в составе технологического оборудования. Отказы и неисправности, возникающие в процессе длительной эксплуатации теплообменного оборудования, могут привести к снижению безопасности, большим экономическим потерям, связанным со значительными сроками проведения ремонтно-восстановительных работ, или срыву выполнения задач государственного значения. Вопрос, связанный со своевременной и

качественной диагностикой теплообменных аппаратов, входящих в состав ракетно-космических комплексов, а также совершенствованием способов оценки и продления их остаточного эксплуатационного ресурса, является актуальным.

В работе представлены результаты совершенствования диагностического обеспечения металлоконструкций кожухотрубных теплообменных аппаратов, применяемых в составе технологического оборудования ракетно-космических комплексов. Приведены сведения о выявленных дефектах и потере работоспособности теплообменных аппаратов системы термостатирования ракетного топлива [1], а также испарителей системы холодоснабжения [2]. Рассмотрены разработанные авторами способ обнаружения утечек в кожухотрубном теплообменном аппарате [3], способ оценки остаточного ресурса конструкций теплообменного аппарата [4]. Приведены сведения о разработанной и изготовленной акустико-диагностической установке-стенде для определения сквозных дефектов объектов, работающих под давлением [5], которая применялась в ходе исследований. Предложен вариант защиты от коррозии и восстановления поверхностей теплообменника [6].

Оценка технико-экономической эффективности разработанного диагностического обеспечения [7,8] позволяет сделать выводы о том, что:

1) для кожухотрубных теплообменных аппаратов систем термостатирования ракетного топлива повышается достоверность выявления дефектов, приводящих к отказам и неисправностям металлоконструкций; снижается трудоёмкость оценки технического состояния; повышается экологическая безопасность процесса технического диагностирования;

2) для кожухотрубных теплообменных аппаратов систем холодоснабжения повышается эффективность испарителя, а также его надёжность относительно типовых методик диагностирования.

Представленный комплекс результатов экспериментальных и теоретических исследований позволил усовершенствовать диагностическое обеспечение металлоконструкций кожухотрубных теплообменных аппаратов в составе ракетно-космических комплексов.

Библиографический список

1. Чмыхало, А.И. Техническое диагностирование наземного технологического оборудования с учётом влияния коррозионных повреждений / А.И. Чмыхало // Научные технологии на современном этапе развития машиностроения: сб. трудов Международной научно-технической конференции / МАДИ — М., 2016. — С. 248-251.

2. Спиригин, В.В. Анализ технического состояния металлоконструкций систем охлаждения ракетной техники, способов оценки и продления сроков их службы / В.В. Спиригин // Деформация и разрушение материалов и наноматериалов: сборник материалов VII Международной конференции / ИМЕТ РАН. — М., 2017. — С. 742-744.

3. Пат. 2670222 РФ, МПК G01M 3/22, G01N 29/14. Способ обнаружения утечек в кожухотрубном теплообменном аппарате / Чмыхало А.И., Спиригин В.В., Челноков А.В., Панкин Д.А.; заявитель и патентообладатель ВА ВВСН. — №2017140058; заявл. 17.11.2017; опубл. 19.10.2018, бюл. №29. — 14 с.

4. Пат. 2722860 РФ, МПК G01N 29/14, G01N 29/04, G01N 3/32, G01N 25/72. Способ оценки остаточного ресурса конструкций теплообменного аппарата / Спиригин В.В., Челноков А.В., Чмыхало А.И., Панкин Д.А.; заявитель и патентообладатель ВА ВВСН. — №2019116219; заявл. 27.05.2019; опубл. 04.06.2020, бюл. №16. — 9 с.

5. Пат. 178291 РФ, МПК G01N 29/14. Акустико-диагностическая установка-стенд для определения сквозных дефектов объектов, работающих под давлением / Чмыхало А.И., Спиригин В.В., Медеяев И.А., Челноков А.В., Соловов С.Н.; заявитель и патентообладатель Чмыхало А.И., Спиригин В.В., Медеяев И.А., Челноков А.В., Соловов С.Н. — №2017133050; заявл. 22.09.2017; опубл. 28.03.2018, бюл. №10. — 9 с.

6. Пат. 2695204 РФ, МПК B05C 7/08, F28F 19/00, F28F 21/00. Способ защиты от коррозии и восстановления поверхностей теплообменника / Панкин Д.А., Спиригин В.В., Челноков А.В.,

Чмыхало А.И.; заявитель и патентообладатель ВА РВСН. — №2018117167; заявл. 08.05.2018; опубл. 22.07.2019, бюл. №21. — 7 с.

7. Чмыхало А.И. Техничко-экономическая оценка методики технического диагностирования металлоконструкций теплообменного аппарата с применением метода акустической эмиссии / А.И. Чмыхало, И.А. Медеяев, М.Н. Ерофеев, Д.А. Панкин // Сборник научных трудов XXXVII Всероссийской НТК Ч. 5, филиал ВА РВСН им. Петра Великого. — Серпухов, 2018, С. 261-265.

8. Спирягин, В.В. Оценка эффективности методики технического диагностирования металлоконструкций испарителей холодильных машин с учётом локальной деформации труб трубного пучка / В.В. Спирягин // Оборонный комплекс - научно-техническому прогрессу России. 2020. № 2 (146). С. 20-25.

Исследование перелёта Земля-Луна космического аппарата на базе платформы CubeSat

Старостина Т.В.

Самарский университет, г. Самара

Малые космические аппараты класса нано являются относительно новой ветвью в российской космической индустрии. Анализ тенденций коммерческого применения космических технологий показывает, что одним из наиболее перспективных путей является создание и применение малых аппаратов и систем на их основе.

Целью работы является теоретическое обоснование перспектив выхода CubeSat в дальний космос, а также определение оптимального прямого баллистического перелёта КА с минимальными энергетическими затратами с низкой околоземной орбиты в точку либрации L1 системы Земля — Луна в заданную дату попадания.

В данной работе подобрано и оценено все необходимое оборудование для предполагаемого космического аппарата. Убедившись в том, что спутник формата CubeSat может быть использован в дальнем космосе, был рассмотрен перелёт традиционным способом — с помощью разгонного блока с химическими двигателями. Так в работе было выявлено, что КА достигнет точки либрации за 9 дней, что является намного быстрее, чем перелёт с электроракетными двигателями малой тяги.

Чтобы описать баллистический перелёт, необходимо рассматривать движение КА в поле притяжения Земли и Луны. Таким образом, необходимо решить задачу трёх тел. Для решения уравнения движения в прямоугольных координатах необходимо использовать данные о положении и скорости небесных тел в рассматриваемых системах координат. Для этого используются математические модели для расчёта эфемерид. В данной работе используется модель DE-403 производства JPL (Jet Propulsion Laboratory). А все расчёты ведутся в математическом пакете Mathcad.

Для оптимального перелёта необходимо, чтобы значение наклона Луны было максимальным. После проведения сравнительного анализа, было выявлено, что оптимальной датой запуска КА будет являться март 2025 года, в это время наблюдается максимальный угол наклона орбиты Луны — 28,721°.

Итоги работы имеют следующий характер: во-первых, был сделан вывод о том, что наноспутники действительно могут работать в дальнем космосе, во-вторых, был выбран оптимальный период времени для совершения перелёта и, в-третьих, с помощью математического пакета Mathcad был создан математический комплекс, способный рассчитать перелёт КА в точку либрации L1 в любой момент времени.

Динамический анализ пространственного тренажёра

Фаизов М.Р., Хабибуллин Ф.Ф.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

В статье описаны ближайшие расчёты, ученых знания, которых возможно применить к данной тематики проекта. Данная отрасль развития космических аппаратов с каждым годом набирает обороты. Динамические расчёты новых устройств создают структуру

совместных масштабных решений. В данной статье представлен динамический анализ сферического механизма с одной степенью свободы. Спроектирована новая 3D-модель тренажёра. Описана структура модернизированного пространственного тренажёра. Описана угловая скорость для пространственного тренажёра с расчётом перегрузки тренажёра при вращении. Выявлено математическое расстояние вращения центральной точки звена капсулы для выявления перегрузки капсулы при вращении одной степени свободы. Задан алгоритм построения математической модели. Математическая модель динамики составлена на основе уравнения Лагранжа второго рода. Все приведённые силы и моменты приведены к общему моменту. Выявлена кинетическая энергия каждого элемента тренажёра. Основным результатом является нелинейное уравнение второго порядка, где все силы приведены относительно ведущего кривошипа 2. Получены графики с заданной определённой массой капсулы за определённый оборот вращения, для определения мощности ведущего звена. Показаны точки экстремума. Выполнен расчёт при постоянной угловой скорости для заданной массы в определённом промежутке для определения подачи мощности двигателя тренажёра.

Система ориентации малого космического аппарата, основанная на методологии обратных задач теплообмена и фильтре Калмана

Чебаков Е.В.

Московский авиационный институт, г. Москва

Одним из важных этапов при проектировании космических аппаратов (КА) является разработка системы ориентации КА в пространстве относительно космических объектов (Солнца, планет или звёздного неба). Определение углового положения КА осуществляется по данным измерительных приборов, установленных на аппарате. Для реализации этих целей в основном используют оптические, электромагнитные и инерциальные датчики. Принцип работы этих приборов различается, что оказывает влияние на их технические характеристики, такие как точность, надёжность, габаритно-массовые характеристики, технологичность и т. д. Это ведёт к тем или иным достоинствам и недостаткам. Для нивелирования недостатков обычно применяют комбинирование приборов, а для уменьшения рисков отказа систем — резервирование.

Ужесточение условий эксплуатации и неминуемые усложнения задач КА приводят к следующим аспектам. Первое — это рост вычислительной мощности бортовых компьютеров. Второе — необходимость увеличения надёжности систем аппарата. Увеличение мощности бортового компьютера приводит к негативному влиянию со стороны радиации и высокоэнергетических частиц. В результате чего могут возникать неполадки в виде одиночных сбоев. В худшем случае — переход в безопасный режим аппарата или перезагрузка систем. Для решения этих задач есть как аппаратные, так и программные методы, двойное или тройное резервирование. Особенно важным это является для космических аппаратов малого класса.

Однако не всегда получается полностью устранить все неполадки. Неполадки могут нести различный характер, от включения/выключения какого-либо нагревателя до временной потери ориентации аппарата, а переход в безопасный режим аппарата или перезагрузка системы — к необходимости восстановления углового положения. Для большинства миссий потеря ориентации является недопустимой и может привести к ухудшению ситуации. Это приводит к необходимости увеличения надёжности каждой системы и быстрому восстановлению текущих параметров.

Одним из подходов по проектированию надёжных систем является система измерения ориентации КА, основанная на анализе внешних тепловых потоков. Вполне естественно, что для определения угловой ориентации космического аппарата 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 было потеряно. К сожалению, в большинстве практических случаев прямое измерение тепловых потоков невозможно. Единственным решением для преодоления этой ситуации является не прямое измерение, сформулированное как метод обратных задач. Задача угловой ориентации КА требует решения двух обратных задач. Первая — это оценка тепловых потоков, падающих на элементы поверхности КА. Вторая — восстановление ориентации КА по измеренным значениям радиационных тепловых потоков.

Изложенное выше делает актуальной разработку метода определения углового положения КА с помощью методологии обратных задач теплообмена и фильтра Калмана в качестве одного из подходов по созданию надёжной резервной системы ориентации.

В работе проведены расчёты по определению углового положения КА и исследования на устойчивость алгоритма. Результаты моделирования показывают достаточную численную эффективность предложенного алгоритма.

Методика обоснования выбора динамических характеристик упругих элементов конструкции космических аппаратов наблюдения

Ширшов С.Н., Александров Б.Е.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Предметом исследования выступают упругие элементы конструкции космического аппарата, а объектом — их динамические характеристики.

Целью данной работы является создание методики обоснования динамических характеристик упругих элементов конструкции космического аппарата с помощью совмещения верифицированных программных комплексов Solidworks и Matlab, а также подбор этих характеристик с помощью нейро-нечёткой системы Fuzzy Logic Toolbox.

Цели исследования могут быть достигнуты при решении следующих вопросов:

- постановка задачи и обоснование актуальности проведения работы;
- обоснование выбора программных комплексов SOLIDWORKS и MATLAB;
- формирование единого программного комплекса;
- проведение расчёта динамических характеристик КА на примере МКА;
- составление методики комплексного моделирования динамики МКА;
- подбор конструкции панелей солнечных батарей по полученным характеристикам с помощью нейро-нечёткой системы Fuzzy Logic Toolbox.

Объём конкурсной работы составляет тридцать шесть страниц и включает в себя: введение, основную часть из шести глав, заключение и список использованных источников.

Во введении обоснована необходимость применения малых космических аппаратов наблюдения в сложившейся обстановке в мире.

В первой главе объясняется математическая постановка задачи и обосновывается актуальность проведения дальнейшей работы. Во второй главе подробно описаны достоинства выбранных программных комплексов, их преимущества перед аналогами. В третьей главе описан порядок разработки единого программного комплекса для проведения расчётов. В четвёртой главе проведён пример расчёта динамических характеристик малого космического аппарата. В пятой главе составлена методика комплексного моделирования динамики малого космического аппарата наблюдения. В шестой главе проводится подбор конструкции ПСБ по полученным характеристикам с помощью нейро-нечёткой системы Fuzzy Logic Toolbox. В заключении подводятся итоги по проведённой работе.

Актуальность данной работы обуславливается необходимостью повышения производительности космических аппаратов наблюдения. При рассмотрении данной проблемы возникает вопрос о создании совмещенного программного комплекса,

предназначенного для расчёта динамических характеристик таких элементов и подбор подходящей конструкции для них по заданным требованиям.

Результат представляет интерес для лиц, участвующих в обосновании облика космических аппаратов.

Библиографический список

1. Васильев В.Н. Системы ориентации космических аппаратов. М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. 310 с.
2. Васильев В.А., Калмыкова М.А. Анализ и выбор программных продуктов для решения инженерных задач приборостроения // Современная техника и технологии. 2013. N 3 [Электронный ресурс]. URL: <http://technology.snauka.ru/2013/03/1702>.
3. Геча В.Я., Гриневич Д.В., Чирков В.П., Канунникова Е.А. Влияние упругих трансформируемых элементов конструкции на точность стабилизации космического аппарата // Справочник. Инженерный журнал. 2013. № 5. С. 3-6.
4. Гриневич Д.В., Чирков В.П., Канунникова Е.А. Моделирование динамики, управляемой сложной механической системы // Двадцатая ежегодная международная научно-техническая конференция студентов и аспирантов «Радиоэлектроника, электротехника и энергетика». (27-28 февраля 2014 г., Москва): Тез. докл. М. 2014.
5. Шаговиков А.В. Демпфирование колебаний упругих элементов конструкции космических аппаратов наблюдения. Труды всероссийской научно-практической конференции: Проблемы создания и применения малых космических аппаратов и робототехнических средств в интересах вооружённых сил Российской Федерации. — СПб: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2014. — Т.2. — 319 с.
6. Шаговиков А.В., Бажнин И.А., Поздняков С.В. Оценка производительности космических аппаратов наблюдения. Учебное пособие — СПб.: 1994 — 172 с.

Алгоритм выбора космических аппаратов для оперативного мониторинга чрезвычайных ситуаций

Штиков И.С.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Чрезвычайные ситуации последних лет показали, что не всегда удаётся оперативно определить их масштабы и спрогнозировать их развитие. Причинами этого являются: несвоевременное обнаружение чрезвычайных ситуаций; несвоевременный доклад об обнаружении чрезвычайных ситуаций; неблагоприятные погодные условия для проведения оценки чрезвычайных ситуаций авиационными средствами; невозможность оценить с Земли масштабы чрезвычайных ситуаций.

В настоящее время существует и активно используется возможность применения средств дистанционного зондирования Земли для наблюдения заданного района, в том числе и для оценки последствий чрезвычайных ситуаций и дальнейшего их прогнозирования.

Применение космических средств представляет собой современное, высокотехнологичное направление для решения задач дистанционного зондирования Земли, пользующееся неоспоримыми преимуществами перед остальными средствами дистанционного зондирования Земли по своим возможностям. Тем не менее, состав орбитальной группировки может не соответствовать задаче по обеспечению мониторинга последствий чрезвычайных ситуаций, так могут возникнуть ситуации, когда имеются космические аппараты дистанционного зондирования Земли из различных орбитальных группировок, которые по отдельности не позволяют оперативно решить задачу оперативного мониторинга чрезвычайных ситуаций и их необходимо временно объединить для оперативного решения единой задачи; в составе орбитальной группировки недостаточно космических аппаратов дистанционного зондирования для оперативного решения задачи и необходимо проведение коррекции орбит космических аппаратов, позволяющее улучшить показатели результативности (например, увеличение частоты пролётов над заданных районом Земли, уменьшение времени разрыва в

наблюдении заданного района космическими аппаратами дистанционного зондирования); в составе орбитальной группировки недостаточно космических аппаратов дистанционного зондирования для оперативного решения задачи и необходим запуск нового космического аппарата на такую орбиту, которая позволит улучшить показатели результативности; в составе орбитальной группировки имеется «избыточное» количество космических аппаратов для решения задачи и необходимо осуществить выбор такой совокупности космических аппаратов, при которой задействование космических аппаратов было минимальным.

В работе рассмотрен алгоритм выбора космических аппаратов в состав орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли для оперативного мониторинга чрезвычайных ситуаций. Данный алгоритм позволяет минимизировать количество космических аппаратов для решения задачи по своевременному обеспечению информацией наземных служб, задействованных в ликвидации чрезвычайных ситуаций, с требуемыми показателями результативности. Во избежание осуществления полного перебора всех возможных вариантов орбитальных группировок космических аппаратов в алгоритме реализована фильтрация заведомо непригодных вариантов орбитальных группировок космических аппаратов, при которых целевая задача не будет решена с требуемыми показателями результативности. Без применения данного алгоритма оперативность решения задачи выбора орбитальной группировки космических аппаратов будет резко снижаться. Результатом алгоритма является набор вариантов орбитальных группировок космических аппаратов, способных решить целевую задачу с показателями результативности, удовлетворяющими требованиям потребителя.

Разработка модуля для обеспечения оптимизации планирования съёмки группировкой КА с РСА

Шихин С.М.

АО «НПО Лавочкина», г. Химки

Целью работы является оптимизация планирования съёмки объектов на поверхности Земли методом, использующим алгоритмы поиска на графах с учётом накладываемых ограничений бортовых и наземных систем (ресурсов космической системы).

Разрабатываемый метод позволяет:

- 1) Учитывать особенности КА с РСА и требования по качеству целевой информации — разрешающей способности аппаратуры КА.
- 2) Метод возможно использовать в других типах КС с целью увеличения производительности.
- 3) Дать возможность сравнить методы планирования и их модификации.

Новизна: В работе получены следующие новые научно-технические результаты:

- 1) Разработана методика рационального планирования съёмки ОН (объектов наблюдения) КА с РСА.
- 2) Разработана модель целевой эффективности КА с РСА с учётом орбитального построения и алгоритмов планирования.
- 3) Результаты, которые были получены при моделировании, возможно использовать в составе автоматизированных систем планирования съёмки.

Научное и прикладное значение:

- 1) Применение результатов разработки метода позволяет увеличить производительность КС.
- 2) Применение разработанного метода позволяет разработать схему автоматизации планирования съёмки КС с учётом особенностей целевой задачи.
- 3) Полученные результаты возможно использовать в программном обеспечении АК (автоматизированных комплексов) для КА с РСА.
- 4) Результаты позволяют определить формирование рациональной схемы планирования АК при заданных характеристиках КС.

5) Разработанный метод является масштабируемым и может быть адаптирован для других типов КС.

НАПРАВЛЕНИЕ № 6

**Робототехника,
интеллектуальные
системы и авиационное
вооружение**



Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» образована в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 24 января 2002 года № 84 с целью сохранения и развития научно-производственного потенциала ракетостроения, мобилизации ресурсов для создания перспективного высокоточного оружия и обеспечения обороноспособности Российской Федерации.

Генеральный директор корпорации «Тактическое ракетное вооружение» — Борис Викторович Обносов, доктор технических наук, профессор, лауреат премий Правительства Российской Федерации в области науки и техники и Государственной премии Российской Федерации в области науки и технологий.

Сегодня КТРВ — одна из крупнейших интегрированных структур оборонно-промышленного комплекса страны. В состав Корпорации входят четыре десятка конструкторских бюро, опытных и серийных заводов, на которых трудятся более 55 тысяч человек.

Предприятия корпорации обеспечивают разработку и выпуск комплексов высокоточного оружия класса «воздух-поверхность», «воздух-воздух», унифицированных систем морского вооружения, ракетно-космической техники, радиоэлектронного оборудования, изделий на основе технологий двойного назначения. По своим характеристикам большинство созданных в корпорации видов высокоточного оружия находятся на уровне лучших мировых образцов. Основная продукция создаётся по заказу Министерства обороны Российской Федерации.

Производственные и технологические возможности корпорации позволяют также производить высокотехнологичную продукцию двойного и гражданского назначения, которая находит применение в самых различных отраслях народного хозяйства.

На мировом рынке на долю КТРВ приходится около 10 % производства авиационного вооружения и до 20 % — морского. В рейтинге мировых производителей военной продукции авторитетного международного издания «Дефенс Ньюс» корпорация занимает 35 место с показателем выручки более 3,5 млрд долларов.

Развитие корпорации направлено на достижение Россией передовых позиций в разработке и производстве высокоточного оружия с самым широким спектром применения и осуществляется в соответствии с государственными программами вооружений, федеральными программами развития ОПК.

Технология радиочастотной идентификации для улучшения процессов обслуживания пассажиров и обработки багажа в аэропортах

Аль Дарабсе А.М., Дабабне Исса, Маркова Е.В.

Ульяновский государственный технический университет, г. Ульяновск

Статья посвящена анализу будущих инноваций в использовании технологии радиочастотной идентификации для улучшения процессов обслуживания пассажиров и обработки багажа в аэропортах. Возможность внедрения радиочастотных средств в технологические операции аэропорта. Сегодняшние аэропорты переполнены. Очереди длинные, у пассажиров нет времени на то, чтобы стоять в очереди в аэропорту, но ограничения по безопасности должны соблюдаться. Каждому хотелось бы снизить высокую стоимость везде, где это возможно. Такой площадью является сумма затрат, связанных с потерей багажа во время авиаперелёта. Еще одним фактором является задержка рейсов, которая может быть вызвана опозданием пассажиров на посадку или даже неявкой. Самолёт может взлететь только в том случае, если на борту всего зарегистрированного багажа находится его владелец. В противном случае багаж необходимо выгрузить. Кроме того, потери, связанные с потерей багажа, очень высоки как для авиакомпаний, так и для аэропортов. Поэтому актуально применение автоматизации процессов обслуживания пассажиров и обработки багажа в аэропортах. Функции контроля и проверки обслуживания пассажиров и передачи багажа от персонала к оборудованию и устройствам автоматики. Аппаратура автоматизации, системы и информационные технологии, используемые для обслуживания пассажиров, можно классифицировать по технологическому назначению:

1. Бронирование: автоматизированные системы бронирования и продажи билетов (Amadeus, Galileo); билеты с магнитной полосой, микрочипом или другими системами кодирования; (электронный билет).

2. Таможенный и паспортный досмотр: системы биометрической идентификации и считыватель выхода на посадку.

3. Регистрация: стандартная система самообслуживания, принтер для посадочного талона, посадочный талон с двухмерным штрих-кодом, считыватель штрих-кода, принтер для багажных бирок, IT-система авиакомпании, в которую входят все программы, необходимые для обслуживания пассажиров и обработки багажа, беспроводная связь.

4. Обработка багажа:

- система отслеживания и согласования багажа — обеспечивает соответствие единиц багажа пассажирам на борту воздушного судна;
- автоматизация систем обработки и идентификации багажа;
- система поиска багажа.

5. Принятие оперативных решений для оптимизации обслуживания: база данных (AODB), в которой хранится вся информация о работе аэропортов и соединяется с другими IT-системами с помощью специальной системы связи (AIMS); система управления ресурсами, облачные вычисления.

Расходы, связанные с потерей багажа, очень высоки как для авиакомпаний, так и для аэропортов. Применение технологии RFID значительно снизило бы эти затраты. RFID (Radio Frequency IDentification) — метод автоматической идентификации объектов, в котором с помощью радиосигналов считываются или записываются данные, хранящиеся в так называемых транспондерах или RFID-метках.

Решение поставленной проблемы. Технология RFID может использоваться для идентификации, определения местоположения и контроля как людей, так и предметов. Любая RFID-система состоит из считывающего устройства (считывателя) и транспондера (RFID-метки). В памяти каждой метки можно хранить уникальный номер, описание объекта, данные поставщика и другую информацию. После попадания объекта RFID в поле считывателя его микросхема памяти обнаруживает сигнал и передает информацию на RFID-метку, которая передает её на управляющий компьютер для обработки.

В авиационном секторе RFID очень полезен и получает широкое распространение. Текущие тенденции в авиационной отрасли, следующие за программой «Упрощение деловой активности» Международной ассоциации воздушного транспорта: простота и удобство путешествия с минимальными хлопотами и большим контролем со стороны пассажира, соответствие ожиданиям потребителей, создание финансово устойчивой деятельности. Окружающая среда, снижение затрат авиакомпаний, экологичность, более быстрая и эффективная обработка багажа, чтобы создать отраслевые стандарты.

Технология RFID позволяет автоматически сортировать и загружать багаж быстрее, чем при использовании систем штрих-кодов, одновременно сокращая количество неправильно обработанного багажа и связанные с этим расходы. Основные различия между RFID и сканером штрих-кода при обработке багажа перечислены ниже:

- метка считывается антенной, оптический прицел не нужен;
- одновременное считывание большего количества багажа;
- возможность говорить-писать на единую бирку, позволяющую обновлять статус багажа по мере его обработки;
- скорость считывания багажных бирок со штрих-кодом составляет в среднем 85 %, в то время как скорость считывания багажных бирок RFID составляет 95–99 %.

Сегодняшние цены на внедрение и чипы очень высоки, но со временем они снизятся. Применение технологии RFID решит проблемы в аэропортах, связанные с длинными очередями и потерей багажа. Например, средняя отраслевая стоимость неправильно обработанного багажа составляет 100 долларов США. Примерно 1 % из 1,7 млрд мешков, которые проходят через систему каждый год, неправильно обрабатывается, и RFID — идеальный кандидат для сокращения этих потерь. Авиакомпании могут экономить 768 миллионов долларов и даже больше ежегодно, сокращая потери багажа всего на 1 %. Система повышает эффективность и уровень обслуживания, сводит к минимуму затраты на бумажную технологию, что полезно для окружающей среды. Пассажиру достаточно позабиться только о своем паспорте или только о браслете.

Авиационная промышленность уже испытывает и в некоторых областях уже применяет технологию RFID. Слежение за наземным вспомогательным оборудованием (GSE), обслуживание грузов становится обычным явлением. Ещё одно полезное применение технологии RFID — контроль доступа транспортных средств в рабочие зоны аэропорта.

В лондонском аэропорту Хитроу система контроля доступа American Airlines не позволяет неавторизованным водителям использовать оборудование American Airline, поскольку водитель может запустить двигатель автомобиля только с помощью пропуска службы безопасности аэропорта, которая распознается с помощью технологии RFID, предоставляемой транспортной телематической информационной системой (VTIS). Airbus и Boeing совместно использовали RFID для деталей самолётов. Airbus применил его для отслеживания инструментов и контроля запасов на входящих грузовых поддонах.

Решение задачи оперативного планирования маршрута воздушного судна в условиях сложных метеоусловий

Будков А.С., Неретин Е.С.

Московский авиационный институт, филиал ПАО «Корпорация «Иркут» «Центр комплексирования», г. Москва

Одной из ключевых функций четырехмерной навигации является способность ВС прибыть в заданную точку маршрута в требуемое время. В современных системах самолётовождения уже существует функция, которая в той или иной мере решает эту задачу, которая называется RTA (от англ. Required Time of Arrival).

В процессе полёта по маршруту возможна ситуация, когда ошибка по времени прибытия в заданную точку маршрута превышает допустимые значения, в этой ситуации современные системы самолётовождения лишь сформируют информационное сообщение

о невозможности прибыть вовремя. Также при возникновении вдоль сформированного маршрута сложных метеоусловий или конфликтных ситуаций с другими участниками воздушного движения реакция системы будет носить также лишь уведомительных характер.

В условиях стремления к глобальному управлению четырёхмерными траекториями, в сторону чего в настоящее время движется мировое аэронавигационное сообщество гражданской авиации, такого функционала может быть недостаточно.

Таким образом, при возникновении таких проблем в первую очередь необходимо иметь возможность обеспечивать решение задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута, информацию о котором можно использовать с целью поддержки при принятии решения экипажем.

Работа посвящена анализу проблем при выполнении маршрутов четырёхмерной навигаций в гражданской авиации, определению минимально необходимых требований для системы поддержки принятия решения, которая бы обеспечивала решение этих проблем, а также разработке методики поиска оптимального четырёхмерного маршрута для обеспечения экипажа набором необходимой информации о возможных стратегиях полёта в условиях сложных метеоусловий. В ходе выполнения работы проведён анализ методов дискретной и непрерывной оптимизации, а также методов оперативного планирования траектории.

Разработанная методика поиска оптимального четырёхмерного маршрута основана на методе A-star теории графов с применением клеточной декомпозиции трёхмерного воздушного пространства. Она обеспечивает решения по 4 критериям оптимизации, учитывает влияние ветровой обстановки и наличие запретных зон, а также лётно-технические характеристики воздушного судна.

Организация интеллектуального тестирования бортовых многопроцессорных вычислительных систем интегрированной авионики

Букирёв А.С., Савченко А.Ю.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Бортовые цифровые вычислительные системы (БЦВС) современной авиационной техники (АТ) представляют собой сложные объекты инженерного проектирования, требующие многократного моделирования для оценки качества функционирования, и решающие в составе летательного аппарата (ЛА) различные функции.

Отказы БЦВС ВС и их составляющих, сопровождающиеся даже однократным проявлением сбоев и кратковременным прекращением обработки и индикации информации, во многих случаях создают предпосылки к возникновению авиационных происшествий (АП) и авиационных инцидентов (АИ), вследствие чего возрастает актуальность решения вопросов мониторинга текущего технического состояния БЦВС и её составляющих в режиме реального времени, а также своевременного парирования возникающих отказов и неисправностей. На сегодняшний день достоверная организация тестирования перспективных БЦВС, а также проверка их функционирования — задача, требующая применения высокопроизводительных средств обработки информации.

Предлагается решать задачу параллельного тестирования БЦВС в режиме реального времени за счёт применения интеллектуальной системы тестирования (ИСТ) КФМ и её составляющих, предварительно обучившейся (например, во время испытаний БЦВС на заводе-изготовителе), и в дальнейшем являющейся эталоном для проверки правильности решения тестовых задач каждым внутрисистемным элементом (модулем) КФМ, и хранящая инициализированные образы эталонного решения тестовых задач каждым модулем КФМ в постоянном запоминающем устройстве (ПЗУ).

Предлагаемая ИСТ представляет собой отдельный мультиканальный вычислительный модуль унифицированной и открытой архитектуры, в основе функционирования которого заложены алгоритмы обработки информации

многослойными искусственными нейронными сетями (ИНС), программное обеспечение функционирования которых хранится в ПЗУ и используется по назначению в режиме реального времени, а также устройство нейроуправления дискретизацией тестового опроса модулей и поадресного сравнения полученных результатов решения тестовой задачи внутрисистемными элементами КФМ БЦВС (нейроконтроллер).

Принцип работы ИСТ заключается в следующем: при подаче электропитания от системы преобразования электропитания (СПЭП) ИСТ выполняет инициализацию входящих в его состав компонентов (микросхем программируемой логики, микроконтроллера). После инициализации центральный процессор (CPU) принимает из постоянного запоминающего устройства (ПЗУ) функциональное программное обеспечение ИНС и БЦВС по внутренней локальной сети и заносит его в свое внутреннее ОЗУ. При формировании базы данных эталонных обучающих ответов тестовых заданий каждого модуля входные и выходные сигналы, обработанные соответствующим алгоритмом ИСТ через физический модульный интерфейс информационного обмена (МКИО) и коммутатор поадресно формирует в ячейках ПЗУ алгоритм прохождения соответствующих тестов и их решений. После обучения ИСТ используется как система активного мониторинга выполнения подпрограмм (тестов) каждым элементом КФМ через устройство внешнего управления (нейроконтроллер).

В случае успешного прохождения тестирования при параллельной проверке каждого элемента КФМ на выходе ИСТ поадресно формируется интегральный сигнал исправности КФМ и входящих в него модулей, и по функциональной линии информационного обмена через нейроконтроллер подается на узел поддержки тестируемых модулей (УПМ) КФМ соответствующего уровня иерархии бортовой локальной вычислительной системы, выходные сигналы которого предназначены для системного управления активным резервированием (взаимной реконфигурацией) с целью парирования неисправностей, зафиксированных ИСТ в тестируемых модулях. Также сигналы с ИСТ подаются на средства отображения объективной информации БЦВС с целью контроля её технического состояния в режиме реального времени.

При возникновении ошибки в прохождении тестирования модулем, входящим в состав КФМ, в режиме реального времени от сигналов ИСТ и нейроконтроллера производится передача программного обеспечения отказавшего модуля исправному с дальнейшим перераспределением выполняемых задач на системно-функциональном уровне иерархии, а также снятие сигнала исправности данного модуля. Возможность функциональной реконфигурации процесса обработки полётной информации каждым модулем, входящим в состав КФМ БЦВС, обеспечивается за счёт применения в КФМ БЦВС высокопроизводительных многопроцессорных вычислителей, дополненных специализированными платами-мезонинами, каждый из которых позволяет без потери производительности взять управление отказавшим каналом (модулем) КФМ, или подмодулем, в котором возник сбой при решении тестовых задач. Такая система представляет из себя стационарную систему отслеживания функциональных зависимостей входных данных каждого модуля, входящего в состав КФМ от выходных, при априорно-известном алгоритме решения тестовых задач в режиме реального времени. Следовательно, применяемая ИСТ в комплексе с современными проектируемыми БЦВС, унифицированной элементной базой, специализированным программным обеспечением (ИНС), позволит осуществлять непрерывный тестовый контроль каждого модуля, входящего в состав КФМ БЦВС, сравнивать результаты тестирования в режиме реального времени с результатами решения тестовых задач в процессе испытаний БЦВС, которые являются эталонными, и хранящимися в ПЗУ, а также формировать на выходе сигналы исправности или команды (сигналы) перераспределения выполнения задач обработки полётной информации на исправный модуль БЦВС.

Таким образом, были изложены основные принципы подхода к построению интеллектуальной системы тестирования конструктивно-функциональных модулей современных цифровых вычислительных систем в концепции интегрированной

модульной авионики, разработана схема взаимодействия программного обеспечения функционального программного обеспечения искусственных нейронных сетей с модулями вычислителей. Теоретическая значимость работы состоит в предлагаемом к разработке аппаратно-программном средстве автоматического тестирования (контроля) функционирования бортовой цифровой вычислительной системы ИМА в целом, и её функциональных элементов — интеллектуальной системы тестирования.

Библиографический список

1. Книга Е.В., Жаринов И.О. Алгоритм тестирования мультипроцессорных многомодульных бортовых цифровых вычислительных систем интегрированной модульной авионики // Вестник науки Сибири. 2014. № 2 (12) С. 107–114.
2. Книга Е.В., Жаринов И.О., Богданов А.В., Виноградов П.С. Принципы организации архитектуры перспективных бортовых цифровых вычислительных систем в авионике // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2013. № 2. С. 163–165.
3. Раннев Г.Г. Интеллектуальные средства измерений: учебник для студ. высш. учеб. заведений. М.: Издательский центр «Академия», 2011. — 360 с.
4. Медведев, В.С. Нейронные сети. MATLAB 6 / В.С. Медведев, В.Г. Потемкин. — Москва: ДИАЛОГ-МИФИ, 2001. — 630 с.

Разработка универсального 3D-автомата для гибки полужёстких кабелей

Головнин С.С.

АО «УПКБ «Деталь», г. Каменск-Уральский

Станки для 3D-гибки труб и различной проволоочной заготовки активно применяются на производствах авиационной, автомобильной, холодильной и др. промышленности, связанных с массовым изготовлением криволинейных заготовок. У нас на предприятии подобная гибка осуществляется вручную опытным слесарем кабельного участка с использованием модельных шаблонов и обжимок. При изготовлении опытных образцов и в мелкосерийном производстве такой вид работ может присутствовать, а при массовом и серийном производстве нецелесообразен и может осложняться многими факторами, такими как: человеческие факторы, монотонность работы, отсутствием современных методов контроля: угла загиба, радиуса, общей длины криволинейной заготовки.

По сути моё изделие предназначено для автоматизации производственного цикла гибки трубчатого коаксиального кабеля типа РК-50-2-25 и его аналогов, являясь автоматизированным станком настольного исполнения с числовым программным управлением. Данная работа выполняется инициативно без конкретного заказчика.

Разработка мониторингово-спасательной змееподобной робототехнической системы

Должанский М.П.

Московский авиационный институт, г. Москва

Рассматривается вопрос по созданию змееподобной робототехнической системы для её реализации и последующего использования в определённых чрезвычайных ситуациях, таких как:

- террористические акты;
- землетрясения;
- иные виды природных катаклизмов (цунами, «оползни» и др.)

В работе решается задача по проектированию мониторингово-спасательной змееподобной робототехнической системы (МСЗРС). Решение включает в себя разбор ситуаций, в которых существующим современным робототехническим системам (РС) из-за их габаритных составляющих или иных конструктивных особенностей (способа передвижения РС) разрушенные части конструкций или сооружений не позволяют

получить всей необходимой информации о состоянии внутри объекта, а также о состоянии людей, которые пострадали от разрушения.

Небезызвестное Спитакское землетрясение (Ленинаканское), произошедшее в Армянской ССР в 1988 году, разрушило практически весь север республики, затронуло 21 город, а также 350 сел, из которых 58 были полностью разрушены. Эпицентром являлся город Спитак, где сила толчков оценивалась в 10 баллов из 12. Землетрясение затронуло не только северную часть республики, но и часть Турции с Грузией. Около 25 тысяч человек погибли, 140 тысяч стали инвалидами, 514 тысяч человек осталось без крыши над головой.

В подобных катастрофических ситуациях спасательным бригадам очень сложно ориентироваться из-за недоступности проникновения во внутрь объекта. Для сокращения времени поисков пострадавших, которые могли оказаться под завалами разрушенных зданий, но не способных выбраться самостоятельно, а также для понимания, какую часть развалин стоит ликвидировать в первую очередь, чтобы вытащить пострадавших, использование МСЗРС является перспективным направлением в решении данной проблемы.

При работе над проектом были изучены аналоги и иные РС, способные обеспечивать необходимые мониторингово-спасательные задачи, выявлены проблемы и недостатки при их использовании. Были также изучены проблемы использования самих РС в чрезвычайных ситуациях. Существующие в настоящее время РС для спасательных работ имеют следующие недостатки:

1. Габариты РС не позволяют проникнуть в некоторые части завалов, в связи с чем могут возникнуть проблемы с поиском пострадавших.

2. Способы передвижения. Колёсный способ и гусеничный способ передвижения РС может не оправдать себя при преодолении таких препятствий, как камни или более габаритные обломки конструкций, не говоря уже о подъёме на определённую высоту (вертикальная лестница, если та не разрушена).

3. Автономность. Многие аналоги имеют проводное подключение к системе управления РС, что может помешать дальности проходимости или управлению РС при очередном обвале на аналоговое подключение во время поиска.

Проект МСЗРС лишён данных недостатков ввиду своей конструктивной особенности: внешне и по характеру движения он похож на обыкновенную змею, которая благодаря своей гибкости, особенности строения и габаритам способна проникать в самые узкие места, при этом преодолевая некоторой высоты препятствия. В качестве аналога «тела» змеи предлагается использовать модули, в которых располагаются датчики управления сервоприводами, аккумуляторы для каждого модуля, а также сами сервопривода для поворота частей «тела» относительно друг друга. В конструкции МСЗРС используются видеокамеры для передачи телеметрии на приёмник-передатчик видеосигнала, акустическая аппаратура для связи оператор/пострадавший. Корпус МСЗРС и все его составляющие герметично закрыты, что позволит системе также погружаться под воду и выполнять задачи.

В работе представлен образец МСЗРС, способ управления системой, а также математическое и программное описание работы модулей «тела», их отклика на команды оператора.

Малогабаритный комплекс для дистанционной буксировки воздушных судов на аэродроме

Дьяков Д.Е.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Современные тенденции развития технологий невозможно представить без автоматизированных систем, а будущее без роботов. Развитые страны уже активно ведут

работы в области робототехнических комплексов специального назначения. В нашей стране также активно взят курс на данное направление.

Актуальность работы обусловлена необходимостью создания российского малогабаритного комплекса для дистанционной буксировки воздушных судов на аэродроме, отличающегося повышенной максимальной массой буксируемого воздушного судна, и возможностью производить наземное транспортирование воздушных судов с использованием дистанционного управления, что позволяет снизить в 3 раза количество обслуживающего персонала, стоимость как самого устройства, так и выполняемых им работ, что особенно актуально на загруженных аэродромах, которые остро нуждаются в высокопроизводительных и экономичных буксировщиках. Только в нашей стране насчитывается порядка 260 аэродромов гражданской, военной и ведомственной авиации (100 — МО, Росгвардия; 10 — экспериментальная; 150 — гражданская).

Создание российского малогабаритного комплекса для дистанционной буксировки даст развитие в автоматизации аэродромно-техническом обеспечении полётов и обеспечит возможность проведения быстрого и безопасного наземного транспортирования воздушных судов, снизит функциональных нагрузок на технический персонал, стоимость, как самого устройства, так и выполняемых им работ (по сравнению с зарубежными аналогами).

Решение, на которое направлен проект, обусловлено наличием ряда проблем: высокая стоимость специализированных импортных буксировщиков; сложная конструкция импортных буксировочных устройств, требующая специальной подготовки для эксплуатации; постоянное наличие дополнительного балласта приводит к повышенному амортизационному износу и расходу топлива при холостом пробеге; отсутствие внедрения перспективных отечественных буксировочных малогабаритных комплексов.

Попытки решения данной проблемы за рубежом привели к созданию ряда тягачей, производящих буксировку без использования унифицированного вождения. Буксировка воздушных судов такими устройствами осуществляется путём загрузки передних шасси самолёта на грузовую платформу тягача. Такой способ буксировки позволяет обеспечить сокращение времени буксировки, удобство буксировки воздушных судов в ангарах и на стоянках. Наряду с этими преимуществами буксировки с использованием безводильного тягача требует от водителя высокой квалификации, тягачи имеют сложную конструкцию и высокую стоимость. Оценивая все преимущества и недостатки безводильных тягачей, можно сделать положительный вывод в пользу последних.

В Российской Федерации подобных аналогов нами не выявлено. При этом малогабаритный комплекс для дистанционной буксировки очень востребован для потребительского рынка.

Концепция построения акустического координатора цели управляемого авиационного средства поражения

Ефимов Д.С., Виночкин Н.К.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В военных локальных конфликтах современности беспилотные летательные аппараты (БПЛА) вытесняют пилотируемые самолёты и вертолёты из различных сфер боевого применения авиации. Так на БПЛА возлагаются задачи воздушной разведки, нанесения бомбовых и ракетных ударов, ведения радиоэлектронной борьбы и т. д.

Одновременно с резким скачком развития ударных БПЛА возникает необходимость создания специализированных применительно к БПЛА управляемых авиационных средств поражения (УАСП) класса «воздух-воздух» и «воздух-поверхность» как малой, так и большой мощности, а это в свою очередь приводит к усовершенствованию средств противодействия системам наведения УАСП.

Современные системы наведения УАСП БПЛА не могут в полной мере получать достоверную информацию о наземных объектах противника на театре военных действий

с учётом обеспечения требуемой эффективности поражения объектов противника в течении заданного времени в реальных боевых действиях.

В работах [1–2] обоснована необходимость использования в качестве информационного канала о наземных звукоконтрастных целей авиационного низкочастотного шумопеленгатора разведывательного БПЛА.

По аналогии с авиационным шумопеленгатором была разработана акустическая система наведения УАСП БПЛА, причём при боевом применении УАСП с акустической системой наведения возможна реализация принципа «выстрелил-забыл» при атаке БПЛА как наземной, так и малоскоростной воздушной цели, то есть возможно построение пассивной системы самонаведения на звукоконтрастные объекты противника.

Принцип действия акустической головки самонаведения основан на определении угла рассогласования между строительной осью головки самонаведения УАСП и направлением на цель. При обнаружении шумопеленгатором БПЛА звукоконтрастного объекта осуществляется первичное целеуказание, которое поступает на блок управления акустической головки самонаведения, также в блок управления поступает эталонный образ цели, сигнал которого поступает в схему сравнения для выделения амплитудно-частотной характеристики полезного сигнала.

Таким образом, применение УАСП с акустической головкой самонаведения позволит расширить диапазон боевого применения ударных БПЛА, а также повысит вероятность поражения звукоконтрастных объектов днем и ночью в простых и сложных метеословиях в условиях противодействия противником комплексу авиационного вооружения БПЛА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Плиплин А.А., Хатунцев В.Ю. Родионов А.В. Обоснование необходимости включения в состав разведывательной аппаратуры беспилотного летательного аппарата шумопеленгатора. Сборник научных статей Всероссийской научно-практической конференции. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА» 2017. С. 265–273.

2. Плиплин А.А., Хатунцев В.Ю. Родионов А.В. Воздушная разведка беспилотным разведывательным аппаратом звукоконтрастных целей. Оборонный комплекс — научно-техническому прогрессу России. Межотраслевой научно-технический журнал, № 3 (135), 2017. стр. 52–58.

Разработка методики управления информационным полем кабины экипажа гражданского самолёта

Иванов А.С., Неретин Е.С.

Московский авиационный институт, филиал ПАО «Корпорация «Иркут» «Центр Комплексирования», г. Москва

Одним из основных направлений развития самолётов транспортной категории является повышение уровня автоматизации управления. Однако несмотря на это, одной из основных причин возникновения авиационных катастроф является человеческий фактор. Ошибочные действия экипажа могут вызываться различными причинами, например, во время полёта могут возникать ситуации, при которых уровень рабочей нагрузки повышается до такого уровня, что экипаж может испытывать стресс, что может приводить к ошибкам в принимаемых решениях.

Для снижения нагрузки на экипаж при разработке кабин самолётов большое внимание уделяется созданию интуитивно-понятного представления большого количества информации, требуемой в полёте, и оптимизации количества действий, совершаемых пилотами.

На современных самолётах основным средством отображения информации являются широкоформатные индикаторы. Вместе с большим количеством различных органов управления они составляют информационно-управляющее поле кабины, которое является одной из самых функционально нагруженных частей самолёта.

В зависимости от этапа полёта и выполняемых задач отображаемая информация может быть сконфигурирована в различных вариантах. Конфигурация осуществляется с помощью большого количества различных устройств, таких как кнопки, кремальеры, трекболы и т. д., которые располагаются в различных частях кабины. При этом, как правило, отсутствует единый подход к управлению элементами индикации. Всё это приводит к возрастанию нагрузки на экипаж.

В данной работе предложена методика управления информационным полем кабины, позволяющая значительно снизить нагрузку на экипаж за счёт применения единого подхода к управлению всеми элементами индикации.

Способ местоопределения неизлучающих целей однопозиционным пассивным движущимся пеленгатором

Штепура А.А.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Решена задача разработки способа местоопределения неизлучающих целей с помощью аппаратуры радиотехнической разведки беспилотного летательного аппарата. Способ основан на эффекте переотражения от целей радиосигналов, излучаемых находящимся поблизости источником мощных радиосигналов, измерении времени запаздывания переотраженных сигналов, а также учёте нелинейной связи между прямоугольными координатами целей и временами запаздывания переотраженных сигналов в процедуре калмановской фильтрации. При этом координаты источника радиоизлучений могут быть известны заранее, либо дополнительно оценены в процедуре фильтрации. В работе уточнены математические модели, описывающие динамику изменения прямоугольных координат целей и измеритель времени запаздывания переотраженных от них радиосигналов. Обоснованы значения среднеквадратического отклонения погрешности измерений аппаратурой радиотехнической разведки времени запаздывания переотраженных радиосигналов. Получено решающее правило формирования квазиоптимальных оценок прямоугольных координат неизлучающих целей. Методом компьютерного моделирования проведена оценка работоспособности разработанного способа и потенциальной точности местоопределения целей при его использовании. В интересах проведения оценки потенциальной точности в среде компьютерной алгебры «MathCad» создана имитационная модель процесса перемещения БПЛА, оснащённого аппаратурой радиотехнической разведки, относительно источника радиоизлучения и размещённых в его окрестности неизлучающих целей

Разработка мобильного комплекса для осуществления безопасных взлёта и посадки летательного аппарата в подлётной зоне аэропорта

Качалина М.А., Шутько А.П.

Московский авиационный институт, г. Москва

Согласно статистике, предоставляемой международной организацией гражданской авиации (ИКАО), из года в год регистрируется около пяти тысяч столкновений птиц с самолётами, при этом четверть из них происходит во время набора высоты самолётом и его посадки, то есть наиболее уязвимым пространством является подлётная зона аэропортов, находящаяся в радиусе пятнадцати километров от взлётно-посадочной полосы. Вопреки тому, что в аэропортах функционируют специальные орнитологические службы, целью которых является минимизация количества птиц, динамика аварийных ситуаций с участием пернатых, наоборот, увеличивается. В качестве примера можно привести инцидент, произошедший 23 сентября 2020 года, когда самолёт, вылетевший из Екатеринбурга в Москву, столкнулся в воздухе со стаей птиц. По этой причине формирование новых систем, обеспечивающих безопасность аэропортов, на сегодняшний день не теряет своей актуальности.

Опасность столкновения воздушного судна с птицами заключается в том, что самолёт двигается с высокой скоростью, что приводит к его серьёзному и опасному повреждению ввиду того, что энергия удара становится пропорциональной квадрату скорости. Самыми уязвимыми деталями лайнера являются крыло, лобовое стекло, обтекатель антенны, носовая часть, а также двигатель, отказ работы которого усложняет полёт в пункт назначения.

Данную проблему смог бы решить мобильный наземный комплекс, целью которого является осуществление необходимых требований безопасности в подлётной зоне аэропорта. Подобный комплекс с помощью установленной системы видеомониторинга сможет реагировать на приближающийся объект и принять соответствующие меры безопасности. Также данный комплекс необходимо оснастить специальными элементами, а именно: динамиками, которые будут воспроизводить соответствующие звуковые эффекты, и пиротехническими средствами, способными выдавать резкие хлопки. Помимо этих устройств, мобильный наземный комплекс должен содержать системы слежения и распознавания, чтобы своевременно принимать сигнал об опасности, то есть о приближении птиц.

С течением времени мобильный наземный комплекс может усовершенствоваться путём установки дополнительных модулей, например, датчика, позволяющего идентифицировать появляющиеся объекты, например, конкретные виды птиц или беспилотные летательные аппараты в определённых зонах аэропорта.

Исследование точности двухканальной системы управления осью оптического прибора на борту беспилотного летательного аппарата

Кимяев А.И.

Московский авиационный институт, г. Москва

В данной работе исследуется потенциальная возможность обеспечения точности двухканальных систем управления (СУ), превышающей точность одноканальных при прочих равных параметрах и условиях. Для этого рассматривается вариант построения двухканальной системы, состоящей из беспилотного летательного аппарата (БЛА) в качестве грубого канала и объединения следящих приводов (ОСП), изменяющих положение оптического прибора (ОП) в пространстве в качестве точного канала. Для наглядности и упрощения задачи рассматривается полёт БЛА в плоскости при отсутствии внешних возмущающих воздействий и шумов измерений, а ОСП ОП упрощается до одного следящего привода.

Предлагается замена поступательного движения БЛА путём геометрических преобразований на эквивалентное вращательное для согласования входной и выходной угловых координат для обоих каналов.

В качестве среды для проведения эксперимента используется среда Matlab-Simulink, в которой воссоздана вышеописанная система. Для качественной оценки показателя качества используется отношение суммарного времени попадания ошибки наведения следящей системы, в заданный интервал, в данном случае $\pm 1^\circ$. Она получается интегрированием Булева выражения «>», которым сравнивается модуль ошибки рассматриваемой двухканальной системы и модуль допустимой ошибки.

Проводятся три эксперимента при которых слежение осуществляется: только грубым каналом; только точным каналом при независимом движении БЛА (выполнении транспортных функций); совместной работой грубого и точного канала. По результатам экспериментов был проведён сравнительный анализ и получена качественная оценка для каждого из экспериментов, которая подтвердила преимущества двухканальной структуры перед одноканальными.

Разработка нейросетевой модели поиска заданного объекта на изображении с использованием архитектуры YOLOv3

Котельников И.К., Багиян А.Б.

Московский авиационный институт, г. Москва

Проблема создания эффективных методов и алгоритмов автоматической обработки изображений по-прежнему актуальна в задачах обеспечения надёжного автоматического обнаружения и распознавания объектов в широком диапазоне условий их наблюдения. Во множестве приложений от контроля на производстве до конструирования роботизированных систем требуется обеспечить поиск объектов на изображениях, который при ручной обработке является трудоёмкой задачей и занимает много времени.

На сегодняшний день основной парадигмой в области обработки и анализа изображений являются методы, основанные на глубоких сверточных нейронных сетях (СНС). В настоящее время существует множество готовых архитектур СНС для детектирования и определения местоположения объекта на изображении, одной из которых является YOLOv3, используемая в этой работе. Однако несмотря на обилие существующих готовых решений в задачах детектирования, в прикладных применениях часто требуется обеспечить нахождение «уникального» объекта. Под уникальностью понимается одновременное отсутствие готовых решений и баз данных, содержащих изображения объекта.

В данной работе рассматривается процесс получения нейросетевых моделей для детектирования и определения местоположения объектов на изображении, не имеющих обучающей выборки. Описаны основные этапы решения задачи: сбор и разметка данных, аугментация, обучение и настройка СНС.

Практическим результатом работы являются две обученные модели, позволяющие детектировать объект на изображении с высокой точностью. Отличительной особенностью первой является быстроедействие, второй — точность. Наличие двух моделей позволяет решать широкий спектр задач: от детектирования в реальном времени в условиях ограниченных вычислительных ресурсов до задач, требующих сверхточного решения.

Разработка блока рулевых приводов и стенда шарнирных моментов для малогабаритных авиационных средств поражения

¹Кувырзин Р.В., ²Семенит С.В., ³Алексеевков А.С.

¹ПАО «АНПП «ТЕМП-АВИА», г. Арзамас, ²АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Королёв, ³Московский авиационный институт, г. Москва

В работе представлены результаты проектирования блока рулевых приводов (БРП) для перспективного авиационного средства поражения (АСП), а также стенда шарнирных моментов (СШМ) для БРП. Рассмотрены ключевые особенности проектирования малогабаритного электромеханизма для АСП, этапы создания стенда шарнирных моментов, в т. ч., разработка и изготовление механической части для СШМ, отработка электроприводов-нагружателей и интеграция компонентов стенда шарнирных моментов в единый комплекс.

Использование СШМ на ранних этапах отладки БРП позволило выявить его особенности и недостатки и вовремя скорректировать конструкторскую документацию.

По результатам отработки конструкции БРП можно отметить, что при комплексном подходе к проектированию даже полностью новых для предприятия изделий уже на ранних этапах (при создании макетных образцов) появляется возможность использовать стендовое оборудование, предназначенное для более поздних этапов проектирования АСП. Это сокращает конечную номенклатуру испытательных стендов и обеспечивает отладку функциональных характеристик стендового оборудования для и самих приводов БРП на ранних этапах проектирования компонентов АСП.

Далее планируется провести испытания БРП на СШМ в соответствии с циклограммами, полученными путём математического моделирования, после чего предстоит ввести в действие СШМ в режиме полунатурного моделирования.

Приведённая работа является примером успешного взаимодействия предприятий, входящих в КТРВ, и научных учреждений с разделением работы и ответственности.

Применение систем лазерного сканирования для решения задач технического зрения в робототехнических комплексах

Ласточкин А.П., Никандров Г.В., Ласточкина А.А.

АО «КТ — Беспилотные Системы», г. Санкт-Петербург

Системы лазерного сканирования (лидары) представляют собой лазерные сканирующие системы технического зрения, которые формируют двумерную или трёхмерную картину окружающего пространства. При высокой частоте сканирования достигается высокая точность определения дальности независимо от внешней освещённости. Лидарные системы входят в состав современных и перспективных робототехнических комплексов (РТК). Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) с высоким уровнем автономности также относятся к РТК и являются одним из глобальных трендов робототехники. Основные области применения — контроль окружающего пространства, картографирование и навигация. Для контроля окружающего пространства рассматриваются алгоритмы, не требующие навигационной информации. В процессе картографирования, необходимо учитывать информацию о текущей ориентации и геопозиции. Самой сложной является задача навигации с использованием лидара, так как необходимо решать так называемую задачу одновременной локализации и картографии (SLAM). Рассматриваются особенности Лидара К8, разработанного российской компанией АО «КТ — Беспилотные Системы». Комплектующие выполнены преимущественно из отечественных компонентов. Отличительной особенностью лидара К8 по сравнению с иностранными аналогами является высокий температурный рабочий диапазон, обеспечивающий его применение для решения задач в различных климатических условиях. Системы, созданные с использованием лидара К8, откроют новые возможности систем технического зрения отечественных РТК, в том числе и на БПЛА.

Система оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультитроторного типа и метод её стабилизации

Лупанчук В.Ю., Чаровский М.А.

ФГУП «18 ЦНИИ» МО РФ, г. Москва

Актуальность темы исследования конкурсной работы обусловлена наличием принципиальной возможности решения проблемы стабилизации визирной оси дальномера-целеуказателя, расположенного на подвижном основании беспилотного летательного аппарата мультитроторного типа (квадрокоптера) в условиях низкой стабильности резонатора лазерного излучателя дальномера-целеуказателя к изменениям геометрического расположения оптических элементов резонатора при низкой точности стабилизации гироскопической платформы в условиях быстрых разворотов и/или вибраций.

Цель исследования конкурсной работы заключается в повышении стабильности и точности оси визирования оптических приборов, установленных на гиростабилизированной платформе беспилотного летательного аппарата мультитроторного типа.

Объектом исследования является система оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультитроторного типа.

Предметом исследования является процесс определения объектов целеуказания оптико-электронной системой беспилотного летательного аппарата мультироторного типа.

Новизна исследования обусловлена разработкой и научным обоснованием системы оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа, в составе которой имеют телевизионный и тепловизионные информационные каналы, лазерный дальномер-целеуказатель, при этом новизна в том, что представлены лазерный излучатель дальномера-целеуказателя с устройством питания и управления, а также система гироскопической стабилизации дополнена блоком трёхкомпонентных миниатюрных вибрационных акселерометров.

Теоретическая значимость заключается в обосновании метода стабилизации системы оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа, основанного на построении асимптотического оптимального наблюдателя (идентификатора) переменных состояния динамической системы.

Практическая значимость заключается в применении системы оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа для захвата и сопровождения объектов целеуказания оператором, а также для автоматического захвата и сопровождения объектов целеуказания.

В процессе выполнения конкурсной работы проведён анализ требований, которые предъявляются к существующим беспилотным летательным аппаратам мультироторного типа. Выделены перспективы развития систем оптического наблюдения. Представлена система оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа. Выделены недостатки существующей системы, которые связаны с низкой стабильностью резонатора лазерного излучателя дальномера-целеуказателя к изменениям геометрического расположения оптических элементов резонатора при низкой точности стабилизации гироскопической платформы в условиях быстрых разворотов и/или вибраций.

Представлен лазерный излучатель. Достоинством приведенной схемы является наличие двух призм, обеспечивающих стабильность резонатора к изменениям геометрического расположения оптических элементов резонатора, а также наличие юстировочного узла клиньев, обеспечивающего возможность совмещения выходного и заднего зеркал резонатора на одной подложке. Представлена система гироскопической стабилизации.

Представлена математическая постановка задачи стабилизации системы оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата. Обоснован метод стабилизации системы оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа при определении объектов целеуказания, который позволяет автономно оценить уходы гироскопической платформы на основе информации о характере движения гироскопов системы стабилизации платформы. Решение задачи стабилизации основано на построении асимптотического оптимального наблюдателя (идентификатора) переменных состояния двухосного гиросtabilизатора в качестве динамической системы. При этом полагалось, что система находится под действием статистически неопределённых возмущений.

Представлена математическая модель для определения оптимального положения системы оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа при проведении мониторинга наземных объектов.

Проведено моделирование возможностей применения режима текущего определения азимута системы оптического наблюдения, функционирующей на подвижном основании при задании различных вариантов предлагаемых алгоритмов оценивания и идентификации с использованием программы MatLab.

В целом моделирование показало возможность использования приведенных выше алгоритмов для оценивания азимута исходного положения платформы и калибровки

систематических составляющих уходов платформы двухосного гиорстабилизатора в условиях подвижного основания.

Дальнейшим направлением исследований являются методы повышения информативности изображений для идентификации и автосопровождения объектов целеуказания системой оптического наблюдения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа в аномальных условиях, связанных с периодическими искажениями изображений.

Результаты работы докладывались, обсуждались и были одобрены на трёх всероссийских научно-технических конференциях: в Военной академии РВСН им. Петра Великого (г. Балашиха, 2019), Всероссийская научная конференция «Нейрокомпьютеры и их применение» МГППУ (г. Москва, 2020), Всероссийской научно-практической конференции 4 ЦНИИ МО РФ (г. Королёв, 2020).

Авторами конкурсной работы разработан натурный макет системы оптического наблюдения, который реализован в трёх опытно-конструкторских работах при разработке перспективного облика оптико-электронной системы беспилотного летательного аппарата мультироторного типа, а также в комплексной научно исследовательской работе при обосновании перспективных направлений развития беспилотных летательных аппаратов для решения задач навигации, геодезии и геофизики. Поданы заявки на полезную модель и на изобретение.

Литература:

[1] Лупанчук В.Ю., Чаровский М.А., Сергеев Ю.А., Нужненко А.С., Чаровская Е.А., Изосимов А.В. Заявка о выдаче патента на полезную модель № 2020126433 U1 «Стабилизированная оптико-электронная система беспилотного летательного аппарата мультироторного типа». Заяв. 05.08.2020.

[2] Шахов Я.А. Идентификаторы в квазилинейных системах. Вестник СГТУ серия физ.-мат. науки. Самара: СГТУ, 2010. — №5, с. 258-262.

[3] Камкин Е.Ф., Сивков М.А., Орлов И.Н. О применении инерциального режима для азимутального ориентирования платформы трехосного гиорстабилизатора на подвижном основании. Труды НПЦАП. М.: НПЦ АП, 2016. — №3, с. 5-13.

Анализ работы резервированного электромеханического привода при возникновении отказов

Макарин М.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Статья посвящена актуальной проблеме создания высоконадёжных рулевых приводов для более электрифицированного самолёта. В системах управления современных самолётов широко используются электрогидравлические приводные системы, которые за счёт структурного и элементного резервирования сохраняют работоспособность при прохождении, как минимум, двух разнородных отказов. Однако, питающие их гидросистемы требуют регулярного обслуживания и обладают большими массогабаритными показателями. Концепция более электрифицированного самолёта предполагает сокращение количества централизованных гидросистем и замену части приводов на электромеханические, получающие питание от централизованной электросистемы. Это требует разработки высоконадёжных электромеханических приводов и обуславливает поиск путей по реализации их структурного и элементного резервирования. Современная элементная база, включающая электродвигатели на редкоземельных материалах, волновые передачи с телами качения и силовую электронику, обладает достаточно высокими удельными массогабаритными показателями. Однако вопросы надёжности, связанные со структурным и элементным резервированием, для электромеханических приводов недостаточно изучены и находятся на стадии проработки. Дано описание резервированного электромеханического привода вращательного типа и алгоритма его реконфигурирования при возникновении разнородных отказов. Данный алгоритм использован для составления математической

модели и проведения имитационных экспериментов. Показано, что предлагаемое структурное резервирование позволяет исследуемому приводу оставаться работоспособным при прохождении, как минимум, двух разнородных отказов.

Разработка социального робота-помощника и применение его в качестве гида в музее МАИ в целях повышения популяризации науки в сфере авиации и космонавтики

¹Мокрова М.И., ²Пименов В.Н., ³Костюк Н.А.

¹Московский авиационный институт, г. Москва, ²ООО «АПКБ», г. Арзамас

³АО «АПЗ имени П.И. Пландина», г. Арзамас

В данной работе представлен демонстрационный образец робота-гида «Маша», разработанный специалистами Арзамасского приборостроительного завода (АПЗ), Арзамасского приборостроительного конструкторского бюро (АПКБ) и Московского авиационного института (МАИ).

Расширение областей применения робототехнических устройств позволяет рассмотреть внедрение этих технологий в сферу информационного взаимодействия роботов и людей [1]. Адаптивность робота к конкретным группам или индивидуальным людям, интерактивность представления информации роботом с контролем уровня её усвоения, практически неограниченные базы данных информации по различным областям знаний могут обеспечить значительное повышение эффективности информационного общения робота и человека, в частности, для информационной поддержки людей в различных ситуациях или в сфере образования.

Удобным полигоном для совершенствования технологий общения робота и группы людей является разработка роботов-гидов [2].

Использование роботов в качестве экскурсоводов позволяет решить ряд задач по:

- демонстрации современных научно-технических достижений в области робототехники, искусственного интеллекта, технического зрения, навигации, управления и конструирования в процессе выполнения целевых задач экскурсовода роботом-гидом;
- компенсации кадрового дефицита экскурсоводов технического профиля;
- расширению информационного контента экскурсии за счёт возможности оснащения робота-гида специальными мультимедийными средствами;
- повышению интереса молодёжи к демонстрируемой тематике за счёт зрелищности выступлений роботов;
- организации экскурсий с оперативным изменением темы экскурсий.

Цель представленного проекта — повышение эффективности способов представления и передачи информации целевой аудитории за счёт внедрения новых информационных технологий и оригинальных технических решений при разработке робота-гида.

Новизна исследований состоит в разработке:

- структуры бортового оборудования робота-гида;
- дизайна и конструкции робота;
- алгоритма обработки информации и управления роботом-гидом, программного обеспечения (ПО);
- методики подготовки сценария выступления робота-гида и циклограммы согласованных действий робота в процессе выполнения целевых задач.

Робот-гид «Маша» представляет собой робота человекоподобного типа, размещённого на колёсной мобильной платформе (МП) и оснащённого манипуляторами, системой технического зрения с системой распознавания лиц, речевой системой. Габаритные размеры робота: высота — 1 200 мм, диаметр МП — 600 мм, радиус зоны охвата манипуляторов — 500 мм.

В структуру робота закладывается принцип модульности, т. е. каждый функциональный блок является независимым программно-аппаратным комплексом.

Согласованную работу отдельных блоков в рамках целевой задачи обеспечивает программный модуль — «Супервизор».

Модуль «супервизора» отрабатывает текущий сценарий благодаря сведениям, получаемым из базы данных (БД). Обработывая соответствующие строки БД, «супервизор» распределяет управляющие команды по функциональным блокам, производя контроль выполнения команд и обработку особых ситуаций.

В процессе выполнения проекта были получены следующие результаты:

- определён программно-аппаратный облик робота;
- изготовлен демонстрационный образец социального робота «Маша»;
- разработана и реализована методика подготовки социального робота к выполнению функций робота-гида.

На базе разработанного и изготовленного макета были проведены тестовые «экскурсии», которые показали работоспособность отдельных элементов робота и всего комплекса в целом.

Разработанное пользовательское ПО позволяет загружать различные сценарии экскурсий, а также повышать интерактивность (за счёт расширения базы «вопросов — ответов» и использования интерактивного экрана).

Во время эксперимента была продемонстрирована способность разработанного робота выполнять основные функции робота-гида. При этом важным преимуществом разработанной программной структуры робота является возможность объединения управлений отдельными функциональными блоками в единый сценарий экскурсии.

Проведённые испытания робота-гида «Маша» (демонстрация и представление гексакоптера и двух других технических устройств) подтвердили способность разработанного робота выполнять свои основные функции.

Библиографический список:

1. Зильberman Н.Н., Стефанцова М.А. Социальный робот: подходы к определению понятия // Russian Journal of Education and Psychology, №11 (67), 2016. сс. 297-312.
2. Циммерлинг А.В., Кобозева И.М., Сидоров Г.О. Опыт создания модуля управления диалогом с роботом-гидом // Материалы Третьей международной научно-практической конференции «Социальный компьютеринг: основы, технологии развития, социально-гуманитарные эффекты» (ISC-14). М.: РИЦЦМГТУ им. М.А. Шолохова, 2014. сс.61–65.

Разработка блока электрических приводов для совместного управления аэродинамическими и газовыми рулями беспилотного летательного аппарата

Никитина А.П.

АО «ГосНИИП», г. Москва

Анализ материалов о зарубежных разработках управляемых средств поражения выявил тенденцию по созданию изделий, допускающих пуск как с горизонтальных направляющих, так и из вертикальной пусковой установки.

Такая возможность требует наличия в конструкции изделия системы склонения, осуществляющей разворот и стабилизацию изделия сразу после старта, когда его аэродинамические рули не эффективны вследствие малой скорости набегающего потока.

В работе описаны результаты разработки блока рулевых электрических приводов для малогабаритной БПЛА, выполненного по нормальной аэродинамической схеме, с возможностью старта из вертикальной пусковой установки.

В разработанном блоке имеется четыре механически независимых привода аэродинамических рулей, выполненных на основе трёхфазного вентильного электродвигателя и шариковинтовой передачи. Особенностью блока является конструктивная возможность каждого привода управлять либо только аэродинамическим рулём (для изделия воздушного базирования), либо одновременно аэродинамическим и установленным в сопле РДТТ газовым рулём (для изделия, стартующего из ВПУ).

Благодаря этому модификация изделия с вертикальным стартом конструктивно отличается от базового варианта, стартового с наклонной направляющей или пускового устройства на летательном аппарате, только соплом РДТТ и системой тяг, кинематически связывающей газовые рули с электрическими приводами.

Для спроектированного электропривода создана математическая модель, результаты исследования которой показали, что разработанный блок электрических рулевых приводов удовлетворяет принятым техническим требованиям по моментно-скоростным характеристикам. Электромеханизм имеет запас по развиваемым моменту и скорости, что повышает модернизационный потенциал изделия, а также снижает риски неверной оценки величин шарнирных моментов на газовых и аэродинамических рулях.

Таким образом, разработана унифицированная конструкция блока рулевых электрических приводов, незначительно отличающаяся в зависимости от типа базирования изделия.

Исследование причин возникновения и решений проблемы устойчивости контура управления, связанной с воздействием пилота

Оболенский В.Ю.

Московский авиационный институт, г. Москва

С развитием возможностей цифровой техники произошёл переход к малоустойчивым и неустойчивым компоновкам самолёта благодаря применению цифровых дистанционных систем управления. Данные компоновки позволили увеличить манёвренные и скоростные характеристики самолётов, что привело к необходимости использования электрогидравлических рулевых приводов. В отличие от механической проводки, где перемещение ручки было жёстко связано с управляющим золотником привода и скорость её перемещения была определена скоростью перекачки рулевой поверхности, в дистанционных система управления скорость перемещения ручки управления стала неограниченной и без применения специальных средств лётчик мог выйти на предел динамических возможностей исполнительных механизмов, что приводило к увеличению фазового запаздывания и появления эффекта «раскачки» самолёта лётчиком, называемого в иностранных источниках «PIO» (pilot induce oscillation) или неустойчивость контура управления в «большом». В данной работе рассматриваются причины возникновения данного эффекта и подходы к их устранению. При раскачке амплитуда «внезапно резких» колебаний возрастает очень значительно и нередко доходит до пределов физических возможностей пилота, что может привести к аварийной ситуации и даже катастрофе. Предложенный в данной работе подход с помощью использования нелинейного корректирующего устройства дает возможность предотвратить «PIO».

Литература

1. Кирилов А.А., Основы теории автоматического управления и привода авиационно-космической техники, М.: Эдитус, 2018. — 304 с.
2. Оболенский Ю.Г., Ермаков С.А., Сухоруков Р.В., Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов: учебное пособие М., «Окружная газета ЮЗАО», 2011, 344с.
3. Оболенский Ю.Г. Управление полётом манёвренных самолётов. М: филиал Воениздата, 2007, 480 с.
4. Yasser Zeyada, Ronald A. Hess, Wichai Siwokusit Aircraft Handling Quality and Pilot-Induce Qscillation Tendencies with Actuator Saturation, Guidance, Control and Dynamics, vol.22, №6, 1999 y.
5. Соколова Н.В., Шароватов В.Т., Синтез нелинейных корректирующих устройств. Л., Энергоатомиздат. 1985, 112 с.
6. Земсков В.А., Макарьев Б.М. Улучшение характеристик автоматических систем одного класса с помощью нелинейных законов управления. «Известия АН СССР. Техническая кибернетика», 1963, №6, стр.54-60.
7. Инда Кикую. Основные элементы конструкции систем управления. Различные нелинейные формы. «Дэнки Кейсан», 1967, 359, №11, стр.166-171.

8. Дж.Тэлор и М.Пестель Анализ и расчёт нелинейных систем автоматического управления. М.-Л. «Энергия», 1964, 488с.

9. Нелинейные корректирующие устройства в системах автоматического управления, под редакцией д.т.н. Ю.И. Топчева, М., «Машиностроение», 1971, 465с.

Вариант размещения комплекса подготовки авиационных управляемых средств поражения «Ока» при выполнении специальных задач

Пасов В.Е.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В работе решается задача повышения работоспособности и мобильности комплекса подготовки и контроля управляемых авиационных средств поражения «ОКА» при выполнении специальных задач.

Стационарный комплекс «ОКА» предназначен для подготовки к боевому применению и определения технического состояния широкой номенклатуры управляемых авиационных средств поражения и их учебно-действующих и учебно-летных модификаций в войсковых частях и эксплуатирующих указанные изделия организациях. Комплекс поступил на вооружение ВКС и пока эксплуатируется совместно с аппаратурой контрольно-проверочной автоматической АКПА «ГУРТ».

В работе рассмотрены особенности работы и проведён сравнительный анализ стационарных комплексов подготовки управляемых авиационных средств поражения «ОКА» и аппаратуры контрольно-проверочной автоматической «ГУРТ», эксплуатируемых в строевых частях ВКС. Проанализированы недостатки в конструктивном исполнении и особенности работы стационарного комплекса «ОКА» в строевых частях ВКС, тыловых организациях, на складах и арсеналах авиационного управляемого вооружения. Сделан вывод об обеспечении мобильности технической позиции подготовки ракет и пригодности к работе стационарного комплекса «ОКА» в строевых частях.

Проанализировав условия и опыт эксплуатации комплекса «ОКА» в войсках, в целях повышения мобильности комплекса предлагаем для размещения аппаратуры комплекса использовать специализированный контейнер. Аппаратура комплекса может размещаться в кунге на базе автомобильного шасси, это позволит перевозить его различными видами транспорта, что особенно актуально при выполнении авиацией специальных задач.

Благодаря комфортабельности, надёжности и удобству, а также возможности утепления и оборудования всеми необходимыми инженерными коммуникациями, внутреннее пространство контейнера в процессе функционирования комплекса напрямую не взаимодействует с окружающей средой, что позволяет обеспечить требуемые условия функционирования комплекса «ОКА».

Разработана конструкция контейнера, рассмотрены особенности его конструктивного исполнения и вопросы обеспечения комфортных условий его эксплуатации. Исключается прямой контакт чувствительной к перепадам температур аппаратуры комплекса «ОКА» с окружающей средой, что будет способствовать минимизации отказов комплекса и повышению его работоспособности.

В процессе работы над проектом авторским коллективом разработан макет конструкции перспективного облика комплекса подготовки авиационных управляемых средств поражения «ОКА», который удостоен второго места на смотре научно-технического творчества курсантов и слушателей ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж) в 2019 году.

Библиографический список

1 Универсальный комплекс подготовки авиационных управляемых средств поражения. Комплекс «Ока»: руководство по техническому диагностированию, обслуживанию, подготовке. Рязанское конструкторское бюро «Глобус». 102с.

2 Зledenный Н.П., Плиплин А.А., Чичкин Н.С. Анализ работы стационарного комплекса подготовки авиационных управляемых средств поражения «ОКА» в строевых частях: сб. науч. статей по материалам II Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные вопросы состояния, развития и эксплуатации авиационного вооружения «Калибр». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. С. 173—178.

Концепция проектирования управляемых авиационных ракет с боевым снаряжением повышенной эффективности

Попов Ю.В.

МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

В работе предлагается концепция проектирования противокорабельных авиационных управляемых ракет (АУР), направленная на повышение боевой эффективности за счёт реализации оптимального подрыва боевой части (БЧ) и снижения запасов её прочности. Снижение запасов прочности корпуса БЧ становится возможно, так как расчёты на участке конечной баллистики могут проводиться в соответствии с нагрузкой на БЧ в составе АУР. Для реализации концепции в работе предлагаются подходы к расчётной оценке динамики БЧ в составе АУР при взаимодействии с типовыми корабельными преградами. На основе открытых источников рассматривались сверхзвуковые противокорабельные АУР Х-31А, Х-31АД, а также дозвуковая противокорабельная АУР Х-35. Однако, такой подход может быть применен и по отношению к другим АУР.

На боевую эффективность противокорабельных АУР оказывает влияние множество факторов, многие из которых связаны с всесторонним противодействием противника. Это как применение средств радиолокационной борьбы, так и огневое воздействие зенитных артиллерийских комплексов и зенитного управляемого ракетного оружия. В работе рассматривается ситуация, когда АУР удалось преодолеть обычно эшелонированную защиту боевого надводного корабля, то есть участок конечной баллистики, когда АУР взаимодействует с корабельными преградами. Эта область динамики АУР остаётся малоизученной ввиду многих причин, что не позволяет начать разработку отечественных адаптируемых (за рубежом «умных» — smart) взрывательных устройств (ВУ), которые должны рассчитывать время замедления подрыва БЧ в зависимости от динамики АУР на участке конечной баллистики. Подобное ВУ было разработано в США (FMU-159 HTSF [1, 2]) для БЧ крылатых ракет и управляемых авиационных бомб. Основными элементами такого ВУ являются встроенный акселерометр, бортовой компьютер и блок памяти. Адаптируемое ВУ должно идентифицировать преграды путём сравнения данных от встроенного акселерометра с заложенными в память бортового компьютера ВУ эталонными, а также считать количество пробитых преград. Подрыв БЧ при этом может производиться в заданной точке цели, определённой алгоритмом работы ВУ исходя из начальных условий встречи.

Для предварительных оценок используется разработанная и обоснованная ранее [3] аналитическая методика (0D-моделирование). Для определения динамических характеристик процесса взаимодействия АУР с типовой корабельной преградой предложено два подхода: использование авторской программы, разработанной на кафедре СМ-4 МГТУ им. Н. Э. Баумана (1D/2D-моделирование) и пакета численного моделирования нестационарных процессов LS-DYNA (2D-моделирование). В работе даны некоторые первоначальные оценки, которые необходимы для построения отечественного адаптируемого ВУ, определяющего момент подрыва БЧ АУР по динамическим характеристикам пробития. Также показаны подходы к определению историй нагружения БЧ, которые могут использоваться для прочностных расчётов.

Были систематизированы конструктивные решения в области БЧ противокорабельных АУР. При этом рассмотрены отечественные и зарубежные (США, Германия, Франция, Норвегия, Швеция, Великобритания) АУР.

Исследование показало, что около 2/3 противокорабельных АУР не имеют ядерных/термоядерных БЧ, а остальные (разработанные в СССР) имеют взаимозаменяемые БЧ: ядерные (специальные) БЧ (СБЧ) и обычные БЧ (ОБЧ). По терминологии США такие ракеты называют УР двойного назначения [4].

Большинство АУР оснащены проникающими БЧ (ПрБЧ), которые подрываются внутри цели и имеют большую эффективность по сравнению с БЧ АУР с неконтактным подрывом и с подрывом на внешнем контуре (фугасные, фугасные направленного действия, фугасно-кумулятивные БЧ), так как при взрыве во внутреннем объеме корабля вся энергия взрыва затрачивается на деформирование и разрушение цели.

Подавляющее большинство БЧ противокорабельных АУР неотделяемые, а среди них преобладают вкладные. Это также подчеркивает ошибочность применяемого при разработке автономного рассматривания БЧ на этапе конечной баллистики, так как они являются неотделяемыми.

Рассмотрен важный с точки зрения динамики и прочности ПрБЧ вопрос о размещении БЧ в АУР. Для противокорабельных АУР выделено 7 компоновок, из которых 3 основные.

Представлены полученные расчётным путём истории нагружения и динамики БЧ в составе АУР для двух основных компоновок (АУР Х-31 и Х-35). Показано влияние разброса начальной скорости АУР на динамику БЧ на участке конечной баллистики, а также важное для идентификации преград влияние толщины преграды.

Полученные истории нагружения, а также удельный импульс от нагрузки на БЧ ПКР необходимы разработчикам ВУ, так как они должны выбирать необходимую ударостойкую элементную базу и выстраивать алгоритмы фильтрации и распознавания сигналов от разных преград. При этом было показано, что количественные различия в картинах нагружения дают возможность идентифицировать преграды.

Работа направлена на создание научно-технической базы отечественного адаптируемого 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.

Литература

1. 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.
2. Siefke W. Precision strike SPO // NDIA Fuze Conf. Air Force Fuze Overview. 4 April 2003. URL: <http://www.dtic.mil/ndia/2003fuze/siefke.pdf> (дата обращения 10.01.2012).
3. 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 "ТРП", 2018. — С. 163-176.
4. Особенности общего проектирования и конструирования боевых частей управляемых ракет двойного назначения / В.И. Пусев, А.Ф. Овчинников, В.А. Марков, В.Е. Дулин // Боеприпасы и высокоэнергетические конденсированные системы. 2008. №1. С. 36-47.

Перспективная система холодной пристрелки установок авиационного вооружения

Порываев Д.А.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В работе решается задача разработки автоматизированной системы холодной пристрелки (АСХП), основанной на элементах технического зрения.

Эффективность боевого применения самолётов оперативно-тактической авиации в значительной мере определяется точностными характеристиками комплекса авиационного вооружения. В процессе эксплуатации летательного аппарата под

воздействием различных факторов (вибрации, перегрузки, изменения свойств материалов и т. п.) происходит нарушение ориентации осей чувствительности измерительных устройств и установок оружия в принятой системе координат. Это влечёт за собой ухудшение точности и эффективности применения авиационных средств поражения.

В интересах обеспечения заданных точностных характеристик комплекса авиационного вооружения специалисты инженерно-авиационной службы проводят комплекс мероприятий по юстировке и пристрелке авиационного вооружения.

Основными недостатками штатной системы холодной пристрелки являются: сложность операций по выставке самолёта в плоскость горизонта; сложность операций по привязке пристрелочной мишени к связанной с самолётом системе координат; отсутствие автоматизации процесса; человеческий фактор.

Развитие и совершенствование систем технического зрения, оптических сенсоров информации позволяют автоматизировать процесс холодной пристрелки. В работе предложена структура разрабатываемой АСХП, выполнено геометрическое решение задачи определения результирующих ошибок наводки установок авиационного вооружения (УАВ), описаны основные принципы функционирования. Основными структурными элементами разрабатываемой АСХП являются два видеодатчика привязки мишени (ВПМ1, ВПМ2) и видеодатчик контроля положения (ВКП). Вычислительные операции предлагается выполнять в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) в виде отдельного режима работы БЦВМ.

Датчики ВПМ1 и ВПМ2 могут быть интегрированы в конструкцию самолёта или устанавливаться при помощи соответствующих съёмных кронштейнов. С помощью ВПМ1 и ВПМ2 осуществляется привязка мишени к связанной с самолётом системе координат. Для этого ВПМ1 и ВПМ2 осуществляют фотографирование пристрелочной мишени и передачу полученных растровых изображений для последующего анализа в БЦВМ. В результате анализа растровых изображений с ВПМ1 и ВПМ2 вычисляются угловые координаты центра пристрелочной мишени относительно визирной линии ВПМ1 и ВПМ2 и угол наклона пристрелочной мишени в картинной плоскости.

В контролируемую УАВ устанавливается ВКП (по аналогии с установкой штатной трубки холодной пристрелки или угломера пристрелочного). С помощью ВКП осуществляется определение угловых координат центра пристрелочной мишени относительно визирной линии ВКП и угол наклона пристрелочной мишени в картинной плоскости.

На основе полученных в результате распознавания растровых изображений с каждого видеодатчика угловых координат и угла наклона пристрелочной мишени, БЦВМ вычисляет ошибки углового положения УАВ в горизонтальной и вертикальной плоскости относительно связанной с самолётом системы координат. Выбор структуры пристрелочной мишени обосновывается в работе [3].

Реализация предложенного подхода автоматизации системы холодной пристрелки позволит:

- значительно упростить процесс определения ошибок углового положения УАВ;
- автоматизировать процесс холодной пристрелки;
- исключить человеческий фактор при выполнении операций холодной пристрелки.

Программная реализация алгоритма распознавания пристрелочной мишени, вычисления результирующих ошибок наводки УАВ является предметом дальнейших исследований.

Библиографический список

1. Комплексы авиационного вооружения: учебник для слушателей и курсантов вузов ВВС / В.А. Конуркин [и др.], [под ред. В.А. Конуркина]. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. 948 с.

2. Шапиро Л. Компьютерное зрение / Л. Шапиро, Дж. Стокман. Пер. с англ. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2006. 752 с.

3. Федяев В.Н., Зledenный Н.П., Порываев Д.А., Шеенко Д.С. Способы распознавания положения пристрелочной мишени автоматизированной системой холодной пристрелки комплексов авиационного вооружения: сб. науч. статей по материалам III Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные вопросы состояния, развития и эксплуатации авиационного вооружения «Калибр»». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020. С. 455-463.

Способ управления стрельбой из авиационного артиллерийского оружия с учётом состояния оружия в процессе эксплуатации

Роговенко О.Н., Сапожников Д.В.

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. При этом решение задачи прицеливания, в частности, формирование параметров прицеливания, осуществляется в виде конечных формул, представляющих собой результаты решения детерминированных дифференциальных уравнений движения снарядов и цели при неслучайных начальных условиях. Множество случайных факторов, имеющих место при прицеливании, не учитывается.

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.

Предлагается способ управления стрельбой из авиационного артиллерийского оружия, учитывающий состояние оружия за счёт оценки динамики изменения начальной скорости снарядов и уровня вибрации лафета.

Возможные способы применения анализа общих причин отказов при проектировании комплекса бортового оборудования

Савельев А.С., Берсуцкая О.Д.

Московский авиационный институт, г. Москва

Одной из основ обеспечения безопасности при разработке авиационной техники в соответствии с положениями международных стандартов на данный момент является так называемая система гарантии разработки — это система стандартов, мероприятий, процедур, методов и подходов, выполнение и соблюдение которых гарантирует, что разработанные системы и воздушное судно удовлетворяет требованиям по безопасности.

Основные принципы системы гарантии разработки описаны в документе SAE ARP 4754A, а именно — в нём содержатся рекомендации по составу процессов создания бортового оборудования и систем, а также целей, которые должны быть достигнуты и мероприятий, которые должны быть выполнены для достижения данных целей. Одним из таких процессов является процесс оценки безопасности. В ARP 4754A приведены основные этапы данного процесса, а также показана их связь с другими процессами

создания бортовых систем. Более подробное описание подходов и методов, применяемых в оценке безопасности, содержится в документе SAE ARP 4761.

Документы SAE ARP 4754A и SAE ARP 4761 широко распространены и успешно применяются зарубежными компаниями. Однако отечественная авиационная промышленность сейчас находится на этапе освоения описанных в них принципов и разработки методологий их реализации, в том числе в части процедур различных анализов, выполняемых в рамках процесса оценки безопасности, например, таких как анализ общих причин отказов.

Работа посвящена исследованию применяющихся способов и разработке перспективных методологий выполнения качественного и количественного анализа общих причин отказов с целью обнаружения и митигации потенциальных причин, которые могут привести к одновременному отказу резервирующих друг друга компонентов бортового оборудования и систем, тем самым обесценивая роль таких компонентов в повышении уровня безопасности и отказоустойчивости воздушного судна.

Методика повышения ресурса критического сечения силового элемента конструкции шасси учебно-тренировочного самолёта путём предотвращения усталостных разрушений

Силин Н.Д.

Московский авиационный институт, г. Москва

Работа посвящена решению актуальной задачи повышения надёжности и ресурса машин при одновременном снижении их металлоёмкости, повышении мощности, скоростей, нагрузок, производительности и других основных параметров. Особую остроту проблема повышения долговечности и надёжности имеет в авиационной технике, так как обеспечение безопасности полёта требует при реализации в конструкциях высокой весовой эффективности и гарантированности ресурса.

В связи с существенным ростом продолжительности эксплуатации летательных аппаратов самолётного типа одним из основных условий обеспечения безопасности полёта является предотвращение усталостных разрушений.

Для решения этой проблемы при проектировании, расчёте и доводке машин необходим более полный и точный учёт всех факторов, определяющих прочность, износостойкость, виброустойчивость и другие критерии их работоспособности.

В работе предлагается уточненная методика расчёта основных параметров элемента конструкций (определение предела выносливости элемента конструкции шасси; определение коэффициентов вариации предела выносливости элемента конструкции шасси; определение количества рабочих циклов (усталостной долговечности) элемента конструкции основной стойки шасси) с использованием расчётов в соответствии с ГОСТ 25.504-82 и метода Серенсена-Когаева на основании скорректированной линейной гипотезы суммирования усталостных повреждений. Заключительным этапом является применение методов упрочнения и выявление оптимального варианта на основании расчёта характеристик исследуемого элемента.

Разработка электропривода системы позиционирования пациента комплекса протонной терапии

¹Сухих Е.П., ²Фурс И.В., ²Кашинский С.В.

¹ПАО НПО «Наука», ²Московский авиационный институт, г. Москва

Целью данной работы являлось определение технического облика и формирование требований к составным частям электропривода системы позиционирования пациента (СПП) комплекса протонной терапии. СПП обеспечивает точное позиционирование горизонтальной кушетки с лежащим на ней пациентом относительно луча. Данные системы используются для быстрого и точного удаления новообразований в теле

человека, являются гибкими и простыми в использовании, что позволяет обеспечить максимальный уровень ухода за пациентами. Поскольку СПП импортного производства активно внедряются ведущими мировыми клиниками лучевой терапии, разработка их отечественного аналога является актуальной задачей.

Важное требование к электроприводам СПП — отказобезопасность системы, что обеспечивается её многоканальностью. Привод спроектирован так, что отказ любого из каналов не приводит к изменениям хода выполнения программы лучевой терапии. Кроме того, даже в случае полного отключения электропитания СПП остается полностью безопасной для пациента. Спецификой работы СПП является функционирование в условиях ионизирующего излучения, что предъявляет требования к радиационной стойкости элементной базы.

Разработано два варианта конструкции электропривода СПП. В обоих случаях электромеханизм содержит три трёхфазных синхронных электродвигателя со встроенными датчиком положения ротора и тормозом. Движение трёх каналов суммируется при помощи редуктора, выходная ступень которого в одном случае выполнена в виде зубчатой волновой передачи, в другом — планетарной передачи типа «3к-н». Использование трёх электродвигателей позволяет кроме резервирования обеспечить точное безлюфтовое управление за счёт эффекта «электромагнитной пружины».

Привод является следящим по положению, на его выходном валу установлен высокоточный датчик положения индукционного типа. Для привода разработан блок управления с применением радиационно-стойкой электронной компонентной базы. Все примененные в электромеханизмах и блоке управления элементы отечественного производства.

Разработка средства автоматизированного контроля вычислительного процесса блоков системы управления космического аппарата

¹Табаков Е.В., ²Зинина А.И.

¹ФГУП МОКБ «МАРС», ²Московский авиационный институт, г. Москва

В состав бортового комплекса управления (БКУ) космического аппарата входят блоки, имеющие в своём составе вычислители. С целью резервирования каждый вычислитель состоит из нескольких идентичных микроконтроллеров. В процессе работы данных блоков в их вычислительных устройствах происходит выполнение встроенного программного обеспечения (ПО), которое позволяет им решать свои задачи.

От корректности функционирования БКУ зависит нормативность работы всего аппарата. Поэтому при её создании огромное внимание уделяется вопросам проведения стендовых испытаний как всей БКУ в целом, так и её отдельных компонентов. При этом возникает задача как тестирования и отладки электрического взаимодействия между элементами БКУ, так и встроенного ПО, выполняемого на вычислительных устройствах. В рамках данной работы уделено внимание второй задаче.

Как уже было отмечено ранее, бортовое ПО выполняется на вычислительных устройствах блоков БКУ. По своей структуре вычислительные устройства представляют собой четыре идентичных микроконтроллера, резервирующих друг друга.

Для работы с данными микроконтроллерами применяются специальные программные средства, называемые отладчиками. Их функционал позволяет просматривать содержимое памяти микроконтроллеров и регистров их процессоров и изменять его. Также они позволяют запускать процессор, останавливать его и просматривать текущую команду, выполняемую процессором. Таким образом, данные программные средства дают возможность отслеживать ход работы ПО и вносить корректировки в процесс его выполнения.

Следует отметить, что используемые в настоящий момент на предприятии отладчики имеют ряд недостатков, связанных со спецификой бортового оборудования КА. Одним из

таких недостатков является невозможность вести отладку в реальном времени, то есть без остановки процессора. Также неудобство создавало то, что из одного экземпляра программы можно вести отладку только одного микроконтроллера, что не позволяло одновременно работать со всеми частями одного вычислителя. Вследствие этого возникла задача разработки нового программного средства отладки.

С целью решения поставленной задачи разработано новое средство отладки, которое обладает следующими особенностями. Клиентская часть отладчика реализована в программе QT на языке программирования C++. В процессе работы клиентская часть, установленная на рабочем компьютере программиста, отправляет по протоколу TCP/IP через локальную сеть предприятия команды, соответствующие стандарту OpenOCD. Выбор OpenOCD обусловлен тем, что он предоставляет обширные средства для работы с микроконтроллерами. Данные команды принимаются компьютером, установленным на испытательных стендах, который непосредственно соединён с аппаратурой. При получении команд он посредством программного пакета OpenOCD обеспечивает взаимодействие с микроконтроллерами вычислителя.

Также в ходе разработки реализовано взаимодействие клиентской части отладчика с базами данных переменных, характеризующих процесс выполнения ПО. В базах данных находятся названия этих переменных и адреса в памяти, в которых записаны их значения. Это дало возможность обращаться к данным переменным непосредственно по их названиям, что является весьма удобным при проведении отладки блоков БКУ КА.

В ходе работы реализовано программное средство для проведения отладки встроенного ПО, которое в полной мере учитывает особенности, связанные со строением оборудования БКУ КА.

Тренажёр проверки блока неуправляемых авиационных ракет Б8М-1

Титов Д.А., Нерсисян Д.Г.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Развитие компьютерных технологий и элементной базы открыло широчайшие перспективы для разработки тренажёров, имитирующих боевое применение авиационного вооружения (АВ) и обучающих работе с ним.

Целью работы явилось создание тренажёра, позволяющего в аудиторных условиях обучать инженерно-технический состав (ИТС) подготовке к полёту блока неуправляемых авиационных ракет (НАР) Б8М-1 с визуализацией его внешнего вида и принципа действия.

Актуальность разработки предлагаемого тренажёра заключается в необходимости повышения эффективности боевого применения данного типа АВ, а также обучения авиационных специалистов.

В состав разработанного тренажёра входят:

- ноутбук (планшет) с программным обеспечением, представленным панелью тестирования блока НАР Б8М-1;

- макет блока НАР Б8М-1, имеющий съёмный передний и задний обтекатель с лазерами и передатчиком;

- имитация ручки управления самолётом (РУС);

- имитация оптического прицела на треноге;

- имитация пристрелочной мишени;

- макет транспортировочной тележки;

- монитор (телевизор) на стойке [1].

Комплект тренажёра располагается в компактном, удобном для переноски ящике.

В данной комплектации тренажёр позволяет обучать:

- принципам холодной пристрелки блока НАР Б8М-1, которая необходима для получения удовлетворительных характеристик рассеивания при стрельбе с блока;

- проверке цепей стрельбы с использованием имитации анимированных программным обеспечением (ПО) РУС или прибора наземной проверки в режимах пуска ракет с ручной и автоматической отсечкой;

- контролю используемых точек подвески, вооружения, остатку боеприпасов, работы контрольно-измерительных приборов.

В начале занятия представляется обучающий 3D-фильм блока НАР Б8М-1, демонстрирующий его внешний вид, устройство, принципы проверки. Для разработки 3D-модели блока НАР Б8М-1 была выбрана программа Cinema 4D, являющаяся пакетом для создания трёхмерной графики и анимации [2].

Кроме того, в тренажёре реализованы элементы запатентованного устройства проверки цепей стрельбы. На площадке заднего обтекателя крепятся стаканы от хвостового оперения ракет, в которых они находятся до пуска. Внутри стаканов располагаются лазерные светодиоды. Поступающие управляющие сигналы вызывают их свечение, которое проецируется на пристрелочную мишень, позволяя осуществлять проверку цепей стрельбы и демонстрировать принципы холодной пристрелки блока [3].

Программное обеспечение (ПО) тренажёра разработано в среде Visual Studio на языке программирования C# (Sharp). Диалоговое окно ПО представляет собой анимированные изображения панели тестирования, пульта индикации, имитации работы оптического прицела [4].

Панель тестирования блока НАР Б8М-1 имеет два режима проверки:

- имитация пуска НАР с использованием ручки управления самолётом. Для этого необходимо выбрать элемент формы «Ручка управления самолётом». При этом в окне визуализации появится изображение РУС. Также имеется возможность выбора темпа стрельбы (с отсечкой или без). Нажатием на боевую кнопку имитации РУС (джойстика) осуществляется имитация пуска НАР в соответствии со схемой пуска ракет, которая визуализируется в правой части панели тестирования;

- имитация проверки цепей стрельбы с использованием прибора наземной проверки (ПНП) Б8М.9500-0. Для этого необходимо выбрать элемент формы «Пульт проверки цепей стрельбы». При этом в окне визуализации появится анимированное изображение ПНП. Кликом мыши осуществляется последовательное переключение каналов с 1 по 20, которое визуализируется в правой части панели тестирования, имитируя тем самым работу прибора контроля цепей реактивных снарядов ПКЦ-РС.

Вмонтированные в обтекатель лазерные светодиоды имитируют стрельбу ракетами в соответствии со схемой пуска, проецируя изображение светового пятна на имитацию пристрелочной мишени, что позволяет повысить визуализацию процесса стрельбы.

Пульт индикации при этом показывает динамический расход боеприпасов применяемые точки подвески, используемый тип вооружения, а также показания контрольно-измерительных приборов системы электропитания.

Диалоговое окно имитации работы оптического прицела позволяет демонстрировать обучаемым принципы холодной пристрелки.

ПО тренажёра может устанавливаться на ноутбук, компьютер или планшет, которые подсоединяются к макету блока НАР с использованием USB-провода (имитируя соединение реальных цепей стрельбы с разъёмом блока) или по беспроводной линии связи.

Кроме того, представленный программный комплекс используется на реальном блоке НАР с целью проверки его работоспособности, режимов работы и пристрелки.

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 тренажёр обладает:

- высокой мобильностью и визуализацией;
- небольшими массой и габаритами;

- существенно более низкой стоимостью обучения и самого тренажёра;
- возможностью расширения номенклатуры блоков НАР, а также типов летательных аппаратов, используемых для обучения и самостоятельного изготовления подобного тренажёра.

Представленный тренажёр позволяет существенно снизить экономические затраты, уменьшить время обучения, улучшить качество и эффективность подготовки специалистов авиационного вооружения.

Библиографический список

1. Белозерский М.С., Гладышев А.П. Тренажёр проверки блока Б8М-1 // XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2020»: сб. тезисов докладов. Москва: МАИ, 2020, С. 821-822.
2. Емельянов А.В., Гладышев А.П., Нерсисян Д.Г. Разработка обучающего 3D-фильма тренажёра блока неуправляемых авиационных ракет. Сб. науч. ст. по материалам VII Международной НПК «Академические Жуковские чтения». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2019. С. 131—135.
3. Устройство проверки цепей пуска и пристрелки блоков неуправляемых авиационных ракет: пат. 2716375 Российской Федерации, МПК F41F 3/065 / Емельянов А.В., Гордеев В.Н.; заявка № 2019111972 от 19.04.2019; опубл. 11.03.2020. Бюл. № 8. 8 с.
4. Тренажёр блока неуправляемых авиационных ракет: свид-во о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2020618015 от 15.07.2020, Емельянов А.В., Титов Д.А., Нерсисян Д.Г.; заявка № 2020616853 от 30.06.2020.

Разработка блока рулевых электроприводов малогабаритного беспилотного летательного аппарата

Фурс И.В.

АО «ГосНИИП», г. Москва

В статье изложены результаты разработки блока рулевых электрических приводов малогабаритного беспилотного летательного аппарата. Блок рулевых приводов спроектирован для изделий диаметром 80-100 мм, включает в себя четыре рулевых машинки и общий электронный блок управления. Рулевая машинка содержит электродвигатель, редуктор и датчик положения выходного звена. Редуктор состоит из шариковинтовой передачи и зубчатой передачи, соединяющей винт ШВП и вал электродвигателя. Выходным звеном рулевой машинки служит гайка ШВП, совершающая поступательное движение. Для замыкания приводов по положению в конструкции рулевых машинок используются потенциометрические непрямоугольные датчики линейного перемещения, подвижные элементы которых закреплены на гайке ШВП. Для сокращения длины блока рулевых приводов электродвигатели, ШВП и потенциометрические датчики положения расположены параллельно. Преобразование поступательного движения выходных звеньев рулевых машинок во вращательное движение аэродинамических рулей осуществляется вне блока рулевых приводов при помощи кулисного механизма.

На текущем этапе завершены работы по проектированию макета блока рулевых электрических приводов, выпущена и передана в производство конструкторская документация. Также была разработана математическая модель динамики привода. Предварительные результаты моделирования показали хорошие статические и динамические характеристики спроектированного блока рулевых приводов.

После завершения разработки блока управления и создания макетного образца планируется проведение полунатурных испытаний для определения достигнутых характеристик привода и верификации математической модели.

ЛИТЕРАТУРА

1. Полковников В.А. Электрические, гидравлические и пневматические приводы летательных аппаратов и их предельные динамические возможности. Учебное пособие – М.: Изд-во МАИ, 2002.

2. Электродвигатели постоянного тока коллекторные вида ДП исполнения P09 Д3132 [электронный ресурс] <http://mel-vrn.ru/wp-content/uploads/2018/05/DP-ispolneniya-R09-D3132.pdf>
3. Самсонович С.Л. Основы конструирования электрических пневматических и гидравлический исполнительных механизмов приводов ЛА. Учебное пособие – М.: Изд-во МАИ, 2002
4. Волгин В.В. Расчеты деталей и узлов авиаприборов и автоматов. Учебное пособие – М.: Изд-во МАИ, 1993
5. Леликов О.П. Основы расчета и проектирования деталей и узлов машин. Конспект лекций по курсу «Детали машин». 3-е изд. перераб. и доп. – М.: «Машиностроение», 2007
6. Янгулов В.С. Волновые и винтовые механизмы и передачи: учебное пособие – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011
7. Янгулов В.С. Проектирование передач с линейными перемещениями выходного звена: учебное пособие – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011
8. ОСТ 2 Р31-5-89 Станки металлорежущие. Шариковые винтовые передачи. Технические условия.
9. ООО «АПКБ». Малогабаритная шариковая винтовая передача (МШВП) http://www.oooapkb.ru/blog/malogaabaritnaja_sharikovaja_vintovaja_peredacha_mshvp/2017-08-03-3.
10. ГОСТ 18854-2013 Подшипники качения. Статическая грузоподъемность.

Универсальный электронный блок управления различными типами электрических двигателей

Черкасова Н.Д., Ефромеев А.Г.

Тулльский государственный университет, г. Тула

В процессе проектирования мехатронных систем и модулей возникает задача экспериментальной отработки законов управления исполнительными элементами, когда аппаратная часть самой системы ещё только разрабатывается. При этом блоки управления чаще всего разрабатываются под определённые типы и модели двигателей в зависимости от их характеристик, функциональных особенностей, а также учитывая типы датчиков, которые впоследствии будут использоваться в модуле. В связи с этим актуальной становится задача создания универсального микропроцессорного блока управления, способного работать с различными типами исполнительных двигателей и датчиков обратной связи, применяемыми в мехатронных системах.

Взаимодействие структурных элементов разработанного универсального электронного блока можно представить следующим образом: на микропроцессорную систему сбора и передачи данных (МПССД) подается информация с датчиков обратной связи и персонального компьютера, далее она поступает на микроконтроллер микропроцессорной системы управления исполнительным двигателем (МПСУ ИД), где происходит непосредственное формирование управляющих воздействий в соответствии с законом управления, после чего сигнал преобразуется с помощью силового полупроводникового преобразователя (СПП). В питании элементов блока участвуют два источника: внутренних (+15 В/+5 В) и внешний (27В).

Задачей СПП является формирование управляющих напряжений на обмотках двигателя. В целом СПП представляет собой автономный инвертор напряжения и состоит из вторичного источника питания, который выполнен на основе DC-DC преобразователей LM2576S с выходными напряжениями +5В и +15В, и четырех полумостовых блоков. В качестве «ключей» использованы MOSFET транзисторы IRFS3107, они обеспечивают напряжение питания (27В), при этом максимальные напряжения и ток 70В и 190А соответственно. Для управления транзисторами использованы полумостовые драйверы IR2184 с плавающими источниками питания на базе DC-DC преобразователей 05/12В. Благодаря логике работы указанных драйверов (только попарное управление)

исключается возможность задействия запрещенных комбинаций открытых ключей, из-за которых возникают сквозные токи.

В электрической принципиальной схеме также присутствуют линии, по которым осуществляется передача аналоговой информации и датчиков обратной связи. С помощью интегральных двухканальных изоляторов ADUM1200 реализуется изоляция информационной части от силовой.

Благодаря такой структуре СПП обеспечивается универсальность разработанного микропроцессорного блока управления, т.к. он позволяет работать с максимально широким диапазоном разновидностей исполнительных двигателей: двигателем постоянного тока (ДПТ) с возбуждением от постоянных магнитов (возможно подключение двух одновременно), ДПТ с последовательным возбуждением (серийный двигатель) с одной и двумя обмотками возбуждения, ДПТ с независимым возбуждением, двухфазным и трёхфазным синхронным двигателем, шаговыми двигателями, трёхфазными асинхронными двигателями и др. Соответственно отпадает необходимость разрабатывать для каждого исполнительного элемента новую систему управления, что делает процессы исследования мехатронных модулей и отработки законов управления более простыми, быстрыми и менее затратными.

Связь блока с персональным компьютером осуществляется с помощью микроконтроллера STM32F405, который находится на плате МПССД, по интерфейсу USB. На плате управления ИД используется та же микросхема STM32F405.

Таким образом, разработана общая концепция и структура универсального микропроцессорного управляющего блока, выбран его элементный состав, созданы электрические принципиальные схемы и печатные платы, проработана конструкция.

НАПРАВЛЕНИЕ № 7

Математические методы в аэрокосмической науке и технике

Применение метода Монте-Карло для прогнозирования надёжности процесса приземления систем мягкой посадки с пневмоамортизаторами

Аверьянов И.О.

АО «МКПК «Универсал», г. Москва

Системы мягкой посадки с применением пневматических амортизаторов (далее — ПА) нашли широкое применение у разработчиков парашютно-десантной техники и используются для авиационной доставки грузов в самые разнообразные географические районы. Основной задачей, стоящей перед разработчиками парашютно-десантной техники, является обеспечение сохранной доставки грузов. Одним из этапов парашютного десантирования грузов является этап приземления. Сложность реализации сохранного (безопасного) приземления заключается в большом разбросе значений воздействующих на систему внешних факторов, оказывающих влияние на процесс парашютного десантирования: параметры полёта самолёта, при которых осуществляется сбрасывание, условия окружающей среды, характеристики площадки приземления. Выбор рациональных параметров амортизирующего устройства позволяет обеспечить сохранность груза и во многом определяет надёжность всего процесса парашютного десантирования.

Математическое описание процесса приземления объекта с системами мягкой амортизации (приземляющийся объект — далее ПО) исследовался многими авторами. В настоящий момент существует множество работ, посвящённых численному моделированию процесса приземления ПО с использованием конечно-элементных моделей, реализующих схему взаимодействия упругого тела с воздушной подушкой, например, модуль LS-DYNA Airbag, либо обобщённые численные методы взаимодействия упругих тел и газообразных сред (Fluid-Structure Interaction). Однако такие работы описывают одиночный процесс приземления ПО и не позволяют провести оценку интегральных свойств процесса приземления ПО на площадку приземления, учитывающих влияние случайных воздействующих на процесс факторов — таким образом, не позволяют спрогнозировать надёжность процесса приземления ПО (далее — Объект). В настоящей работе описывается математическая модель прогнозирования надёжности Объекта (модель надёжности).

В основе разработанной модели надёжности лежит математическая модель физического процесса приземления ПО на площадку приземления, состоящая из математической модели системы изолированных двухкамерных тканевых амортизаторов и уравнений пространственного движения ПО. Данная физическая математическая модель процесса приземления ПО позволяет задавать исходное положение ПО в пространстве, его вектор начальной скорости, положение площадки приземления. Результатом её работы являются траектории пространственного движения ПО, газодинамические и прочностные характеристики изолированных ПА.

Разработанная модель надёжности позволяет оценить вероятность безотказной работы (далее — ВБР) Объекта. Для определения расчётного значения ВБР рассматриваемого Объекта необходимо придать получаемым в физической математической модели количественным характеристикам процесса приземления вероятностно-стохастический смысл. Для этой цели использовался метод Монте-Карло — метод прямого математического моделирования эксперимента, где с помощью генератора случайных чисел задавались распределения параметров приземления. В работе проведён анализ задаваемых распределений и сходимости решения, сформулированы критерии отказов Объекта.

Для апробации разработанной модели надёжности рассматривается задача о выборе рациональных параметров ПА — конфигурации срабатывающих клапанов, обеспечивающих максимальное значение ВБР Объекта. Проведён анализ влияния вносимых в конструкцию ПА изменений на ВБР Объекта. Представленное в работе решение задачи выбора рациональных параметров ПА представляет собой упрощённое

решение задачи оптимизации конструкции ПА по интегральным параметрам процесса приземления ПО.

Алгоритм оптимизации значений параметров системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску на основе пооперационного применения метода динамического программирования

Вивчарь Р.М.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В настоящее время продолжительность подготовки ракеты космического назначения к пуску превышает заданное значение, что подтверждается анализом функционирования системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску. Это, в свою очередь, приводит к несоответствию вероятности подготовки и пуска ракеты космического назначения за заданное время требуемым значениям. Превышение времени подготовки ракеты космического назначения обусловлено необходимостью поиска и устранения отказов, возникающих в ее процессе.

На вероятность подготовки и пуска ракеты космического назначения за заданное время оказывают влияние различные параметры системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску, к числу наиболее важных из которых относятся количество запасных частей и время их доставки, уровень обученности личного состава боевого расчёта, периодичность контроля технического состояния оборудования. При этом в работе под системой обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску понимается часть системы эксплуатации ракетно-космического комплекса, предназначенная для приведения и поддержания ракеты космического назначения в требуемой готовности к запуску космического аппарата, управления уровнем обученности личного состава боевого расчёта, управления запасами космических средств и их поставками в объединении, соединения и части. Также стоит отметить, что эти параметры существенным образом влияют и на эксплуатационные затраты, характеризующие процесс подготовки ракеты космического назначения. В свою очередь, требованиями различных руководящих документов определена необходимость минимизации эксплуатационных затрат на вооружение и военную технику.

Указанные обстоятельства свидетельствуют о необходимости обеспечения требуемой вероятности подготовки и пуска ракеты космического назначения за заданное время при минимизации эксплуатационных затрат путём проведения многопараметрического синтеза системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску. Следовательно, необходим научно-методический аппарат, позволяющий осуществить такой синтез.

Приведена вербальная и формальная постановка задачи многопараметрического синтеза системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску. Предложен научно-методический аппарат, позволяющий осуществить оптимизацию значений параметров системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску, в основе которого лежит пооперационное применение метода динамического программирования. Отличием данного научно-методического аппарата является учёт особенности целевой функции — зависимости вероятности подготовки и пуска ракеты космического назначения за заданное время от параметров системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску, заключающейся в том, что она представляется собой мультипликативную зависимость, сомножители которой являются аддитивными функциями, что позволяет адекватно осуществить многопараметрический синтез системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску.

Преимущество представленного алгоритма оптимизации заключается в том, что при изменении ограничений он позволяет без дополнительных вычислений определить оптимальные значения параметров системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску. Также стоит отметить, что описанный алгоритм может

быть использован для нахождения экстремальных значений любых целевых функций, имеющих указанную выше особенность.

Представлен вычислительный эксперимент расчёта оптимальных значений параметров системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску с использованием предложенного алгоритма.

Разработка алгоритма оптимизации аэробаллистической траектории беспилотного летательного аппарата

Войтов Д.Ю., Колодяжный Д.О., Мензульский С.Ю.

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Королёв

В рамках данной работы рассматривается решение задачи алгоритмизации функций систем управления летательного аппарата для достижения оптимальной аэробаллистической траектории. Первоначально изучены уравнения динамической системы управления, на основе которых была поставлена задача построения оптимальной аэробаллистической траектории. После представлена структура итоговой программной реализации алгоритма. В структуре можно выделить 5 различных блоков по функционалу и классу решаемых задач: интерфейсы определения пользовательской задачи, интегрирование динамических уравнений, представление в виде оптимизационной задачи, представление функций управления, нахождение решения, представление результатов решения. Их особенности, проблемы и способы их решения отдельно рассмотрены в данной работе.

В рамках блока «Представление функций управления» описывается программная реализация функций управления, рассмотрены отличие параметрических и непараметрических функций, рассмотрены некоторые проблемы и их решения, связанные с регуляризацией возможных сингулярностей.

В рамках блока «Интегрирование динамических уравнений» рассматривается проблематика построения интегральной сетки и приведено решения с динамических определением шагов

В рамках блока «Представление в виде оптимизационной задачи» формулируется оптимизационная задача, её параметры и переменные, необходимые для дальнейшего решения

В рамках блока «Нахождение решения» рассматривается решение поставленной оптимизационной задачи, в рамках приближения изначальной формулировки задачи к всё более размерной конечной оптимизационной постановке.

В рамках блока «Представление результатов решения» формируется табличная и графическая компоновка полученных результатов, определяется допустимость полученного решения.

Математическое и программное обеспечение задачи оптимизации с дифференциальными линейными матричными неравенствами

Дубакина Д.И.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Задача построения оценок множества траекторий динамических систем при учёте не определённых начальных отклонений и внешних возмущении активно изучалась в литературе. В реализуемом здесь подходе задачи эллипсоидального оценивания состояния систем дифференциальных уравнений с не определёнными возмущениями с помощью квадратичной функции Ляпунова с зависимыми от времени коэффициентами сводятся к задачам оптимизации с дифференциальными линейными матричными неравенствами (ДЛМН). Частные решения этих задач на конечном интервале времени определяют эволюционирующие эллипсоиды, ограничивающие множество решений исходной системы с начальными данными из заданного эллипсоида при любых

возмущениях, ограниченных по норме. Ранее с использованием итерационных формул разностной аппроксимации производных авторами были предложены способы численного решения задач оптимизации с дифференциальными линейными матричными неравенствами путём их дискретизации на рассматриваемом интервале и сведения к совокупности взаимосвязанных задач оптимизации в дискретные моменты времени с ограничениями в виде линейных матричных неравенств. Они гарантируют выполнение ограничений на искомую матричную как в точках дискретизации, так и во всех промежуточных точках рассматриваемого интервала и позволяют строить эллипсоидальные оценки как для автономных, так и для неавтономных систем. В данной работе предлагается многошаговый итерационный метод, являющийся модификация одношаговых численных методов решения задач оптимизации с ДЛМН. Дается описание методов численного решения задач оптимизации с ДЛМН, алгоритмов и программ для построения и визуализации эллипсоидальных оценок множества решений систем линейных дифференциальных уравнений с не определёнными возмущениями. Представлены программы для формирования кода на входном языке пакета Matlab и для реализации многошагового итерационного метода, алгоритмы и программы для построения и визуализации эллипсоидальных оценок в виде 2d и 3d-проекций многомерного эволюционирующего эллипсоида. Для численного решения задач оптимизации с линейными матричными неравенствами используется известные численные методы полу определённого программирования и программное обеспечение CVX для пакета Matlab. Приводятся тестовые примеры для проверки работоспособности программ. Также приводятся результаты применения разработанного программного обеспечения для эллипсоидального оценивания состояния манипулятора с двумя звеньями при учёте не определённых возмущений. Даются рекомендации по выбору шага дискретизации.

Разработанные численные методы и программное обеспечение может также использоваться для синтеза управления в виде обратной связи, обеспечивающего подавление начальных отклонений и не определённых возмущений, и синтеза наблюдателей состояния, и неизвестных входных воздействий, обеспечивающих ограниченность ошибки оценивания.

Методика расчёта на флаттер и статическую аэроупругость и расчётные исследования киля сверхзвукового истребителя

Дубовицкий Е.И.

МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

В процессе проектирования летательного аппарата должна быть обеспечена требуемая эффективность органов управления и безопасность от флаттера. Под эффективностью органа управления понимается реакция летательного аппарата на его отклонение. При рассмотрении такой задачи в случае абсолютно жёсткой конструкции эффективность будет равна 100 %, однако в действительности на эффективность органа управления влияют упругие деформации. В наиболее неблагоприятном случае возникает явление реверса, при этом реакция летательного аппарата на отклонение органа управления будет обратной. Поэтому в процессе проектирования должна быть обеспечена необходимая жёсткость конструкции, исключая явления реверса и флаттера во всем диапазоне эксплуатационных режимов с нормируемыми запасами. Существующие аналитические зависимости, как правило, дают приближённое решение, не учитывающее нерегулярности конструктивно-силовой схемы, также отсутствует возможность проведения параметрических исследований.

Описанная задача решалась при помощи метода конечных элементов, реализованного в программном комплексе MSC.Patran/Nastran. Структурная конечно-элементная модель киля, отражающая жесткостные и массово-инерционные свойства конструкции, соединялась сплайнами с аэродинамической моделью. Расчёт аэродинамических нагрузок

проводился в программном комплексе MSC.FlightLoads в соответствии с методом дипольных решеток для решения задачи звукового обтекания и методом «Zona51» для сверхзвукового обтекания.

Для оценки вклада упругости конструкции пользовались безразмерной величиной, являющейся отношением производной аэродинамической характеристики «упругой» конструкции к той же характеристике «жёсткой» конструкции. Исследовано влияние жёсткости отдельных элементов конструктивно-силовой схемы, а также жёсткости проводки системы управления на эффективность руля направления киля сверхзвукового манёвренного истребителя при полёте на различных режимах. Проведён расчёт критической скорости флаттера в зависимости от жёсткости проводки системы управления.

Совершенствование математических алгоритмов оптимизации бортовых антенных решёток с целью минимизации уровня бокового излучения

Дубовицкий М.А.
НИУ МЭИ, г. Москва

В работе представлены результаты теоретического анализа известных алгоритмов и методов оптимизации многоэлементных антенных решеток с целью минимизации уровня боковых лепестков диаграммы направленности. При разработке антенных решёток большого размера с остронаправленными элементами (радиоинтерферометры с малой базой) требуют решения вопросы снижения уровня боковых лепестков (УБЛ), особенно при использовании неэквидистантных решёток с неперiodической структурой. Основной целью работы является создание универсального алгоритма синтеза неэквидистантных антенных решёток с применением основных законов оптимального по УБЛ расположения элементов.

Для достижения поставленной цели также сформулированы и решаются следующие задачи:

1. Определение оптимального амплитудно-фазового распределения напряжённости электромагнитного поля в плоскости антенных излучателей;
2. Анализ и учёт взаимного влияния между излучателями антенной решётки, исследование влияния взаимной связи излучателей на пространственные характеристики излучения в ближней зоне;
3. Оценка точности определения центра излучения системы близкорасположенных антенных элементов в ближней зоне методом интеграла Стильбеса;
4. Формулировка метода определения фазового центра, протяжённого неоднородного антенного радиоинтерферометра для прецизионного траекторного измерения малогабаритных объектов в ближней зоне излучения.

Также одной из фундаментальных задач, решаемых в рамках данной научной работы, является анализ интерференции электромагнитных волн, излучаемых антенной решёткой, с целью подавления излучения в заданном направлении [1] для определения основных зависимостей пространственных характеристик радиоинтерферометра и конструктивных параметров его элементов. В случае доказательства ряда гипотез эти зависимости могут лечь в основу создания универсального математического аппарата для расчёта неэквидистантных неоднородных антенных решеток произвольной формы.

Одним из аналитических решений является внедрение в множитель направленности антенной решётки в качестве весового коэффициента показателя несимметричного амплитудного распределения отдельных элементов, влияющего на положение фазового центра излучения антенного элемента.

Актуальность работы по данному направлению определяется возросшим интересом к исследуемой тематике подразделений Госкорпорации Роскосмос и Объединённой авиастроительной корпорации (ОАК), что подтверждается расширением комплекса

радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой (РСДБ) с использованием компактных малобазовых радиоинтерферометров.

Научная новизна данной работы подтверждается отсутствием по данному направлению теоретических пособий, также отдельные публикации зарубежных авторов на данную тематику освещают методы, которые имеют неуниверсальный характер и не обладают достаточными экспериментальными данными, а закон оптимального распределения произвольных антенных элементов в составе неэквидистантной антенной решётки так и не был предложен.

Проектирование и анализ протяжённых антенных решёток с плотно расположенными элементами представляет собой комплексную задачу [2]. Для увеличения полосы рабочих частот внешние кромки апертурных элементов могут быть плотно соединены с соседними элементами, чтобы сохранить непрерывность поверхностного тока поверхность всей площади апертуры. Разрывы, вносимые зазорами размера, соизмеримым с половиной длины волны, иметь свойство излучать и, следовательно, нарушать взаимный импеданс и характеристики излучения, кроме того, уменьшается суммарный коэффициент использования поверхности (КИП) антенны. Недостаток известных методов расчёта таких систем с учётом этих взаимосвязей состоит в том, что численный анализ всей задачи анализа антенной решётки не может быть сведён к анализу одного изолированного элемента. На сегодняшний день коммерческие программные средства не могут обрабатывать большие конечные антенные решётки из-за ограничений памяти и чрезмерно длительного времени моделирования. В качестве альтернативы можно наложить периодические граничные условия для анализа элементарной ячейки бесконечной фазированной антенной решётки (каналы Флоке), но это невозможно, если эффекты усечения граней элемента значительны, что имеет место в параболических антеннах с круглыми раскрывами, и неэффективно, если схема возбуждения неоднородна. Распараллеливание и суперкомпьютерные технологии увеличивают будущие перспективы, но пока не доступны широкой аудитории и не могут быть реализованы в больших масштабах на локальном оборудовании. Также подавляющее большинство такого программного обеспечения производится зарубежными компаниями, и покупка лицензии на их коммерческое использование при разработке антенн не всегда экономически целесообразно, что лишний раз подтверждает необходимость использования новых аналитических методов расчёта неоднородных антенных решеток.

Решения были получены для N элементов в диапазоне от 2 до 100. Для большего числа элементов требуемое вычислительное усилие становится непомерным, потому что выполненная работа за итерацию рассчитывается примерно, как четвёртая степень N , а также потому, что минимумы становится всё труднее находить. По замыслу, такие антенные решётки будут наиболее полезны в корреляционных решётках, для которых мгновенное покрытие области измерений должно обладать достаточно высоким разрешением. Основным недостатком этих решёток, общим для всех антенных решёток с минимальной избыточностью, является чувствительность к временно отсутствующим или нефункционирующим элементам. Разработанные в данной работе методы будут являться теоретической базой при разработке антенных полей по контролю за космическим пространством и компактных бортовых антенных решёток с плотным размещением элементов, обладающих сложными граничными условиями. Предложенные алгоритмы можно использовать при моделировании бортовых и наземных радиолокационных станций, используемых в авиации и космических аппаратах, а методы подавления излучения антенных решёток в заданных направлениях могут быть использованы для уменьшения их характеристик в условиях радиоэлектронной борьбы.

[1] Козлов Д.С. “Влияние взаимной связи излучателей на характеристики диаграммы направленности фазированной антенной решётки в области подавления излучения”, Известия высших учебных заведений России. Радиоэлектроника № 2, 2016 с. 69-74;

[2] Дубовицкий М.А. “Оптимизация конструкции малобазового радиоинтерферометра с целью минимизации бокового излучения” сборник работ Международного конкурса исследовательских работ молодых ученых “High-level research 2019/2020”, 2020.

Оптимизация технологического процесса автоклавного формования композитных авиационных конструкций сложной формы с предварительным исправлением топологии их моделей

Дюков В.А.

Донской государственный технический университет, г. Ростов-на-Дону

Основной целью данной работы являлась разработка методики моделирования топологически корректной композитной конструкции на основе геометрии, содержащей ошибки построения, и создание сборки, состоящей из моделей препрега и формообразующей оснастки, выбор оптимальных температурных и временных режимов двухстадийного цикла автоклавного формования для обеспечения требуемого значения степени полимеризации препрега из углепластика; минимизация разброса температуры и степени полимеризации связующего в полимеризуемом объеме и исключение образования зон неполной полимеризации, зон обедненных или переобогащенных связующим, повышенной пористости. Связующее, используемое в данной работе, подвергалось исследованию методом ДСК (дифференциальной сканирующей калориметрии) и идентификации параметров с помощью генетического алгоритма.

В работе приведены методы коррекции топологии CAD (computer-aided design) моделей формуемой композитной конструкции и формообразующей оснастки, импортируемые CAE (computer-aided engineering) системой для моделирования процесса полимеризации при автоклавном формовании. По результатам моделирования были выбраны оптимальные температурные и временные режимы двухстадийного цикла автоклавного формования, которые обеспечивают достижение требуемого значения степени полимеризации препрега из углепластика, и минимизированы разбросы температуры и степени полимеризации связующего в полимеризуемом объеме.

Результаты симуляций продемонстрировали существенную зависимость средних значений температур и степени полимеризации препрега и их разброса от характеристик технологического процесса и технологических ограничений.

Основываясь на результатах, можно утверждать, что использование методов и средств современных CAD/CAE технологий, используемых в авиационной отрасли, позволяет существенно повысить технико-экономические показатели технологических процессов и технологической подготовки производства не только в условиях разрабатывающих, но также и серийных производителей авиационной техники.

Метод Монте-Карло в исследовании подхода к предотвращению столкновений между беспилотными летательными аппаратами

Журавлёв Д.О., Шамак В.А.

ФГБОУ ВО «КНАГУ», г. Комсомольск-на-Амуре

В настоящее время в мире наблюдается большой интерес к производству и использованию беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и происходит активное формирование «Аэронет» в России. «Аэронет» — рынок беспилотных авиационно-космических систем, комплексных решений и услуг на их основе. Это перспективный глобальный сетевой рынок информационных, логистических и иных услуг, предоставляемых флотом постоянно находящихся в воздухе БПЛА, координируемых с помощью информационных технологий. Сферы применения БПЛА постоянно расширяются. Увеличение интенсивности использования БПЛА неизбежно приводит к увеличению их плотности в воздушном пространстве, и, следовательно, к увеличению вероятности столкновений со статическими и динамическими объектами. Под

столкновениями следует понимать не только прямой физический контакт, но и опосредованное воздействие воздушными потоками, а также отсутствие возможности маневра при угрозе столкновения.

В последние десять лет активно ведутся исследования по выявлению угрозы столкновений и предотвращению их между гражданских БПЛА в едином воздушном пространстве [1-4]. Маджри [5] отмечает, что системы предотвращения столкновений должны содержать следующие подсистемы: динамического обнаружения угроз; определения и аппроксимации пути; выбор и выполнение манёвров по предотвращению столкновений. Предотвращение столкновений может осуществляться корпоративными [6, 7] и некорпоративными системами [8]. Некорпоративные (радары [7], лидары [9], системы обнаружения по видео [10] и т. д.) системы требуют значительных ресурсов для реализации: как следствие, материальных, вычислительных и финансовых средств). По этой причине многие исследователи [6, 7] обратили внимание на корпоративные решения. Под корпоративными решениями подразумевается получение координат от динамических объектов, расположенных в потенциально опасной зоне БПЛА, по различным каналам связи. Как правило, координаты получают из GPS или ГЛОНАСС, так как значения координат из инерциальных систем могут включать в себя существенную ошибку. Для реализации каналов связи могут использоваться разные приёмопередатчики [7]. Наиболее востребованными являются системы автоматического зависящего вещания (ADS-B). Системы ADS-B, активно используемые в «большой» авиации, постепенно внедряются в парк БПЛА (например, Ping2020 ADS-B).

Объективно, использование некорпоративных систем обнаружения даёт мало времени для маневрирования, поэтому оно начинается сразу после обнаружения. В свою очередь, корпоративные системы динамического обнаружения угроз, такие как ADS-B, необоснованно расширяют зону начала манёвра. Корпоративные решения позволяют обнаруживать и распознавать траектории угроз, но задачи аппроксимации траекторий и выбора манёвра предотвращения столкновений остаются нерешёнными.

Современные методы управления беспилотными летательными аппаратами в общем случае не предусматривают самостоятельного принятия решения по поведению в нештатных ситуациях, таких как: встреча со статическими или динамическими объектами, временное и/или непредусмотренное картой полёта изменение местности и маршрута движения, обрыв связи с беспилотным аппаратом. Все эти ситуации могут привести к срыву выполнения задания или потере летательного аппарата, особенно когда полёт выполняется в автоматическом режиме при минимальном или отсутствующем контроле оператора или, когда такой контроль не возможен (обрыв связи, критическая дальность полёта и так далее).

Когда говорится о предотвращении столкновений между несколькими летательными аппаратами, обычно понимается их общее взаимодействие. Однако в ситуации с угрозой столкновения применение всеми аппаратами своих манёвров уклонения может не только не уменьшить вероятности столкновения, а наоборот — значительно увеличить её. Поэтому в разработках корпоративных систем предотвращения столкновений особое место должно занимать исследование непосредственного взаимодействия аппаратов. В работе рассматривается проверка алгоритмов разрабатываемой системы предотвращения столкновения, основанной на скоростном подходе, при использовании её на двух БПЛА и при их полном взаимодействии. Проведённая проверка основана на использовании метода Монте-Карло. Также представлены результаты и дальнейшие действия по улучшению алгоритмов. Эффективность расчёта проверена методом прямого компьютерного моделирования с использованием специально разработанного программного комплекса.

Библиографический список

1. Xiao Ou Song. Dynamic MAC Protocol Designed for UAV Collision Avoidance System // Complex, Intelligent, and Software Intensive Systems, Advances in Intelligent Systems and Computing. Springer International Publishing AG, 2018, pp. 489-498.

2. Venanzio Cichella, Thiago Marinho, Dusan Stipanovi, Naira Hovakimyan, Isaac Kaminer, and Anna Trujillo. Collision Avoidance Based on Line-of-Sight Angle Guaranteed Safety Using Limited Information About the Obstacle // *J. Intell. Robot. Syst.*, 2017, pp. 1-15.
3. Phuong D. H. Nguyen, Carmine T. Recchiuto, and Antonio Sgorbissa. Real-Time Path Generation and Obstacle Avoidance for Multirotors: A Novel Approach // *J. Intell. Robot. Syst.*, pp. 1-23.
4. Liang Lu, Chengxing Zong, Xinyu Lei, Bozhi Chen, and Ping Zhao. Fixed-Wing UAV Path Planning in a Dynamic Environment via Dynamic RRT Algorithm // *Mechanism and Machine Science, Lecture Notes in Electrical Engineering*. Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2017, pp. 271-282.
5. I. Mahjri, A. Dhraief, and A. Belghith. A Review on Collision Avoidance Systems for Unmanned Aerial Vehicles // *Communication Technologies for Vehicles*. Switzerland: Springer International Publishing, 2015, pp. 203-214.
6. Rafael G. Braga, Roberto C. da Silva, Alexandre C.B. Ramos, and Felix Mora-Camino. Collision Avoidance Based on Reynolds Rules: A Case Study Using Quadrotors // *Information Technology — New Generations, Advances in Intelligent Systems and Computing*. Springer International Publishing AG, 2018, pp. 773-780.
7. Allistair Moses, Matthew J. Rutherford, and Kimon P. Valavanis. Scalable RADAR-Based Sense-and-Avoid System for Unmanned Aircraft // *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Springer Science+Business Media Dordrecht, 2015, pp. 1895-1953.
8. Joram Verstraeten, Martijn Stuij, and Tom van Birgelen. Assessment of Detect and Avoid Solutions for Use of Unmanned Aircraft Systems in Nonsegregated Airspace // *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Springer Science+Business Media Dordrecht, 2015, pp. 1955-1979.
9. Daman Bareiss, Joseph R. Bourne, and Kam K. Leang. On-board model-based automatic collision avoidance: application in remotely piloted unmanned aerial vehicles // *Auton Robot*, 2017, pp. 1539-1554.
10. Changhong Fu Miguel, A. Olivares-Mendez, Ramon Suarez-Fernandez, and Pascual Campoy. Monocular Visual-Inertial SLAM-Based Collision Avoidance Strategy for Fail-Safe UAV Using Fuzzy Logic Controllers // *J. Intell. Robot. Syst.*, 2014, pp. 513-533.

Методика оценивания точности определения параметров движения воздушной цели в условиях скрытного наблюдения за ней

Закота А.А., Волкова А.С., Изосимов А.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Объектом исследования в конкурсной работе является система определения параметров движения воздушной цели в условиях скрытного наблюдения за ней.

Предметом исследования является методика оценивания точности системы косвенного определения параметров движения цели.

Целью исследования является повышение точности определения параметров движения летательных аппаратов на основе выработки рекомендаций по созданию условий для проведения процесса измерений и обработки данных измерений.

В процессе выполнения конкурсной работы проведён анализ существующих подходов к определению параметров движения цели, выяснено, что преимуществом псевдотриангуляционного подхода является сведение нелинейных уравнений к системе алгебраических уравнений, однако при некоторых условиях он не обеспечивает определение параметров движения цели. Предложен подход, который устраняет данный недостаток за счёт введения закона сближения с воздушной целью.

Методика обеспечивает имитацию движения воздушной цели — расчёт массивов её координат; имитацию процесса измерений — расчёт массивов точных и содержащих случайные погрешности значений углов пеленга. Кроме того, методика обеспечивает предварительное сглаживание измерений и определение угловой скорости линии визирования воздушной цели, что позволяет приблизительно определить диапазон возможных значений коэффициентов аппроксимационной зависимости, идентификацию параметров движения воздушной цели при различных значениях коэффициентов аппроксимационной зависимости в выявленном диапазоне и выбор величины оценки

коэффициентов аппроксимационной зависимости по минимуму дисперсии неадекватности вычисленных значений горизонтальной дальности воздушной цели; определение параметров движения дальности воздушной цели при выбранном коэффициенте аппроксимационной зависимости; оценку погрешности измерения дальности по разбросу расчётных значений при различном количестве измерений угла пеленга; повторение цикла вычислений с увеличением числа измерений в случае превышения разброса оценок дальности заданного значения погрешности её определения.

Исходными данными при проведении расчётов являются параметры траектории движения воздушной цели; величина ускорения носителя; интервалы времени между измерениями; число измерений в группе; суммарное предельное число измерений, среднеквадратичное отклонение результатов измерений пеленга воздушной цели.

Для исследования возможностей изложенного алгоритма и особенностей его применения, была проведена серия численных экспериментов.

При тестировании было принято, что интервал времени между измерениями, а. Результаты сглаживания показали следующее:

- при рациональном выборе величины аппроксимирующего коэффициента (в соответствии с указанной процедурой) расхождение аппроксимационной и истинной зависимости незначительны;

- погрешности аппроксимации на порядок меньше погрешностей измерения.

Следует отметить, что низкий уровень погрешностей при сглаживании достигается при существенных вариациях коэффициентов аппроксимационной зависимости, обусловленных различиями в реализациях процесса измерения.

С целью проверки состоятельности предположения о выдерживании скорости сближения постоянной были проведены предварительные исследования, в ходе которых путём математического моделирования полёта носителя определялись параметры его полёта при включении форсажа. Из этих данных видно, что в силу значительной тяговооружённости носителя возможно поддержание постоянного ускорения в течение достаточно продолжительного периода времени.

Результаты тестирования методики показали, что при увеличении числа измерений погрешность определения дальности падает и достигает величины около 10 % при исходной структуре алгоритма и менее 10 % при дополнительном сглаживании накопленных итоговых на каждую секунду процесса измерений.

Наиболее сильное влияние на результаты определения дальности оказывают величина ускорения носителя и интервал времени между измерениями.

Результаты отработки и исследования базового алгоритма оценивания дальности подвижной воздушной цели свидетельствуют о его повышенной чувствительности к точности и объёму используемой информации. Физической причиной этого эффекта следует считать относительно малый размер синтезируемого масштабного линейного интервала для дальности («дальномерной базы»).

Точность в определении дальности и скорости ВЦ возрастает, если увеличивать число засечек. Но этот способ требует значительного увеличения времени до $20 \div 25$ с на операцию решения задачи. Однако в настоящее время появились пассивные датчики, которые могут измерять угловые координаты воздушной цели с интервалом времени $t \approx 1-10-2...0,5-10-2$ с.

С учётом этого появляется возможность измерять искомые данные (углы) многократно, используя «пучок» замеров при измерении углов дискретных углов.

На основе данных результатов разработаны рекомендации по созданию условий для проведения процесса измерений и обработки данных измерений. Предложенная методика использована при формировании идеологии применения авиационных средств поражения в условиях скрытного наблюдения за целью.

Модель оценки вероятности столкновения ИСЗ с «космическим мусором» на орбитах типа LEO

Иванова С.И.

Сочинский государственный университет, г. Сочи

В работе представлена математическая модель прогноза оценки вероятности столкновения ИСЗ и КМ на низких околоземных орбитах (LEO) и получены на её основе результаты. Следует отметить, что разработанная модель отличается весьма высокой наглядностью и относительной простотой. Эти свойства модели позволили разработать информационную модель, весьма удобную при эксплуатации. Область применения полученной модели оценочная — при принятии решения о запуске ИСЗ на планируемую орбиту.

Определение характеристик несущих систем соосных вертолётов малых весовых категорий в первом приближении

¹Карабут В.В., ²Родионов К.А., ²Сотников Е.В.

¹ИТА ЮФУ ИРТСУ, г. Таганрог

²Донской государственный технический университет, г. Ростов-на-Дону

В наши дни широкое распространение получила авиация общего назначения. Сегмент 1–2-местных вертолётов набирает популярность, причём в последние годы фокус внимания сместился в сторону соосных аппаратов. Вертолёты малых весовых категорий подразделяются на 2 основных класса: сверхлёгких и очень лёгких машин. Существует ряд нормативных документов, регламентирующих нормы лётной годности для подобных аппаратов.

Методики, применяемые в мировом авиастроении, как отечественные, так и зарубежные, основываются, в основном, на статистические данные более тяжёлых винтокрылых аппаратов.

Вертолёты малых весовых категорий имеют ряд особенностей, которые не позволяют использовать существующие методики. Для подобных аппаратов характерны: упрощённая, облегчённая конструкция, соответствующая упрощённым требованиям, предъявляемым к ним, большой процент применимости полимерных композиционных материалов в конструкции, сравнительно низкой скоростью полёта и существенное влияние масштабного фактора. Использование существующих методов без их адаптации приведёт к появлению значительных погрешностей и общей неточности полученных зависимостей.

Целью данной работы является создание методики предварительного проектирования несущей системы соосных вертолётов малой весовой категории. Данная работа может быть частью полноценной методики проектирования малых винтокрылых воздушных судов. Для достижения цели решались задачи анализа существующих методов проектирования соосных вертолётов и сравнение со статистическими данными СЛВ и ОЛВ, разработанными в мире в последние годы.

В данной работе было рассмотрено несколько основных методик определения основных параметров соосных вертолётов:

1) Алгоритмы предварительного проектирования, разработанные под руководством И.П. Братухина и С.И. Перельгина.

2) Методика, основанная на трудах Л.И. Лосева и В.И. Рябова.

Сравнение данных методик показало, что в целом оба подхода имеют схожие алгоритмы определения основных параметров проектируемого вертолёта, опираясь на идентичные входные параметры. Однако, вторая методика позволяет более детально определить необходимые характеристики. Оба метода основаны на статистической базе, составленной по результатам обработки ЛТХ машин более тяжёлых весовых категорий.

Расчёт параметров, проектируемых СЛВ и ОЛВ, согласно обоим методикам даёт значительные погрешности.

Выполненный анализ позволил констатировать, что существующие методики определения основных параметров несущей системы соосных вертолётв на этапе предварительного проектирования дают существенные ошибки для воздушных судов наименьшей размерности. Для определения масс компонентов несущей системы — лопастей и втулок — наиболее эффективно применять комбинацию расчётных методов. Для расчёта геометрических параметров целесообразно применять синтезированные степенные зависимости.

Динамическая прочность лопастей несущего винта вертолётв в условиях наземной эксплуатации

Каргаев М.В.

Московский авиационный институт, г. Москва

В настоящее время остаётся нерешённой проблема защиты лопастей несущего винта вертолётв от повреждений, связанных с воздействием ветра на стоянке. Как установлено в работе [1], предельные уровни напряжений в лопастях достигаются при эксплуатационных значениях скоростей ветра. При этом применяемая на большинстве типов вертолётв швартовка не обеспечивает их сохранность. Предельная скорость ветра, по условию отсутствия взмаха лопасти над нижним упором горизонтального шарнира, зашвартованной лопасти лишь немного выше, чем для незашвартованной [1].

Этот факт обуславливает необходимость принятия мер по предотвращению возможности повреждений упоров и невращающихся лопастей, когда они подвергаются воздействию ветра или спутной струи от несущего винта винтокрылого аппарата, который производит руление поблизости или выполняет посадку [2]. Конструкторам необходимо иметь чёткое представление о явлении ветрового нагружения, а также математические модели, позволяющие с приемлемой точностью рассчитывать напряжённо-деформированное состояние лопасти в динамике. В этой связи в работе получены нелинейные дифференциальные уравнения в частных производных, описывающие движение зашвартованной и незашвартованной лопасти при нестационарном воздействии ветра. Изложен метод расчёта динамических напряжений в зашвартованных и незашвартованных лопастях вертолётв, обдуваемых ветровым потоком [3].

Возможность статической потери устойчивости лопасти несущего винта вертолётв под действием ветра была показана в [4]. Каждый раз, когда под действием статической нагрузки определённого вида возможна потеря статической устойчивости, под действием переменной нагрузки возможна потеря динамической устойчивости. В настоящей работе получены формулы для расчёта границ областей динамической неустойчивости, зашвартованной и незашвартованной лопасти несущего винта вертолётв. На основе уравнений параметрических колебаний лопасти определены критические частоты и коэффициенты возбуждения, соответствующие главному и двум побочным резонансам.

Применительно к лопастям несущего винта вертолётв при определении их безопасного ресурса обычно ограничиваются полётным спектром нагружения [5]. Такой подход определения и установления ресурса, с учётом существующей системы эксплуатации вертолётв, является довольно надёжным. Действительно, до недавнего времени считалось, что накопление усталостных повреждений лопастями несущего винта вертолётв происходит в основном за счёт полётного спектра нагружения. При этом большая часть вертолётного парка эксплуатировалась в климатических зонах с умеренными ветрами, и возникающие случаи повреждения лопастей несущего винта из-за воздействия ветра не были столь заметными на фоне общей статистики эксплуатирующихся вертолётв. Однако с началом их массовой эксплуатации в местах с сильным ветром такие повреждения стали возникать чаще.

Учитывая факт нахождения вертолѐта в стояночном положении в течении более чем 80 % времени эксплуатации в зависимости от ветрового режима района базирования вертолѐтов и календарного срока службы лопастей доля усталостных повреждений, вносимых ветровыми нагрузками, может оказаться соизмеримой с повреждаемостью от полѐтного спектра нагружения. Поэтому для обеспечения безопасного полѐтного ресурса лопастей в местах эксплуатации с большими среднегодовыми скоростями ветра необходим метод его расчѐта, учитывающий их ветровое нагружение на земле. В работе излагается метод расчѐта полѐтного ресурса лопастей несущего винта вертолѐта, учитывающий их ветровое нагружение на стоянке. Показано влияние ветра на величину полѐтного ресурса лопасти с течением времени эксплуатации вертолѐта в зависимости от его среднегодового налѐта. Расчѐты полѐтного ресурса лопастей несущего винта вертолѐта выполнены для трёх городов, территориально расположенных в Российской Федерации.

На основе анализа полученных данных можно сделать следующие выводы:

1. Возникающие в лопасти динамические напряжения, в случае еѐ нагружения ветровым потоком, могут значительно превышать напряжения, возникающие в ней под действием сил собственного веса, и должны учитываться при еѐ проектировании.
2. Установлена возможность появления динамической неустойчивости зашвартованной и не зашвартованной лопасти несущего винта вертолѐта под действием ветра на стоянке.
3. В эксплуатационном диапазоне скоростей ветра, наиболее опасной является главная область неустойчивости, а вторая и тем более третья области неустойчивости ввиду наличия затухания практически не реализуются.
4. При проектировании лопастей несущего винта на этапе поверочных расчѐтов необходимо выполнять проверку на динамическую устойчивость и, при необходимости, выполнять отстройку.
5. Установлено, что расчѐт полѐтного ресурса лопасти может проводится без учѐта ветра на стоянке для мест эксплуатации с небольшими среднегодовыми скоростями ветра.
6. При эксплуатации вертолѐта в местах с большими среднегодовыми скоростями ветра для возможности установления безопасного полѐтного ресурса лопасти на весь срок эксплуатации последний необходимо ограничивать, учитывая результаты расчѐта еѐ ресурса с учѐтом ветра.
7. Величину полѐтного ресурса лопастей несущего винта при эксплуатации вертолѐта в местах с большими среднегодовыми скоростями ветра можно несколько увеличить за сѐт использования штатной швартовки лопастей на стоянке вертолѐта.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-90028.

Библиографический список

1. Каргаев М.В. Расчѐт напряжений в лопасти несущего винта вертолѐта на базе нелинейной модели нагружения при статическом воздействии ветра// Вестник Московского авиационного института. 2019.Т.26. №2. С. 34-42.
2. Авиационные правила Часть 29. — М.: ОАО «Авиаиздат», 2003. — 130 с.
3. Каргаев М.В. Расчѐт динамических напряжений в лопасти несущего винта вертолѐта на базе нелинейной модели нагружения при нестационарном воздействии ветра// Общероссийский научно-технический журнал «Полѐт». 2020. №4, С. 52 — 60.
4. Каргаев М.В., МIRONENKO Л.А. Статическая устойчивость незашвартованных лопастей несущего винта вертолѐта, находящегося на стоянке под воздействием ветра// Вестник Московского авиационного института.2018. Т.25. №2. С. 43-51.
5. Михеев Р.А. Прочность вертолѐтов: Учебник для авиационных специальностей втузов. — М.: Машиностроение, 1984. — 280 с.

Общая характеристика моделей электронной техники СВЧ перспективных летательных аппаратов

Карпук А.Н., Коновалов М.С.

АО «ГосМКБ «Радуга» имени А. Я. Березняка», г. Дубна

С середины прошлого столетия во всем мире перспективным направлением исследований является проектирование сверхвысокочастотной (СВЧ) радиоэлектронной и электронно-вычислительной аппаратуры (РЭА и ЭВА) передачи и обработки данных в реальном масштабе времени для ракетно-космических комплексов и систем. Структура современной РЭА представляет собой взаимодействующее множество полупроводниковых или вакуумных приборов, которые функционируют в общем постоянном и переменном электрическом поле. Типичными примерами изделий данного направления являются:

- радиоэлектронные модули активных фазированных антенных решёток;
- аналоговые СВЧ и цифровые сверхскоростные интегральные схемы (ИС);
- микроволновые генераторы и усилители;
- бескорпусные и экранированные микросхемы.

Главной целью теоретического исследования считается модернизация уже существующей методологии разработки электронной компонентной базы для ракетно-космических комплексов и систем, производимой по доступным технологиям в России и решению трёх основных научно-технических проблем характерных для ЭВА:

- 1) генерирование электромагнитного поля и возбуждение сигналов, несущих информацию;
- 2) неискажённая передача информации;
- 3) эффективное преобразование энергии поля и его сигналов в разделённых между собой электронных приборах (ЭП).

Современные модели аналоговых и цифровых устройств созданы на рассмотрении свойств ЭП и соединений по отдельности, без синхронного учёта влияния носителей тока, накопления и обмена ЭМ-энергией компонентами конструкции. Они имеют относительно универсальный характер и решают общие задачи. В схемах логических элементов используются идеальные ключи, без конкретизации влияния и топологических особенностей схем управления ими. Расчёт «открытого» и «закрытого» состояний осуществляется с помощью булевой алгебры. При таком представлении ЭП не обладает сопротивлением, ёмкостью или индуктивностью, а процессы в нём — не соответствуют закону сохранения энергии и реальной действительности. Поэтому современная модель, опирающаяся на идеализацию и упрощение, не позволяет осуществить проектирование СВЧ-техники (модулей) гига- и терагерцевого диапазонов для ракетно-космических систем и комплексов.

Исследование вопросов непрерывного управления допусками функциональных компонентов радиоэлектронных средств на стадиях жизненного цикла в формате «умные модели для цифрового двойника изделия»

Кенжахметов Ж.Е., Рахметов И.А.

РГАТУ имени П. А. Соловьёва, г. Рыбинск

Современное проектирование и производство требует гибких и быстрых инноваций для своего успешного развития на основе т. н. «умных сред», представляющих собой интеллектуальные аналитические электронные системы и выполняющих функцию наукоёмкого объединяющего аналитико-производственного каркаса [1]. Интеграция «умных сред» с системами сквозного автоматизированного проектирования, имеющими встроенные, хорошо развитые аналитические платформы, позволит оперативно и эффективно решать задачи формирования гибкого саморазвивающегося единого

информационного пространства проектируемого и эксплуатируемого изделия на всех стадиях его жизненного цикла. Подобная технология может быть охарактеризована как «умный цифровой двойник» или как современная парадигма цифрового проектирования и моделирования глобально конкурентоспособной продукции нового поколения.

Отличительной особенностью использования «умных сред» и «умных моделей» является возможность агрегирования структурированной информации в прикладных областях, необходимых при проектировании, производстве и эксплуатации изделия. В качестве такой информации можно указать: фундаментальные законы; компьютерные конструкторские (CAD) и аналитические (CAE) модели изделий и процессов; данные об используемых в проектируемом изделии материалах и их поведении при воздействии тепловых и электромагнитных полей, скоростном деформировании, вибрационном и ударном воздействии; данные о технологиях производства и сборки как отдельных элементов, так и конструкций в целом и т. п. [1].

Простое агрегирование используемых при проектировании радиоэлектронного изделия данных не является достаточным условием для формирования «умных» моделей — для их синтеза необходимо выполнение ряда ключевых компетенций [1]:

а) кастомизация: индивидуализация продукции под заказы конкретных потребителей на всех стадиях производственного цикла изделия. При этом необходимо обеспечить как мгновенный отклик на изменение влияющих факторов и используемых технологий, так решение инженерно-технологической проблемы без учёта ограничений по используемым технологиям;

б) системный инжиниринг: обеспечение оперативного контроля всех взаимодействующих между собой компонентов проектируемого изделия для исключения ситуаций, когда улучшение характеристик одного компонента влечёт ухудшение характеристик другого;

в) наличие многоуровневой матрицы целевых показателей и ресурсных ограничений (временных, финансовых, технологических и т. д.);

г) валидация: необходимость перевода в цифровую аналитическую форму результатов натурных испытаний;

д) «цифровая сертификация»: управление поведением каждым компонентом проектируемого изделия на всех этапах его жизненного цикла.

«Умные модели» формируются, прежде всего, для использования в существующих, широко распространенных САПР. Так, например, схемотехнические САПР используют прогрессивные инструменты численного анализа и имитационного компьютерного моделирования и позволяют создавать поведенческие сценарии на основе различных законов распределения случайных величин, к которым, прежде всего, относятся допуски на номиналы пассивных и активных электронных компонентов (ЭРЭ). Несмотря на существенное развитие схемотехнических и сквозных САПР, разработка сценариев для имитационного моделирования с целью выявления влияния допусков ЭРЭ на выходные параметры изделия и назначения допустимых отклонений, обеспечивающих удержание параметра в требуемом диапазоне при массовом выпуске, остаётся крайне трудоёмкой задачей. Здесь необходимо отметить и низкий уровень оперативности передачи найденных в ходе имитационного моделирования численных значений в единое информационное пространство проекта и, следовательно, в реальное производство. Кроме того, любое изменение в электрической принципиальной схеме повлечёт за собой повторное выполнение сценария моделирования в полном объёме. Таким образом, задача снижения трудоёмкости, повышения оперативности и гибкости расчёта допусков ЭРЭ, входящих в состав изделия, остаётся крайне актуальной [2].

Одним из очевидных решений данной задачи является разделение сложной принципиальной схемы на относительно простые функциональные фрагменты, позволяющие синтезировать аналитическую зависимость между номиналами использованных ЭРЭ и анализируемым функциональным параметром, т. е. сформировать комплексную передаточную функцию. В рамках решаемой задачи эффективным

способом является использование известного дифференциального метода расчёта коэффициентов влияния и вычисление типовых технологических индикаторов.

По аналогии с машиностроительными размерными цепями в процессе аналитического расчёта допусков ЭРЭ можно выделить прямую (расчёт допусков ЭРЭ на основании требований к допуску выходного параметра) и обратную (расчёт допуска выходного параметра на основании доступных допусков номиналов ЭРЭ) задачи. Такой подход реализован в предлагаемой комбинированной открытой компьютерной аналитической модели. Модель позволяет оперативно задавать требуемое количество электронных компонентов, допустимый уровень брака, две контрольные частоты, параметры входного сигнала и предельный процент отклонения анализируемого выходного параметра уровень на основе входной матрицы, которая также содержит лингвистически переменные, необходимые для идентификации и визуализации процесса и результатов расчёта [3].

На основании синтеза комплексной передаточной характеристики электронной цепи формируются АЧХ и ФЧХ, а также матрицы параметров, допусков и технологических индикаторов для нормального и равномерного распределений. Модель реализует расчёт по двум формам: равный вклад и равный допуск, создавая базу для вариативных решений и расширяя возможности по использованию ЭРЭ. Аналогичным образом формируется вариативный отклик и на решение обратной задачи.

Список источников

1. «Умные» цифровые двойники — основа новой парадигмы цифрового проектирования и моделирования глобально конкурентоспособной продукции нового поколения / А.И. Боровков, Ю.А. Рябов, В.М. Марусева // Форум «Трамплин к успеху / Компоненты фабрик будущего». Корпоративный журнал дивизиона «Двигатели для гражданской авиации» АО «ОДК». Выпуск №13, 2018

2. Печаткин А.В. Обеспечение требуемой точности функциональных параметров электронных устройств на ранних этапах сквозного компьютерного проектирования компонентов / А.Т. Кизимов, А.В. Печаткин, А.Н. Смирнов // Вестник РГАТУ имени П.А. Соловьева, Рыбинск, №3 (42), 2017. — С. 98—110

3. Кенжахметов Ж.Е. Анализ особенностей и ограничений аналитического метода расчёта допусков номиналов электронных компонентов / Ж.Е. Кенжахметов, И.А. Рахметов, А.В. Печаткин // Сборник тезисов докладов XLVI ММНК «Гагаринские чтения-2020». М.: МАИ, 2020. С. 357—358

Численное моделирование сопряжённой задачи определения внутрибаллистических параметров в ракетных двигателях на твёрдом топливе Кирюшкин А.Е.

Национальный исследовательский Томский государственный университет,
г. Томск

Экспериментальные исследования физических процессов, которые происходят в ракетных двигателях на твёрдом топливе (РДТТ), связаны с определёнными трудностями ввиду высоких температур и давлений, а также их скоротечности. Поэтому использование методов математического моделирования является важнейшей компонентой исследований подобных процессов.

На настоящий момент времени применительно к таким отдельно исследуемым процессам в РДТТ, как горение твёрдого топлива, газовая динамика продуктов сгорания, акустические колебания и пр., разработаны достаточно детализированные численные модели, которые достоверно описывают рассматриваемые процессы. Однако на практике зачастую встречаются ситуации, когда расчётные значения параметров РДТТ значительно отличаются от результатов, полученных при натурных испытаниях. Применение численных схем более высокого порядка, уменьшение шагов интегрирования или измельчение вычислительной сетки не всегда дают желаемый результат. Несоответствие результатов, как правило, в таком случае удается устранить при построении математических моделей, учитывающих взаимовлияние физических процессов различной

природы. Задачи, в которых рассматриваются подобные модели, называются сопряжёнными.

Определение внутрибаллистических характеристик совместно с отслеживанием положения горячей поверхности твёрдого топлива относится к классу сопряжённых задач и требует специальных методик для реализации численной модели. Математическое моделирование осложняется наличием подвижных границ горящего топлива. В данной работе разработан численный алгоритм, позволяющий учитывать, как сложную геометрию заряда, так и многомерный характер течения продуктов сгорания.

На основе данного алгоритма были получены и проанализированы результаты для различных конфигураций РДТТ, включая бесопловый ракетный двигатель, сопловая часть которого изготовлена из твёрдого топлива, и РДТТ, имеющий конструкционную особенность в виде «зонтика».

Для обеих конфигураций проведено исследование на аппроксимационную сходимость численного решения, а также построены зависимости основных внутрибаллистических характеристик от времени и приведены распределения параметров течения продуктов сгорания в определённые моменты времени. Для бесоплового ракетного двигателя наблюдается значительное изменение скорости горения вдоль оси канала, в то время как для двигателя с «зонтиком» горение происходит практически параллельными слоями и полученные расчётные характеристики хорошо согласуются с имеющимися теоретическими зависимостями.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-31-90033.

Модель автоматизированного оценивания типов лесных растительных сообществ в среде геоинформационной системы по материалам дистанционного зондирования Земли

Коркина Д.В., Хайруллин Р.Р., Катриченко А.А.

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В работе выполнен анализ современных геоинформационных систем (ГИС) и обоснована необходимость применения ГИС «Панорама» для создания цифровых картографических произведений.

Разработаны теоретические основы создания специальной карты маскирующих свойств растительного покрова по аэрокосмическим снимкам.

Предложена новая модель оценки маскирующих свойств растительного покрова в автоматизированном режиме по материалам дистанционного зондирования Земли. Данная модель включает следующие основные этапы:

1. Формирование первичной базы данных (БД) о топографической ситуации в исследуемом районе.
2. Нормализация данных методом сглаживания исходной информации с помощью медианной фильтрации.
3. Выявление территории с антропогенными объектами с использованием вегетационных признаков по аэрокосмическим снимкам.
4. Создание специальной карты с использованием программного обеспечения ГИС «Панорама».

Показано, что такие специальные карты обеспечат:

- качественной информационной поддержкой органам военного управления для изучения и оценивания местности при принятии решений, планирования и ведении боевых действий;
- эффективность ведения информационно-аналитической деятельности органов военного управления в ходе обработки материалов дистанционного зондирования Земли;
- изучение и картографирование лесных земель (обновление кадастра лесных ресурсов);

– всесторонний учёт различных изменений в лесном фонде, обусловленных естественными и антропогенными факторами т. д.

Методология формирования требований к системе навигационно-временного обеспечения полётов государственной авиации

Коровин А.В.

ФГБУ «ЦНИИ ВВС» Минобороны России, г. Щёлково

Объектом исследований в настоящей конкурсной работе является система навигационно-временного обеспечения (НВО) полётов государственной авиации.

Целью исследований является разработка прикладной методологии достижения компромисса между оперативными потребностями и научно-техническим и производственно-экономическими возможностями, которая позволяет получить на основе оптимизации основных тактико-технических характеристик перспективных средств НВО полётов и системы НВО в целом, теоретически обоснованные, технологически выполнимые и экономически приемлемые требования к новым и модернизируемым образцам средств НВО полётов и системы НВО в целом, а также предложения по их типу и типу при разработке и коррекции концепций развития систем НВО (радиотехнических систем ближней навигации (РСБН), систем посадки; радиотехнических систем дальней навигации (РСДН); Радионавигационного плана России и других документов).

В процессе выполнения конкурсной работы разработана методология, которая позволит государственным заказчикам, эксплуатантам и научно-исследовательским организациям Министерства обороны России обосновывать концепции и формировать основные ТТХ перспективных средств НВО полётов военной авиации и системы в целом; проводить тактико-техничко-экономическую оценку перспективных средств НВО полётов военной авиации и системы в целом при формировании основных направлений развития на различную перспективу, программ вооружения, государственного оборонного заказа; проводить сравнительную оценку на стадиях задания разработки, поставки и эксплуатации перспективных технических средств НВО полётов государственной авиации; формировать требования к требуемому научно-техническому заделу, необходимого для создания новых образцов технических средств НВО полётов государственной авиации

Расчёт зависимости аэродинамических сил от угла установки крыла БПЛА средствами КОМПАС Flow

Кузнецов С.С.

Тульский государственный университет, г. Тула

Целью исследования является проведение ряда вычислительных аэродинамических экспериментов, выявляющих зависимости подъёмной силы и силы лобового сопротивления от угла установки крыла и разработка мероприятий по определению оптимального угла установки крыла, направленных на повышение ТТХ изделия.

Объектом исследования является планер проектируемого БПЛА.

Для выполнения трёхмерных расчётов использован отечественный программный комплекс FlowVision, встроенный в КОМПАС 3D v18.1 как расширение. Данный вычислительный комплекс позволяет проводить расчёты обтекания жидкой или газообразной фазой трёхмерных моделей, состоящих из одного тела. Данное упрощение позволяет упростить математический аппарат программного комплекса и оптимизировать KompasFlow под решение ежедневных конструкторских задач. С целью проведения сложных долговременных полноценных расчётов аэрогидродинамики следует воспользоваться полноценной версией программы FlowVision.

В ходе выполнения работы проведён расчёт зависимости подъёмной силы и силы лобового сопротивления от угла установки крыла (угла атаки крыла). Выбраны характерные углы $\alpha_{кр} = 0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ, 5^\circ$. Проведены шесть расчётов при заданных параметрах среды (нормальная атмосфера, горизонтальная скорость потока $V = 40$ м/с).

Построены графики зависимости подъёмной силы от угла установки крыла и силы лобового сопротивления от угла установки крыла.

Проанализировав графики, легко заметить практически линейный для данных скоростей характер зависимости аэродинамической подъёмной силы от угла установки крыла. Для приведённых значений угла установки крыла выявлена математическая зависимость подъёмной силы от угла установки крыла.

Исходя из предварительного массового расчёта и уравнив вес летательного аппарата с подъёмной силой, получен угол установки крыла, необходимый для горизонтального полёта со скоростью 40 м/с с нулевым углом атаки ЛА.

Аналитическое решение навигационной задачи на основе псевдорадiallyно-скоростного метода

Минина О.В.

Тульский государственный университет, г. Тула

При реализации навигационных методов определения скорости на борту некоторых малогабаритных подвижных объектов достаточно важно минимизировать время, требуемое на вычислительные процессы, для успешного выполнения гражданских и военных задач. Поэтому необходимо разработать аналитические выражения для решения навигационной задачи, позволяющие снизить вычислительные ресурсы без снижения точности.

Целью данной работы является определение параметров движения объектов различного назначения с минимизацией времени, затрачиваемого на решение навигационных задач в программной части приёмной аппаратуры по сигналам спутниковой радионавигационной системы (СРНС).

Объектом исследования является спутниковая радионавигационная система. Предмет исследования — навигационные измерения на основе СРНС, аналитическая модель методов определения скорости.

При реализации навигационных методов на борту некоторых подвижных объектов не всегда возможно использовать численные методы вследствие низкой производительности вычислителей. Поэтому были получены аналитические решения систем для определения скорости подвижных объектов на основе псевдорадiallyно-скоростного метода.

В приёмной аппаратуре СРНС радиальные скорости подвижных объектов определяются по оценке доплеровского смещения несущих частот. В пассивных радиально-скоростных СРНС измеряется радиальная псевдоскорость, поскольку измеряемая доплеровская частота будет включать в себя фиксируемую величину сдвига частоты опорных колебаний. Одним из наиболее точных является псевдорадiallyно-скоростной метод, позволяющий определять вектор скорости подвижных объектов при наличии неизвестного смещения частоты сигнала из-за нестабильности эталона частоты. К достоинствам указанного метода можно отнести возможность вычисления отклонения шкалы времени подвижного объекта от шкалы времени навигационного спутника, следовательно, увеличение точности определения радиальной скорости подвижных объектов различного назначения.

Применение аналитического способа решения навигационных задач на основе псевдорадiallyно-скоростного метода позволяет предъявлять низкие требования к вычислительным устройствам, используемым в приёмной аппаратуре. Вследствие этого можно использовать более дешёвые устройства, поэтому данный подход актуально использовать в военной области на летательных аппаратах, осуществляющих

единственный короткий полёт, например, на управляемых ракетах, и в гражданских целях, как например, в картографии.

Разработанный аналитический подход на основе псевдорадiallyно-скоростного метода к определению скоростей высокоманевренных подвижных объектов по сигналам СРНС уменьшит вычислительные процессы и повысит точность навигационных определений, а также снизит требования к вычислительным устройствам, применяемым в приёмной аппаратуре СРНС, что позволит разработать перспективную, надёжную, малогабаритную и недорогую приёмную аппаратуру СРНС.

Пространственная модель глазодвигательного аппарата и его связь с полукружными каналами

Миняйло Я.Ю.

МГУ имени М.В. Ломоносова, г. Москва

Изучение механизма взаимодействия вестибулярной системы и глазодвигательного аппарата представляет всё больший интерес в связи с развитием авиационной и космической техники. Человек по-прежнему входит в контур управления летательным аппаратом и от его операторских действий, правильности восприятия информации и принятых решений зависят успешность полёта и жизни членов экипажа. Однако полёты на реактивных самолётах и космических кораблях, пребывание в невесомости и большие перегрузки становятся трудным испытанием как для организма в целом, так и для согласованной работы вестибулярной и зрительной систем в частности. Последние в свою очередь играют главенствующие роли в управлении собственными движениями и ориентации человека в пространстве, а значит и в управлении летательным аппаратом.

Известно, что в ответ на вращение головы возникает глазодвигательный отклик, называемый вестибулоокулярным рефлексом (ВОР) [1]. Этот рефлекс служит для стабилизации изображения на сетчатке глаза при движениях головы за счёт противовращения глазного яблока относительно головы. Однако в условиях полёта ВОР может сработать ровно наоборот. Вестибулярная система пилота оказывается чувствительна к угловым движениям летательного аппарата, и срабатывающий при этом рефлекс мешает пилоту сфокусироваться на приборной панели, которая остаётся неподвижна относительно него [2]. Кроме важности изучения данного вопроса с точки зрения обеспечения безопасности полёта, он представляет интерес с позиции разработки тренажёров для пилотов и космонавтов, которые максимально точно имитируют условия реального полёта. Исходя из этого, для имитации реакций организма, которые не проявляют себя в наземных условиях, но возникают в процессе полёта, необходимо изучить механизмы их возникновения и воспроизвести на моделях.

Впервые зависимость между глазодвигательными мышцами и полукружными каналами была установлена и сформулирована в виде трёх законов Эвальдом в конце 19 века [3]. Эти законы по сей день позволяют врачам по направлению произвольных колебаний глаз больного (нистагм) качественно определять, в каком полукружном канале происходит нарушение работы. В середине 20 века дополненные аналогичные результаты получил Сентаготаи в экспериментах на млекопитающих [4]. Он показал, что в ответ на раздражение одного полукружного канала сокращается одна строго определённая мышца на каждом глазу, остальные мышцы не реагируют вовсе.

Современные же исследователи ушли от острых экспериментов на животных к математическим моделям. Например, работа [5] посвящена математическому моделированию компенсаторных движений глаз в ответ на вестибулярный стимул, работа [6] описывает математическую модель глазодвигательных мышц — механику их работы. Однако проведённый анализ литературы по этому вопросу показал, что в большинстве работ рассматривается пара горизонтальных полукружных каналов и связанные с ними медиальная и латеральная глазодвигательные мышцы. Исходя из этого, цель данной работы заключалась в построении математической модели, описывающей работу всех

шести глазодвигательных мышц, а также в изучении связей и законов управления движениями глаз на основе информации, поступающей от полукружных каналов вестибулярного аппарата. Управлением для глаза полагаются моменты, создаваемые глазодвигательными мышцами [7].

В работе изложена математическая модель глазодвигательного аппарата, которая позволяет определить направляющий вектор момента силы для каждой из шести глазодвигательных мышц как функцию, зависящую от угла поворота глаза. Данная модель позволяет восстановить траекторию зрачка, обеспечиваемую каждой отдельно взятой мышцей в данном положении глаза. На основе модели и трёх экспериментов с регистрацией ВОР в ответ на кивки головой в трёх вертикальных плоскостях было показано, что существует разложение момента, найденного экспериментально, в виде линейной комбинации моментов сил активированных мышц. Качественно проверена связь между стимуляцией полукружных каналов и реакцией глазодвигательных мышц с помощью математической модели. Результаты этой работы могут лечь в основу разработки аппаратуры для аэрокосмических систем, разработки методик, призванных компенсировать болезни движения в космосе и выявления клинических нарушений в вестибулярной системе.

Источники и литература

- [1] Шульговский В.В. Основы нейрофизиологии. Аспект Пресс. — 2002. — с. 176.
- [2] Rosario Vega, Jorge Gordillo, Vladimir Alexandrov, Tamara Alexandrova, Enrique Soto, Use of vestibular galvanic stimulation for correction of the position and of the gaze in flight simulator. doi: <https://doi.org/10.1101/2020.05.22.111146>
- [3] Оториноларингология: учебное пособие. Под редакцией П.А. Тимошенко. Минск: Вышэйшая школа. — 2014. с. 145.
- [4] Сентаготаи Я. Роль отдельных лабиринтных рецепторов при ориентации глаз и головы в пространстве. — 1967. — с. 15-76.
- [5] Муратова Е.А., Якушев А.Г., Трёхнейронная модель формирования компенсаторных движений глаза в ответ на вестибулярный стимул. Фундаментальная и прикладная математика, 2005, том 11, No 8, с. 175—193.
- [6] Hongmei Guo, Zhipeng Gao, Weiyi Chen — The biomechanical significance of pulley on binocular vision // BioMedical Engineering OnLine — 2016
- [7] Кручинина А.П., Якушев А.Г. Математическая модель оптимального саккадического движения глаза, реализуемого парой мышц // Биофизика. — 2018. — Т 63., №2. — с.334-341.

Применение системы опознаков для автоматизации управления беспилотными летательными аппаратами и решения целевых задач с использованием компьютерного зрения

Никитин В.В., Кругловский С.В.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Предлагается подход к автоматизации управления беспилотными летательными аппаратами при решении целевых задач, в том числе посадки беспилотного летательного аппарата, оснащённого помимо традиционного оборудования, такого как автопилот и навигационная система, системой автономной ориентации, включающей видеокамеру, бортовой вычислитель и специальное программное обеспечение. Алгоритм работы системы автономной ориентации обеспечивает управление летательным аппаратом во время полёта, выход его в зону посадки и автономную посадку на необорудованную площадку без использования сигналов внешних навигационных систем, либо при их намеренном искажении.

Принцип работы системы автономной ориентации заключается в распознавании установленных на местности опознаков с использованием методов компьютерного зрения, определении местоположения и углов ориентации летательного аппарата и выдаче управляющих воздействий в зависимости от решаемых целевых задач. Работа системы автономной ориентации выполняется в режиме реального времени.

Предлагаемый подход может быть использован для автоматизированного управления БЛА при его движении по заданному маршруту, выполнения целевых задач, например, таких как оперативное получение координат точек местности и картографирование, а также для автоматизированного выхода БЛА в зону посадки и его посадку на необорудованную площадку.

Алгоритм работы системы автономной ориентации БЛА, основанный на съёмке размещённых на местности эталонных объектов (опознаков) и их распознавании по цифровым изображениям с использованием программных средств компьютерного зрения проверен практически и показал свою высокую эффективность.

Математический метод расчёта кольцевых резонаторов, для оптимизирования проектирования сверхвысокочастотных фильтров

Николаев Е.В.

АО «Таганрогский научно-исследовательский институт связи», г. Таганрог

В аэрокосмической отрасли одними из важных критериев являются массогабаритные параметры. Частотно-селективные устройства являются важными элементами техники связи и радиолокации, широко применяются также в различной измерительной и специальной радиоаппаратуре. Нередко частотно-селективные устройства определяют габариты аппаратуры, а также её качество и надёжность. Существует большое разнообразие форм сверхвысокочастотных фильтров. С целью минимизации габаритных параметров в наше время широкое применение нашли микрополосковые фильтры. Разработка и последующая подстройка амплитудно-частотных характеристик микрополоскового фильтра может занимать достаточно много времени.

В данной работе отображён сформированный математический метод расчёта такой топологической структуры, как двойной кольцевой разрезной резонатор. Такой резонатор является базовым элементом для формирования полосно-пропускающего, полосно-заграждающего, режекторного фильтров на основе кольцевых резонаторов. У такого резонатора линейные размеры меньше, чем у полоскового фильтра, за счёт сведения их концов друг к другу. Следовательно, при наличии математического аппарата для построения топологии кольцевого резонатора возможно значительное упрощение разработки микрополосковых фильтров и получение высокودобротных фильтров с меньшими линейными размерами. В научно-исследовательских работах при проектировании фильтров на основе описанных резонаторов геометрические параметры выбираются эмпирически, такой подход может быть приемлем для изучения отдельных параметров резонаторов, но не приемлемым при проектировании сверхвысокочастотных фильтров. Из-за отсутствия математического аппарата для подобных структур такие перспективные структуры не используются. При этом такой резонатор, кроме габаритных размеров и высокой добротности имеет преимущества по сравнению с аналогами в виде различных вариантов размещения:

1. С обратной стороны печатной платы под линией передачи. Такой вариант может использоваться при отсутствии свободного места на печатной плате, при необходимости уменьшить габаритные размеры печатной платы или во внутреннем слое многослойной печатной платы.

2. В разрыв линии передачи.

3. Параллельно линии передачи.

Среди других преимуществ кольцевых резонаторов из-за сведения противофазных концов полосовых резонаторов можно выделить:

1. Уменьшение линейных размеров резонатора.

2. Увеличение добротности.

В связи с применением на практике в наше время эмпирического подхода формирования топологии необходим метод расчёта габаритных и электрофизических параметров кольцевого резонатора.

Такой алгоритм был получен и представлен в данной работе. Приводится математический алгоритм расчёта геометрических параметров кольцевого резонатора. Для получения параметров необходимо задать:

1. Резонансную частоту.
2. Зазор между кольцами, который обуславливается используемым технологическим процессом при изготовлении спроектированной печатной платы.
3. Ширину кольца резонатора, которая варьируется в определённом диапазоне, в зависимости от резонансной частоты.

В результате получаем габаритные параметры резонатора и возможные варианты диэлектрических материалов, на которых можно изготовить резонатор, а именно толщины диэлектрика и диэлектрические проницаемости. Алгоритм адаптирован для написания его в такую математическую среду, как «Mathcad», или подобную ей по функциональности, для сведения расчёта к автоматизированному расчёту и получения выходных параметров, после введения необходимых трех переменных.

Рассматривая кольцевой резонатор как пару нерегулярно-включенных линий передачи, в предложенном математическом методе рассмотрен расчёт противофазных и синфазных токов, вывод телеграфных уравнений, расчёт напряжения, волнового сопротивления, мощности и фазы волны. На основе полученных величин выводятся матрицы проводимости и передачи, в результате чего мы можем выбрать угол между кольцами и сместить резонансную частоту кольцевого резонатора без изменения габаритных параметров. В работе установлено, что изменением относительной ориентации элементов топологии резонатора возможно смещение резонансной частоты в 1,75 раз.

Подобные манипуляции позволяют сократить рабочее время на проектирование резонатора на другую частоту и достаточно эффективно построить фильтр с несколькими режетируемыми частотами при их каскадировании.

Таким образом, в научных источниках ранее использовался эмпирический подход для получения параметров кольцевого резонатора. В работе представлен новый математический метод расчёта топологической структуры двойного разрезного кольцевого резонатора для построения низкочастотных и сверхвысокочастотных фильтров. Резонатор обладает преимуществом перед аналогами по массогабаритным параметрам, значению добротности и вариативностью размещения относительно линии передачи. Представленный математический метод позволяет получить все необходимые габаритные и электрофизические параметры, а также простой метод подстройки резонансной частоты, изменением относительной ориентации элементов, на этапе математического расчёта или электродинамического анализа.

Алгоритм формирования троичных последовательностей Гордона-Миллса-Велча для систем передачи цифровой информации

Подолоина Е.Ю.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Представлен алгоритм формирования троичных последовательностей Гордона-Миллса-Велча (ГМВ) с периодами $N=80$ и $N=728$ в конечных полях с двойным расширением вида $GF[(3m)]_n = GF(3S)$, а именно $GF[(32)]_2 = GF(34)$ и $GF[(33)]_2 = GF(36)$, основанный на матричной форме представления троичной базисной М-последовательности с аналогичным периодом.

ГМВ-последовательность формируется при представлении М-последовательности в виде квазиквадратной матрицы, столбцы которой являются М-последовательностями с более коротким периодом $J=3m-1$ и называются характеристическими последовательностями (ХП). При замене столбцов матрицы соответствующими сдвигами другой ХП получается ГМВ-последовательность.

ГМВ-последовательности характеризуются двухуровневой периодической автокорреляционной функцией (ПАКФ), как и М-последовательности, но при этом обладают более высокой структурной скрытностью, что определяет приоритетность их применения в системах передачи цифровой информации (СПЦИ), к которым предъявляются повышенные требования по конфиденциальности и помехозащищенности.

Показано, что проверочный полином ГМВ-последовательности является произведением нескольких неприводимых полиномов-сомножителей, на основании которых может быть синтезировано устройство формирования в виде совокупности регистров сдвига с линейными обратными связями (РС ЛОС). Сумматоры по mod 3 в цепи обратной связи расставляются в соответствии с коэффициентами неприводимых полиномов-сомножителей. ГМВ-последовательность получается в результате суммирования по mod 3 псевдослучайных последовательностей (ПСП) с выходов всех регистров сдвига. Суммируемые последовательности могут являться как М-последовательностями при примитивных полиномах-сомножителях, так и ПСП с периодами, являющимися делителями периода М-последовательности и равными периодам корней данных полиномов.

Для двоичных ГМВ-последовательностей начальные состояния регистров сдвига определяются путём децимации символов базисной М-последовательности по индексам децимации, зависящим от соотношения степеней корней полиномов-сомножителей и корней полинома базисной М-последовательности. Основной проблемой при построении устройств формирования троичных ГМВ-последовательностей на основе регистров сдвига является определение их начальных состояний. Особенностью недвоичных последовательностей при $p > 2$ является то, что отдельные суммируемые последовательности при стандартном определении начальных состояний регистров сдвига имеют циклический сдвиг, кратный величине $N/(p-1)$. Для троичных последовательностей возможный сдвиг составляет полпериода.

Представленный алгоритм определения начальных состояний регистров сдвига основан на сравнении начальных состояний, полученных в результате решения в конечных полях системы линейных уравнений, и состояний, определённых путём децимации символов базисной М-последовательности.

Для периода $N=80$ для каждой из восьми М-последовательностей можно сформировать по одной ГМВ-последовательности с различной структурной скрытностью. Корни трёх полиномов-сомножителей являются 3-ми, 5-ми и 13-ми степенями корней базисной М-последовательности. При суммировании третья последовательность имеет сдвиг $l=40$.

Для периода $N=728$ для каждого из 48 примитивных полиномов в конечном поле $GF(36)$ может быть сформировано по три ГМВ-последовательности, две из которых имеют эквивалентную линейную сложность $l_s=18$ и одна $l_s=54$. Проверочные полиномы ГМВ-последовательностей в зависимости от требуемой сложности можно представить в виде произведения трех или девяти неприводимых полиномов шестой степени. Для троичных ГМВ-последовательностей отдельные суммируемые составляющие имеют дополнительный сдвиг на полпериода базисной М-последовательности, то есть децимация в таких последовательностях начинается с 364-го символа М-последовательности.

Полученные результаты могут найти применение при формировании сигналов с расширенным спектром в помехозащищённых СПЦИ, а также при синтезе систем сигналов, допускающих аналитическое представление в конечных полях.

Разработка и верификация методики минимизации влияния коробления на форму и геометрические параметры изделий из композиционных материалов на примере разделителя потоков турбореактивного двигателя

Пузырецкий Е.А.
КНИТУ-КАИ, г. Казань

Актуальность проблемы. На сегодняшний день композиционные материалы играют важнейшую роль в развитии авиационной и космической промышленности. Без их использования не обходится изготовление ни одного современного летательного аппарата (ЛА), ввиду высокой удельной прочности и малого удельного веса материала. Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) уменьшает вес конструкции на 20-30 процентов, что позволяет экономить миллиарды рублей на топливе и беречь окружающую среду от отработавших газов.

Изделия из ПКМ, как и изделия из других материалов в процессе изготовления подвергаются короблению. Коробление [1,2] — это искажение формы изделия и его геометрических параметров под действием технологических напряжений, возникающих в процессе формования. Деформации коробления зачастую достигают величин, в разы превышающих допусковые [3], в связи с чем большая часть изделий из ПКМ оказывается бракованной. И даже если изделие проходит метрологический контроль качества, то при сборке конструкции оно будет в некоторой степени деформировано для того, чтобы его можно было закрепить согласно техническому заданию, что приводит к тому, что изделие эксплуатируется с заведомо высокими внутренними напряжениями.

В аэрокосмической отрасли предъявляются самые высокие требования к точности изготовления изделий. Связано это с тем, что форма обтекаемой воздухом поверхности оказывает большое влияние на аэродинамические характеристики ЛА. Малейшее отклонение от номинальной геометрии может привести в будущем к серьёзным денежным затратам или даже к поломке аппарата и угрозе жизни и здоровью людей. Также высокие требования к точности вызваны тем, что каждый элемент ЛА, в целях максимального облегчения конструкции, работает в экстремальных условиях. Поэтому любая неточность может привести к неправильной работе конструкции и вывести её из строя.

На сегодняшний день не существует рабочих методик, которые позволили бы избавиться от коробления. Есть только рекомендации по изготовлению, которые позволяют в некоторой степени их уменьшить. Но проблема остаётся открытой, так как зачастую даже при соблюдении всех рекомендаций отклонения от номинальной геометрии достигают величин порядка миллиметр на метр габарита, что недопустимо в аэрокосмической отрасли.

Описание методики. Уровень развития метода конечных элементов (МКЭ) позволяет с высокой точностью моделировать реальные физические процессы, в том числе и технологические процессы изготовления изделий из ПКМ. В связи с этим предлагается методика прогнозирования и учёта коробления. Её суть заключается в том, чтобы, используя МКЭ, провести анализ коробления изделия и заведомо изменить 3D-модель технологической оснастки таким образом, чтобы изделие в процессе формования приняло правильную форму с заданной точностью.

Ход исследования. Методика разрабатывалась на примере разделителя потоков турбореактивного двигателя. В ходе исследования были поставлены и решены следующие задачи:

1. Коррекция геометрии исходной модели образца для более эффективного анализа.
2. Создание 3D-модели формообразующей оснастки.
3. Разработка модели используемого материала.
4. Построение конечно-элементной модели исследуемого образца.
5. Определение совокупности граничных условий.

6. Анализ процесса полимеризации изделия. Определение фазовых состояний и степени полимеризации связующего во времени.
7. Определение остаточного напряжённо-деформированного состояния (НДС) образца и анализ полученных результатов.
8. Изготовление и метрологический контроль натуральных образцов. Верификация расчётной модели.
9. Проектирование формообразующей оснастки с упреждением на коробление.
10. Повторный КЭ анализ коробления образца на оснастке с упреждением. Утверждение заданного упреждения.
11. Изготовление образца на технологической оснастке с упреждением на коробление.
12. Метрологический контроль образца. Верификация разработанной методики.
13. Сравнение и анализ полученных данных. Определение точности методики.
14. Оценка влияния точности определения входных параметров на результаты конечно-элементного моделирования.

Используемые программные комплексы. Для достижения поставленной цели были использованы программные комплексы Ansys, GOM Inspect и Geomagic Design X.

Результаты исследования.

- предложена методика конечно-элементного расчёта коробления изделий из ПКМ и упреждения формообразующей оснастки;
- модели верифицированы по результатам контроля изготовленных натуральных образцов;
- проведена оценка корреляции входных параметров модели с величиной коробления.

Методика расчёта коробления и создания оснастки с упреждением позволяет ещё на этапе проектирования изделия учесть влияние коробления на геометрические параметры конструкции. Это приводит как к существенному увеличению точности готового изделия, так и к снижению уровня внутренних напряжений. Применение методики в разы улучшает качество изделий, применяемых в аэрокосмической отрасли, благодаря уменьшению количества бракованных изделий способствует росту эффективности производства, а также экономии трудовых и материальных ресурсов. И, что не менее важно, повышает надёжность и безопасность эксплуатации конструкции ЛА.

Согласно проведённым экспериментам, погрешность методики составляет от 0,5 % до 6,5 %. Погрешность высчитывается из характерного геометрического параметра изделия. Применение разработанной методики при изготовлении образцов разделителя потоков турбореактивного двигателя позволило снизить остаточные деформации более чем в 12 раз.

Основным недостатком предлагаемой методики является использование данных физико-химических испытаний, требующих высокой достоверности.

Проведённая оценка влияния точности входных параметров позволила выделить ключевые для эффекта Spring-in. В дальнейшем, необходимо уделить особое внимание методикам проведения экспериментов и точности определения исходных параметров модели материала, оказывающих существенное влияние на остаточные деформации.

Методика будет уточняться путём добавления условий контакта с технологической оснасткой и изменением её форм и размеров в процессе полимеризации изделия. Также будут разрабатываться методы лабораторных исследований свойств композиционных материалов для уточнения расчётных моделей материалов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Carolyne Albert, Goran Fernlund «Spring-in and warpage of angled composite laminates» // Composites Science and Technology. 2002. Vol. 62. Issue 14. P. 1895-1912.
2. Huang C.K., Yang S.Y. «Short communication—warping in advanced composite tools with varying angles and radii» // Composites Part A. 1997. Vol.28. Issue 9-10. P. 891—893.

3. Пузырецкий Е.А. «Анализ проблемы коробления изделий из композиционных материалов» // Техника и технологии: пути инновационного развития: сборник научных трудов 9-й Международной научно-технической конференции, Том 2. Курс 2020г.

Верификация программного обеспечения

Сальникова Е.В.

ПАО «НПО «Алмаз», г. Москва

В данной статье рассматривается понятие верификации программного обеспечения, описаны существующие методы верификации. Основная задача верификации демонстрация наличия ошибок и выявление причин их возникновения. Разработка программного обеспечения является сложной задачей и вероятность возникновения ошибок на различных этапах разработки высока. К основным этапам разработки программного обеспечения относится: анализ требований (спецификаций), проектирование архитектуры, разработка программного кода (кодирование). И на всех этих этапах целесообразно проводить определённые процедуры, предотвращающие появление ошибок. Процедура верификации программного обеспечения подразумевает проведение проверок создаваемого программного продукта на соответствие заданным требованиям на всех стадиях его жизненного цикла. Представлен математический подход, позволяющий доказать корректность работы цикла, с использованием логики Хоара, нахождение инварианта цикла и предиката. Для любого цикла можно написать сколько угодно инвариантов. Подходящими инвариантами называются те, которые позволяют доказать корректность цикла к его пред- и постусловиям. Используя предложенный математический аппарат повышается эффективность обнаружения ошибок. Верификация способствует уменьшению времени на тестирование, а также экономических затрат. Применение автоматизированных методик позволяет устранять ошибки на различных этапах проектирования программного обеспечения. Процедура по проверке на правильность составления циклов всегда является сложной задачей. При этом она является одним из элементов глобального процесса верификации программного обеспечения. Но представленный подход помогает надёжно избежать ошибок при разработке и написании программного обеспечения.

Определение факторов, влияющих на параметр оптимизации при математическом планировании эксперимента торцевого фрезерования

^{1,2}Сединин И.Н., ¹Резина Л.Д., ¹Шлык П.И.

¹ФГБОУ ВО «ПНИПУ», ²АО «ОДК-СТАР», г. Пермь

Применение деталей из закалённых сталей с целью повышения коррозионностойкости и износостойкости находит всё большее распространение в различных отраслях машиностроения. На предприятии АО «ОДК-СТАР» (г. Пермь) совместно с кафедрой Инновационные технологии машиностроения ПНИПУ (г. Пермь) проведены теоретические и эмпирические исследования торцевого фрезерования на примере одной из деталей гидромеханической системы. Материал детали состоит из высокоуглеродистой закалённой стали марки 95X18-Ш твёрдостью 59÷61 HRC. При обработке поверхности детали необходимо обеспечить шероховатость $Ra \leq 0,63$ мкм и отклонение от плоскостности $\Delta \leq 0,01$ мм.

Для проведения эксперимента изготовлены образцы, материал, твёрдость и геометрические параметры которых соответствовали типовой детали. Чтобы выполнить указанные требования, в исследовании использован станок повышенной точности, а также режущий инструмент из твёрдого сплава и соответствующие режимы обработки. Измерение поверхности образцов после фрезерной обработки производилась на высокоточных приборах и оборудовании.

Для сокращения объёма экспериментов, определения влияния факторов на параметр оптимизации и их взаимодействия, использован метод математического планирования

эксперимента. В ходе работ установлены экспериментальные математические зависимости для расчёта оптимальных значений функций: шероховатости, плоскостности, скорости съёма материала, потребляемой мощности и основного времени. Для нахождения эмпирических моделей в качестве независимых переменных приняты: скорость резания, подача на зуб и глубина резания. Чтобы определить коэффициенты линейного уравнения, использован полный факторный эксперимент типа 2 в 3-й степени. Составлена матрица уровней варьирования независимых переменных факторов и матрица планирования эксперимента с результатами шероховатости и плоскостности в эксперименте. В программах Microsoft Excel и Statistica произведен расчёт множественной линейной регрессии. С помощью программы Mathcad графически изображены гиперповерхности функции отклика.

Исследование влияния параметров ударника на траекторию проникания в грунтовую среду

¹Сопин С.В., ¹Качурина Е.С., ²Дяченко И.А.

¹Национальный исследовательский нижегородский государственный университет имени Н.И. Лобачевского, ²ООО «Газпром Проектирование», г. Нижний Новгород

Рассматривается задача о проникании под углом жёсткого пространственного тела конечной массы (ударник) в полупространство, занимаемое упругопластической грунтовой средой. Для среды проникания принимается модель линейно сжимаемой упругопластической среды Григоряна при линейной зависимости предела текучести от давления. Решение задачи осуществляется численно в трёхмерной постановке. Упругопластическая среда проникания рассматривается на неподвижной эйлеровой сетке с выделением пустых ячеек, в которые материал перетекает в процессе деформирования. Пространственный ударник моделируется жестким недеформируемым телом в лагранжевой системе координат.

Проводится исследование влияния начальных параметров задачи проникания (в качестве которых взяты: положение центра масс ударника, форма ударника, угол подлёта ударника в свободной поверхности грунтовой среды) на траекторию проникания ударника. Движение ударника рассматривалось по инерции со скоростью 200 м/с. Значение коэффициента поверхностного трения задавалось близким к значению коэффициента трения в сухом песчаном грунте естественного состава.

Для исследования траектории проникания ударника при рассматриваемых условиях использован, аналогично оптике, коэффициент преломления, представляющий собой соотношение угла подлёта ударника к свободной поверхности грунтовой среды и угла удаления при движении ударника внутри среды. Расчётные исследования проведены в итерационном режиме путём варьирования начальных параметров задачи проникания.

Расчётные исследования позволили выявить характер изменения траектории в рассматриваемых пределах варьируемых параметров, определиться с принципиальной схемой процесса отклонения траектории и применимости введённых оценочных параметров.

Методика построения области располагаемых высот и скоростей полёта самолёта с учётом оценки эффективности рулей

Красилова А.К., Лысых Н.С.

Государственный университет «Дубна», г. Дубна

Задачей работы является внедрение методов математического моделирования для формирования области располагаемых высот и скоростей полёта (РВСП) проектируемого самолёта на этапе предварительной оценки его лётно-технических характеристик. Использование имитационной модели рулевого привода (РП) позволяет получить уже на начальном этапе разработки самолёта область РВСП, безопасную по критерию

эффективности органов управления. В результате использования данного критерия левая граница области должна проходить в диапазоне увеличенных скоростей полёта самолёта. Оценка сужения диапазона производилась в сравнении с базовым вариантом области, полученным математическим моделированием сил, действующих на самолёт (в первую очередь подъёмной силы), с идеальным РП и с использованием метода тяг Жуковского.

Данная задача требует комплексного выполнения расчётов аэродинамики, формирования траекторий, параметров двигателей, прочности, устойчивости. Поэтому рассматриваемая методика является только первым приближением к получению области реальных лётно-технических возможностей самолёта.

При формировании области РВСП в первую очередь необходимо учесть управляемость самолёта. Даже в условиях установившегося горизонтального полёта может возникнуть ситуация, когда система управления выйдет из стационарного состояния и потребуются активное руление, что бы скомпенсировать возникающие динамические процессы: порыв ветра, турбулентность воздушного потока, не говоря об управлении при полёте по эшелонам. Необходимость решения данного вопроса возникает в первую очередь в зоне максимальных высот и минимальных скоростей полёта самолёта, которые определяют левую границу области РВСП.

При исследовании свойств системы, состоящей из объекта управления (самолёта), самой САУ, рулевого привода и руля, меньше всего внимания уделяется влиянию на систему рулевого привода. Хотя именно от его работы зависит устойчивость самолёта в полёте на конкретной высоте с конкретной скоростью. Существуют несколько основных характеристик, по которым подбирают рулевой привод для конкретного изделия.

- диапазон отклонения руля, превышение которого системой управления разомкнет САУ: размыкание может быть кратковременным явлением и не привести к заметным последствиям, таким как уход с траектории полёта, сваливание и штопор, а может быть продолжительным и полностью нарушить работу системы управления со всеми вытекающими последствиями;

- скорость поворота руля: недостаточная скорость отработки рулевым приводом сигналов управления однозначно приведёт к возникновению колебательных процессов;

- информационные запаздывания в рулевом приводе, существенные значения запаздываний могут приводить к возникновению стабилизационных колебаний;

- зона нечувствительности и гистерезис: в некоторых случаях нечувствительность РП (отсутствие выходного сигнала при определённом диапазоне значений входного) может быть полезным, так как способствует подавлению близких по частоте собственных колебаний других агрегатов самолёта.

В работе рассмотрено влияние РП на формирование зоны возможных полётов, которое имеет решающее значение в зоне экстремально низких скоростей полёта, а также в районе теоретического потолка полёта самолёта. Для чего представлена анализируемая математическая модель самолёта и модель РП. Предлагается методика формирования области располагаемых высот и скоростей полёта самолёта с учётом ограничений, накладываемых рулевым приводом. Учёт характеристик РП реализован математической моделью привода, описанной ниже.

Точное решение задачи получения левой границы РВСП возможно только численными методами. При этом необходимо рассматривать полные уравнения движения и иметь исчерпывающую информацию о высотно-скоростных характеристиках двигателя и аэродинамических коэффициентах самолёта. Задача нахождения такого решения может быть решена путём интегрирования параметров движения ЛА, находящегося в состоянии установившегося горизонтального полёта.

Таким образом для обеспечения безопасной эксплуатации самолёта необходимо при формировании его области возможных высот и скоростей полёта учитывать влияние характеристик выбранного рулевого привода, в первую очередь таких как: скорость отработки управляющего сигнала, максимальный диапазон отклонения и информационные запаздывания в проводке управления.

Предложенная методика построения области РВСП позволяет ещё на ранних стадиях разработки самолёта при расчёте параметров будущих траекторий учесть влияние характеристик выбранного рулевого привода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Динамика полёта. Учебник для студентов высших учебных заведений. А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко и др.; под ред. Г.С. Бюшгенса — М.: Машиностроение, 2011, 776 с.
2. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Н. Динамика полёта самолёта. Расчёт траекторий и летных характеристик. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королева, 2011, 56 с.
3. Бишоп Р., Дорф Р. Современные системы управления. — М.: Лаборатория базовых знаний, 2002, 832 с.
4. Стариков Ю.Н., Иванченков В.П. Практическая аэродинамика самолёта Ту-204. Учебное пособие. Ульяновск: УВГАУ ГА, 1996.
5. Кошечев А.Б., Платонов А.А., Храбров А.В. Аэродинамика самолётов семейства Ту-204/214. Учебное пособие. — М.: Полигон-Пресс, 2009, 304 с.
6. Абадеев Э.М., Ляпунов В.В. Динамическое проектирование систем автономного управления беспилотными летательными аппаратами. Дубна: Государственный университет Дубна, 2017, 265 с.
7. Абадеев Э.М., Балько Ю.П., Ляпунов В.В. и др. Основы формирования облика систем управления авиационного ракетного вооружения. — М.: Дашков и К, 2012, 176 с.
8. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. — СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2009, 280с.

Метод количественной интерпретации спектров отражения высокоорбитальных космических объектов

Федоренко Д.С.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Одной из основных задач мониторинга околоземного космического пространства является идентификация высокоорбитальных (ВО) космических объектов (КО) (с высотой апогея более 2 000 км), которая заключается в отнесении наблюдаемого объекта к уже известному или новому типу. Решение принимается на основе анализа измерительной информации от всей совокупности имеющихся наблюдательных средств. Возможности существующих пунктов наблюдения по получению информации о таких объектах, по сравнению с низкоорбитальными, ограничены ввиду удалённости таких орбит. В таких условиях используются только оптические наземные пункты наблюдений, которые способны измерять координаты и блеск ВО КО.

В ряде случаев этих данных достаточно для проведения идентификации КО. Однако существуют ситуации, когда необходим учёт дополнительных информативных признаков, которые можно получить в результате обработки спектрофотометрических измерений (СФИ). Спектрофотометрия — дистанционный метод оценки состава вещества, основанный на сравнении спектров отражения солнечного излучения объектов с лабораторными спектрами отражения их вероятных образцов-аналогов. Под спектром отражения будем понимать отношение интенсивностей отраженного от объекта потока излучения к падающему как функцию длины волны.

Проблеме интерпретации СФИ посвящён ряд работ как отечественных, так и зарубежных авторов. Однако некоторые вопросы до сих пор остаются нерешёнными, и из всего множества материалов и покрытий (МиП), используемых при создании искусственных спутников Земли (ИСЗ), определены критерии выявления только белой эмали и кремниевых солнечных батарей. Выявление МиП осуществляется только для КО, вращающихся вокруг центра масс, причём не на всей видимой поверхности, а лишь на определённых конструктивных элементах, проявляющихся на характерных участках фотометрической кривой блеска. Предприняты попытки определения не только МиП, но

и их долей содержания на видимой поверхности, однако применяемый для этих целей метод неотрицательной матричной факторизации даёт большие ошибки при определении указанных выше параметров, что негативно сказывается на достоверности принимаемых решений по идентификации КО. Кроме того, отечественными специалистами проблема количественной интерпретации спектров отражения рассматривается в условиях наличия априорной информации о составе МиП наблюдаемого объекта, что не всегда актуально при контроле и идентификации КО.

Для устранения вышеуказанных противоречий в области спектрофотометрии и идентификации КО в настоящем исследовании предложен метод идентификации ВО КО, как вращающихся, так и стабилизированных по трём осям, с минимальной ошибкой определения МиП и долей их содержания на видимой поверхности в условиях отсутствия априорной информации о наблюдаемом КО.

Задача определения МиП и долей их содержания начинается с введения линейной модели формирования спектра отражения КО, которая строится на следующем допущении: если общая площадь видимой поверхности наблюдаемого объекта делится пропорционально в соответствии с долей содержания присутствующих на ней МиП, отраженное объектом излучение передает в тех же пропорциях характеристики соответствующих материалов. В этом смысле существует линейная связь между пропорциями МиП, составляющих видимую поверхность, и спектром отражённого излучения.

Таким образом, имея априорные данные о МиП ВО КО (т. е. задавая их самостоятельно), можно смоделировать спектр отражения, который мы ожидаем получить в результате сеанса спектрофотометрических измерений.

Однако на практике имеют дело с обратной задачей — по спектру отражения, полученному в результате натурных наблюдений неизвестного КО (к примеру, вновь запущенного ИСЗ) наземным телескопом, определить состав его МиП и осуществить идентификацию.

Ввиду того, что база данных всех возможных материалов имеется в наличии, то спектр отражения S можно представить, как произведение матрицы спектров отражения имеющихся материалов и вектора долей их содержания на видимой поверхности, которые на данном этапе являются неизвестными.

Тогда, решив полученное уравнение относительно вектора долей, по тем значениям переменных, которые приняли ненулевое значение, можно судить о МиП, входящих в состав КО: номер ненулевого значения укажет на номер столбца матрицы материалов. Само ненулевое значение и есть доля содержания, соответствующего МиП.

Таким образом, решение задачи определения МиП и долей их содержания сводится к решению системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ), состоящей из m уравнений с n неизвестными. В рассматриваемом случае $m > n$, поэтому СЛАУ является переопределённой. Очевидно, что в большинстве случаев «настоящего» решения (такого, которое бы обращало уравнения в тождества) такой системы не существует. Следовательно, процедура поиска псевдорешения является не чем иным, как реализацией метода наименьших квадратов (МНК).

Разработанный метод количественной интерпретации спектров отражения высокоорбитальных космических объектов позволяет получить новые признаки идентификации КО: перечень МиП и доли их содержания на видимой поверхности. Это позволит значительно повысить эффективность мониторинга околоземного космического пространства (на 10–20 %), особенно в ходе наблюдений высокоорбитальных КО.

Метод позволяет правильно определять перечень МиП КО в условиях наличия шума при проведении спектрофотометрических измерений. В то же время расчёты показали, что с увеличением амплитуды шума в данных растёт ошибка определения долей содержания МиП, которая может составить от 5 до 7 %, что на 2–3 % лучше, чем у существующих методов при одинаковых внешних возмущающих воздействиях.

Разработка системы моделирования процессов вакуумной инфузии в производстве композитных конструкций с целью исключения в них технологических дефектов

¹Хуанг Чун-Пинь, ²Исаков С.С.

¹Южный федеральный университет, ²Донской государственный технический университет, г. Ростов-на-Дону

Технология вакуумной инфузии (VAP) в производстве крупногабаритных элементов авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов, первоначально разработанная и использованная в судостроении, обладает многими преимуществами по сравнению с традиционным процессом RTM (Resin Transfer Molding), в частности, значительно меньшие стоимость технологического оснащения, трудоёмкость и работу при комнатной температуре, что исключает большие энергозатраты, например, при автоклавном формовании. Процесс успешно использовался при производстве многих крупногабаритных композитных конструкций: от лопаток турбин и корпусов небольших судов до элементов корпусов автомобилей и различных авиационных конструкций. Большинство разновидностей процесса вакуумной инфузии включает укладку сухих армирующих тканей или однонаправленных слоев на поверхность формы, покрытие их вакуумным мешком, его изоляцию и создание вакуума в преформе при одновременном введении смолы для заполнения преформы вплоть до полного отверждения детали.

В представленной работе рассматривается новый подход к моделированию процесса вакуумной инфузии при изготовлении трёхмерных композитных деталей сложной геометрии с использованием их CAD-моделей и последующим моделированием процесса в среде конечноэлементного пакета Comsol и обработки результатов средствами MATLAB. На основании анализа проблем реализации процесса, типичных дефектов, результатов проведённых экспериментов, известных методов моделирования процессов ставится и решается задача моделирования процессов вакуумной инфузии, основной целью которой является выявление возможных дефектов типа локальной неполноты пропитки преформы связующим и образования сухих пятен, тем самым исключая образование неисправимых дефектов ответственных композитных конструкций и значительно снижая затраты труда, времени, основных и вспомогательных материалов при отработке схем и режимов процесса методом проб и ошибок. Постановка задачи, предусматривающая формулировку и решение уравнения фазового поля, позволила с необходимой точностью реконструировать движение фронта смолы, диагностируя образование внутренних и внешних сухих пятен. Используемый подход отличается от традиционного используемого метода FE/CV (Finite Elements / Control Volume) в таких системах как LIMS, PAM-RTM, RTM-WORKS, 3DINFIL, RTMSim, Moldex3D RTM, не обеспечивающего необходимую точность распространения фронта связующего и требующего перестроения конечноэлементной сетки на каждом шаге интегрирования.

В представляемой работе представлен подход, учитывающий сжимаемость и изменение проницаемости преформы, а также изменение тепловых свойств при движении через волокнистую заготовку потока смолы, испытывающей термокинетические превращения.

Моделирование тепловых и термокинетических процессов, влияющих на реологию связующего, выполнено с использованием эмпирических зависимостей, построенных по результатам собственных и заимствованных экспериментальных данных. Важность учёта изменений реологии связующего была обусловлена необходимостью сокращения времени заполнения преформы и исключения сухих пятен. Установленное в результате моделирования влияние параметров процесса, в частности, закона нагрева, на вязкость смолы и инфильтрацию ламината было оценено в ходе экспериментальных проверок и подтверждено сопоставлением с экспериментальными данными на группе тонкостенных авиационных конструкций сложной геометрии.

Уточненная информация о локализации и размерах непропитанных сухих областей получается в ходе потпроцессинга результатов симуляции, осуществляемого специальным модулем в среде MATLAB.

Изучение направленности волн Лэмба, генерируемых угловым клиновым актуатором в панелях из композиционных материалов

^{1,2}Юдин А.В., ²Чебаненко В.А.

¹Южный федеральный университет, ²Федеральный исследовательский центр
Южный научный центр Российской академии наук, г. Ростов-на-Дону

Распространённость армированных композитов в промышленности при изготовлении несущих и особо ответственных конструкций требует надёжных, экономичных и простых в использовании средств для мониторинга состояния конструкций (SHM) и неразрушающего контроля (NDE). Наиболее эффективными и широко используемыми являются SHM методы на акустической основе, применение которых для композитов связано с трудностями из-за структурной анизотропии и сильного демпфирования таких материалов, что уменьшает дальность распространения волн.

Доказано, что в сравнении с аналогами, акустические методы, основанные на волнах Лэмба, предоставляют более надёжную информацию о таких дефектах структуры, как расслоения, включения, пористость и сухие пятна. Обнаружение, локализация и качественная оценка вероятного дефекта возможна благодаря правильному выбору типа, длины и частоты волны, обеспечивающему необходимый диапазон сканирования и зависящему от параметров исследуемой структуры.

В многослойных композитах с разно ориентированными слоями имеет место анизотропное затухание волн, которое зависит от структуры армирования, волновой дисперсии и рассеяния в соседние среды. Это обуславливает потребность в управлении направленностью волн, что может быть реализовано с помощью клиновидных пьезоэлектрических преобразователей, передающих колебания исследуемой структуре преимущественно в одном направлении и обеспечивающих наибольшее расстояние распространения волны.

В данной работе рассматривается трёхмерная связанная нестационарная задача для системы тел из разных упругих материалов, решаемая методом конечных элементов с помощью программного пакета COMSOL Multiphysics. Целью статьи является выявление возможности генерации направленных волн угловым клиновым актуатором в тонкостенных конструкциях из сильно анизотропного материала. Объектами исследования являются ортотропная панель из углепластика и угловой клиновой преобразователь Olympus V414-SB-ABWS. Границы исследуемого диапазона частот основаны на экспериментальных данных. Направленность и затухание антисимметричной волны Лэмба исследовались численно при различной ориентации актуатора относительно главной оси анизотропии материала.

Результаты показали, что верхний предел диапазона рабочих частот определяется демпфирующими свойствами исследуемой структуры. Наибольшая эффективность генерируемых клиновым приводом волн достигается на частотах собственных колебаний актуатора. Направленность волн зависит от распределения касательных напряжений на границе клин-панель. Также оценено затухание волн в зависимости от направления их распространения. Следует отметить, что применение техник акустического контроля для изделий из композиционных материалов представляет собой комплексную и сложную задачу, предлагаемая методика представляет собой возможный подход к её решению.

НАПРАВЛЕНИЕ № 8

**Новые материалы
и производственные
технологии в области
авиационной
и ракетно-космической
техники**



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 возможности применения нейросетевых моделей распознавания деталей турбонасосного агрегата ЖРД для применения в системах компьютерного зрения

Агешин Е.С., Семина М.В.

Московский авиационный институт, г. Москва

Современные системы распознавания работают на основе моделей компьютерного зрения, обученных на огромных по своему составу наборах данных. Кроме того, обучение таких систем требует использования больших вычислительных мощностей. Не трудно представить, как усложнилась бы работа по созданию конструкторской и технологической документации, если бы каждую деталь (а их тысячи только на одном изделии) необходимо было бы сначала сфотографировать, обработать и обучить нейросеть распознавать их. Авторы данной статьи выдвигают следующую гипотезу: что, если в качестве обучения использовать не фотографии деталей, а их представления в CAD-программе предприятия. Иными словами, скриншоты деталей и сборок. Тогда, для того чтобы можно было использовать такие системы для распознавания промышленных деталей на сборочном процессе, необходимо только лишь составить набор данных на основе конструкторской документации (КД), а именно, электронный вид деталей или сборки. В данной статье приводится пример использования такого набора данных для обучения модели распознавания различать детали турбонасосного агрегата (ТНА) жидкотопливного ракетного двигателя, показаны полученные результаты такого эксперимента и приведена оценка дальнейших перспектив развития и использования такого метода составления превенальных данных.

Композиты системы NiAl-Al₂O₃ для жидкосоловых энергоустановок

Агуреев Л.Е., Иванов Б.С., Лаптев И.Н.

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», г. Москва

Получены образцы керметов в системе NiAl-Al₂O₃ методом порошковой металлургии, включающим механическую активацию и искровое плазменное спекание. Исследованы их микроструктура и механические свойства.

Актуальность разработки рассматриваемых в настоящем исследовании керметов связана с развитием жидкосоловых энергетических систем, как солнечных, так и ядерных. В настоящее время материалы, используемые при проектировании новых установок, не отвечают требованиям по механической прочности в условиях воздействия расплавов солей (нитратов или фторидов), а также при воздействии радиации. Поэтому в мире проходят разработки новых композитов, сочетающих полезные свойства материалов различной природы. Такие материалы в своей основе содержат никель и его сплавы, а также керамическую составляющую, как правило, оксидную.

Различное воздействие на характеристики спечённых композитов оказывают наночастицы в зависимости от своего расположения (на границах зёрен или внутри зёрен).

Частицы оксидов алюминия, циркония, магния и кремния устойчивы в алюминиевой матрице и, как отмечалось выше, являются препятствиями для перемещения дислокаций. Композиты на основе «алюминий — керамические частицы» имеют более низкую плотность, чем бронзы, обладают оптимальным соотношением прочности и пластичности и достаточной коррозионной стойкостью в сочетании с высокими эксплуатационными механическими характеристиками.

Целью настоящей работы было создание и исследование керметов на основе системы NiAl-Al₂O₃, в т. ч. с добавками оксида иттрия и наночастиц алюмо-магниевого шпинели. Никель-алюминиевый сплав обладает высокой устойчивостью к окислению, а при термообработке или модифицировании — высокой прочностью, в т. ч. при повышенных температурах. Оксид алюминия отличается химической стойкостью, высокой твёрдостью и износостойкостью. Получение кермета, сочетающего вышеуказанные свойства,

является основной задачей. Оксид иттрия и наночастицы алюмо-магниевого шпинели вводились в кермет для повышения его механических свойств.

Для приготовления нового материала использовали порошки никель-алюминиевого сплава, оксида алюминия, оксида иттрия и наночастиц алюмо-магниевого шпинели. Смешение порошков проводили в планетарной мельнице с соотношением П:Ш = 1:10 в стальных стаканах, используя стальные шары диаметром 5 мм в среде аргона в течение 30 мин в присутствии ПАВ. Ввод наночастиц шпинели осуществляли в изопропиловом спирте, помешивая верхнеприводной мешалкой при непрерывном воздействии ультразвука. Сушку проводили на воздухе. Спекание проводили искровым плазменным методом при температуре 1 400 оС в течение 20 мин в аргоне.

Анализ зависимостей прочности на изгиб керметов в системе NiAl-Al₂O₃, полученных в этой работе и рядом зарубежных авторов, показал, что максимум существует при соотношении Al₂O₃/NiAl равном 0,3. Модуль Юнга же увеличивается с повышением доли оксида алюминия, однако значения несколько ниже, чем те, которые рассчитаны по правилу смесей.

Тем не менее, с точки зрения создания кермета, устойчивого не только к механическим повреждениям, но и радиационным, следует рассматривать кермет с содержанием Al₂O₃ от 20 до 50 %.

Микроструктура отличается мелким зерном как сплава, так и оксидов. Наночастицы шпинели расположены по границам зёрен материала. Присутствуют области с субмикронными зёрнами, имеющие эллиптическую форму.

Частицы оксидов имеют заострённые края, что говорит о хрупком разрушении. Имеются поры, а также следы начинающегося укрупнения зёрен никель-алюминиевого сплава в виде 4-х и 5-гранных зёрен. На частицах оксида алюминия видны межзёрненные трещины. Есть также трещины между зёрнами никель-алюминиевого сплава и оксидной составляющей. Трещина, проходящая через область с крупными зёрнами «врезается» в эллиптическую область и разветвляется. Такие области, как показали исследования ряда авторов, приводят к упрочнению композита за счёт демпфирования распространения трещин, замедляя его и отклоняя от прямой траектории. Судя по фотографии, области с мелкими зёрнами имеют равномерный состав и структуру.

Исследования прочности на изгиб при 25–750 оС показало, что лучшие значения имеет кермет, содержащий оксид иттрия и наночастицы алюмо-магниевого шпинели. Предел прочности композита, модифицированного только наночастицами, выше обычного в среднем на 5–10 %, а композита с частицами оксида иттрия и наночастицами шпинели — на 15–20 %.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-03-00350.

Возможности проектирования углепластиковых агрегатов летательных аппаратов, выходящих на внешний контур, с учётом применения углеродных наполнителей и полимерных связующих, модифицированных наночастицами, обеспечивающих стойкость к удару молнии

Александров А.А., Насонов Ф.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

В различных областях техники и, прежде всего, в авиационной, находят применение полимерные композиционные материалы (ПКМ). Постоянное увеличение объёмов применения полимерных композиционных материалов в конструкциях авиационной техники позволяют проектировать комплексы с высокими тактико-техническими характеристиками, высокой весовой и экономической эффективностью. Работа посвящена поискам путей решения проблемы повышения молниестойкости композитных агрегатов, выполненных с применением углекомпозитных деталей. Особенностью задачи является обеспечение электрической проводимости в целях беспрепятственного стекания

электрического молниевых заряда, а также статического заряда, скапливающегося на поверхностях летательного аппарата в полёте и на стоянке.

Основные источники литературы:

1. Кондрашов С.В. Эпоксидные композиционные материалы с углеродными нанотрубками/ Автореф. дисс. на соиск. доктора технических наук, М., 2019, 33 с.

2. Гуляев Г. М., Чурсова А.Е., Раскутин А.Е., и др. Молниезащитные покрытия для конструкционных углепластиков, содержащие наночастицы // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2012. №. 3. С. 24-35.

3. Гуляева А.Г., Гуляев И.Н., Комарова О.А. Молниезащитные покрытия на основе углеродных наполнителей для ПКМ нового поколения. В сборнике: Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения Материалы II Всероссийской научно-технической конференции. Всероссийский научный-исследовательский институт авиационных материалов, М.: ВИАМ, 2017. С. 45-55.

Структурная оптимизация конструкции крыла на основе параметрического моделирования и учётом анизотропии свойств полимерных композиционных материалов

Барановски С.В.

МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

Повышение аэродинамической эффективности авиалайнеров долгое время осуществлялось за счёт формирования усовершенствованного и оптимизированного геометрического облика, но силовая схема принципиально не менялась и представляла собой преимущественно прямолинейные элементы, образующие системы четырёхугольников. С развитием современных автоматизированных роботизированных комплексов выкладки препрегов на основе терморезактивных, термопластичных полимерных связующих, аддитивных технологий стало возможно изготавливать сложнопрофильные криволинейные конструкции, которые невозможно было создать с помощью традиционных технологических схем. Для улучшения характеристик крыла с постоянно возрастающими требованиями, такими как прочность конструкции, устойчивость и флаттер, могут быть использованы криволинейные силовые элементы и направленная укладка монослоев полимерного композиционного материала (ПКМ). Силовые элементы произвольной формы, отличной от прямолинейной, могут повысить эффективность работы конструкции под действием эксплуатационных нагрузок [1]. Применение направленной укладки волокон в слое обеспечивает большую возможность для варьирования физико-механических свойств многослойных ПКМ. Однако из-за сложной геометрической формы необходимы способы определения рациональных параметров конструктивно-силовой схемы (КСС) и методы выбора направленной укладки волокон в конструкции.

Очевидно, что удовлетворение всевозрастающих требований к авиационным конструкциям возможно только путём применения новых решений, в том числе в части силового каркаса [2]. Одним из возможных путей является структурная оптимизация конструкции крыла, которая объединяет криволинейные силовые элементами и анизотропию свойств ПКМ с учётом современных достижений в области автоматизированных технологий производства и с опорой на программные комплексы позволяющими осуществлять адаптацию направлений выкладки слоёв под действующие нагрузки.

Внешний облик крыла был определён по результатам решения задачи внешней аэродинамики с помощью параметрического моделирования, в том числе с учётом основных элементов авиалайнера [3–8].

Конструкционным ПКМ принят углепластик на основе препрега из углеродной ленты, выкладку которого возможно осуществить по сложной траектории с использованием современных роботизированных установок.

Параметрическое моделирование осуществлялось в программном комплексе Ansys, модулем для композиционных материалов (Composite PrepPost) и модулем для оптимизации (Response Surface Optimization).

Рассматривалось два способа определения направления укладки и углов ориентации волокон в слое:

I — разделение обшивок на зоны, с последующим выбором укладки для каждой (зонный метод);

II — моделирование путей выкладки на основе анализа направлений действия нормальных напряжений для конечных элементов и распределения нагрузки (метод направлений).

Моделирование по определению направления укладки осуществлялось последовательно для каждого слоя или секции, до тех пор, пока погрешность между предыдущей итерацией и текущей не будет превышать 1,5 %, т. е. после определения укладки последнего слоя или секции расчёт запускался с первого элемента, с учётом полученных на предыдущих итерациях углов укладки.

Проведено исследование по возможности совершенствования конструкции крыла пассажирского авиалайнера из ПКМ с помощью применения КСС с криволинейными элементами и направленной укладкой волокон в слоях композиционного материала на основе параметрического моделирования с учётом действующих эксплуатационных распределённых и сосредоточенных нагрузок.

На основе анализа напряжённо-деформированного состояния рассмотренных вариантов конструкции определены:

- геометрическая форма криволинейных элементов КСС;
- выбраны оптимальные варианты КСС крыла из ПКМ;
- углы укладки препрега на основе углеродной ленты в слое;
- схемы выкладки слоёв полимерного композиционного материала по криволинейно траектории в обшивках крыла.

Показано преимущество структурно-оптимизированной КСС над традиционной.

Установлено, что использование выраженной анизотропии свойств композиционного материала при адаптации схемы армирования к действующим нагрузкам позволяет снизить массу готового изделия при обеспечении необходимых прочностных характеристик.

Таким образом, применение в конструкции нетрадиционных силовых схем, использование полного потенциала анизотропии свойств композиционных материалов позволит получить экземпляры авиационной техники, превосходящие по своим характеристикам современные варианты, а топологическая оптимизация обеспечит рациональную структуру конструкции и будут одними из основных инструментов проектирования.

Список использованных источников

1. Reznik S.V., Prosutnov P.V., Mikhailovsky K.V. and Shafikova I. R. Material science problems of building space antennas with a transformable reflector 100 m in diameter / IOP Conference Series: Materials Science and Engineering 4. 4th International Conference on Advanced Composites and Materials Technologies for Arduous Applications— Wrexham, 2015. p. 10.
2. Reznik S., Ageyeva T., Shafikova I. Composite wing for reusable space vehicles // Advanced composite materials and technologies for aerospace applications — Wrexham, 2012. p. 7-13.
3. Михайловский К.В., Барановский С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 1. Обоснование выбора геометрических размеров и расчёт аэродинамических нагрузок на крыло // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 11 (680). С. 86-98.
4. Михайловский К.В., Барановский С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 2. Проектирование силовой конструкции // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 11 (680). С. 86-98.

5. Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 5 (698). С. 75-84.

6. Михайловский К.В., Барановски С.В. Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учётом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2018. № 5 (122). С. 15-28.

7. Михайловский К.В., Барановски С.В. Учёт обледенения поверхности крыла из полимерных композиционных материалов при проектных расчётах // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2019. № 3 (708). С. 61-70.

8. Барановски С.В., Михайловский К.В. Оптимизация основных геометрических характеристик силовых элементов крыла из полимерных композиционных материалов // Ученые записки ЦАГИ. 2019. Т. L. № 3. с. 87—99.

Тенденции развития аддитивного производства в условиях космического пространства

Богодухова Е.С.

Московский политехнический университет, г. Москва

В данной статье описано исследование тенденций развития аддитивного производства (АМ) в условиях космического пространства для максимально эффективного освоения ресурсов космоса и дальнейшего орбитального производства с помощью АМ-технологий для решения как технических задач, так и экологических проблем околоземного пространства. Произведён информационный поиск данных о наиболее известных зарубежных проектах и выполнен анализ иностранного опыта по внедрению проектов с использованием технологии 3D-печати в космическое производство: создание качественных объёмных структур, разработка новых космических производственных систем, и заключению контрактов с ведущим космическим агентством National Aeronautics and Space Administration (NASA). Показаны достоинства зарубежных проектов, направленных на развитие орбитального производства, основанного на применении аддитивных технологий. Рассмотрены критические технологии необходимые для максимального достижения проектов космического назначения: по изготовлению сложных конструкций в условиях невесомости и вакуума, утилизации космического мусора и созданию устойчивой орбитальной инфраструктуры. Представленный в работе проект «Planeta 4.0» описывает концепцию установки для 3D-печати в открытом космосе, условия её функционирования, а также принцип работы данного роботизированного комплекса. В данном комплексе предполагается объединение двух модулей, реализующих процесс 3D-печати полимерным материалом — микрошнековый экструдер, и выращивание изделий путём наплавки металлического материала лазерным лучом.

Сплавы на основе галлия как теплоаккумулирующий материал бортовых систем космических аппаратов

Бубликов М.А.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В работе представлен анализ возможности применения галлия и сплавов на его основе в качестве теплоаккумулирующих материалов для обеспечения термической стабилизации бортовых систем космических аппаратов.

Проведен анализ теплофизических свойств, термодинамики и диаграмм фазовых состояний галлийсодержащих сплавов.

Приведён сравнительный анализ галлия и сплавов на его основе с парафинами как основного материала, используемого в тепловых аккумуляторах космических аппаратов.

Представлены результаты экспериментальных исследований тепловых кривых при нагреве галлийсодержащих сплавов с различным количеством легирующих элементов.

Результаты исследования позволяют сделать следующие выводы:

- применение галлия и сплавов на его основе в качестве теплоаккумулирующего материала позволяет реализовывать как теплоёмкостный, так и фазовый механизм поглощения тепловой энергии;

- высокая теплопроводность галлия позволяет более равномерно (по сравнению с парафинами) по всему объёму аккумулировать выделяемую тепловую энергию;

- объёмная теплоёмкость галлия выше, чем объёмная теплоёмкость парафинов примерно на 30 %;

- определённый объём теплоаккумулирующего материала на основе сплавов галлия будет поглощать тепловую энергию на 250–300 % больше, чем теплоаккумулирующий материал на основе парафинов того же объёма;

- формирование многокомпонентных сплавов на основе галлия позволяет расширять температурный диапазон их применения и обеспечивает повышение свойств как теплоаккумулирующего материала за счёт снижения температуры фазовых превращений;

- доказана перспективность использования многокомпонентных сплавов на основе галлия при реализации объёмного критерия проектирования тепловых аккумуляторов космических аппаратов.

Установление последовательности учета факторов при выборе технологических баз

Гайнутдинов Т.М.

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», 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;

- характеристики геометрии поверхностей детали, выступающих в роли технологических баз;

- расположение схемы базирования относительно действия возмущающих сил;

- распределение припуска по изготавливаемым поверхностям.

Выбор технологических баз предполагает использование принципа единства баз, когда стремятся от одного комплекта технологических баз (КТБ) изготовить все поверхности детали. Для решения этой задачи необходимо, в первую очередь, определить последовательность учета факторов, влияющих на выбор технологических баз детали.

Исследование изменения структуры и физико-механических свойств трип-стали в процессе нагружения

Горчилина Е.А.

АО «РСК «МиГ», г. Москва

Настоящая работа посвящена актуальной теме — исследованию изменения структуры (соотношения аустенитной и мартенситной фаз) и механических свойств трип-стали ВНС 9-Ш в процессе деформации.

Объектом исследования является высоколегированная трип-сталь для торсионов несущего и хвостового винтов вертолётa.

В процессе выполнения работы были использованы современные методы исследований: микроструктурный анализ, испытания на прочность (на разрывной машине), дифрактометр и ферритометр. Для оценки корректности полученных результатов применялись методы математической статистики.

Показано, что в процессе нагружения трип-стали ВНС 9-Ш происходят изменения структуры и физико-механических свойств.

Установлена возможность определения фазового состава стали ВНС 9-Ш неразрушающими методами с использованием дифрактометра и ферритометра. Эти результаты могут быть использованы специалистами, занимающимися определением остаточного ресурса летательных аппаратов, имеющих элементы конструкции, выполненные из сталей типа ВНС.

Библиографический список.

1. Каблов Е.М., Петраков А.Ф. Летательным аппаратам — высокопрочные стали.
2. Руководство по технологичности самолётных конструкций. Под общим руководством и редакцией д.т.н. П.Н. Белянина. НИИТ — 1983.
3. Линдеров М.Л. Идентификация механизмов и кинетики релаксации напряжений при деформировании модельных трип/ твип сталей методом касательного анализа акустической эмиссии: диссертация на соискание ученой степени к.ф.-м.н. 01.04.07/ Михаил Леонидович Линдеров. — Тольятти, 2017. — 117 стр.
4. Кораблева С.А. Особенности поведения трип-сталей в условиях статического и циклического деформирования: автореферат к диссертации на соискание ученой степени к.т.н. 05.16.01/Кораблева Светлана Александровна. — Москва, 2013. — 26 стр.
5. Кузьмин Б.А. Технология металлов и конструкционные материалы. М.: Машиностроение, 1981. — 351 с.
6. Слизов А. К. Особенности механического поведения листовой метастабильной аустенитно — мартенситной стали с учётом проявления трип — эффекта: диссертации на соискание ученой степени к.т.н. 05.16.01/ Слизов Александр Кузьмич. — Москва, 2018. — 111 стр.
7. ТУ14-14126-86 «Лента из коррозионностойкой стали марки 23Х15Н5АМЗ-Ш (ВНС9-Ш)».
8. ГОСТ 1497-84 «Металлы. Методы испытаний на растяжение».

Методика проведения испытания на растяжение изделий, изготовленных при помощи аддитивной технологии

Давидчук В.А.

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Аддитивные технологии с каждым днём всё больше внедряются в военно-промышленную отрасль. Наиболее распространённым является метод послойного нанесения полимерной нити (FDM). Полимерные изделия, изготовленные FDM-методом, так же, как и изделия, изготовленные формованием, механической обработкой и штамповкой, необходимо подвергать испытаниям и контролировать качество готовых изделий.

В работе изложена методика проведения испытаний на одноосное растяжение термопластов, используемых в аддитивном производстве. Описана технология изготовления образцов для испытаний. Приведены результаты экспериментальных исследований механических свойств термопластов PET-G, ABS и PLA, изготовленных FDM-методом. Выявлена зависимость механических испытаний от условий кондиционирования образцов. Показана необходимость доработки существующих стандартов, касающихся испытаний пластмасс, учитывая возможности аддитивного производства.

Список используемых источников

1. Гончарова О.Н. Аддитивные технологии — динамично развивающееся производство / Гончарова О.Н., Бережной Ю.М., Бессарабов Е.Н., Кадамов Е.А. и др. // Инженерный вестник Дона — 2016. № 4, URL: <http://www.ivdon.ru/ru/magazine/archive/n4y2016/3931> (дата обращения: 28.02.2020 г.)
2. Балашов А. В., Маркова М. И. Исследование структуры и свойств изделий, полученных 3D-печатью // Инженерный вестник Дона — 2019. — № 1, URL: <http://www.ivdon.ru/ru/magazine/archive/n1y2019/5618> (дата обращения: 28.02.2020 г.)
3. Хаширов А.С. Влияние технологических режимов FDM-печати на свойства изделий из полифениленсульфона и его композита с дискретным углеродным волокном: дис...к-та техн. наук: 02.00.06 / Хаширов Азамат Аскерович. — Нальчик, 2019. — 124 с.
4. ГОСТ 33693—2015. Пластмассы. Образцы для испытаний. — М.: Стандартинформ, 2016. — 20 с.
5. ГОСТ 12423 — 2013. Пластмассы. Условия кондиционирования и испытания образцов. — М.: Стандартинформ, 2014. — 18 с.
6. ГОСТ 11262—2017. Пластмассы. Метод испытания на растяжение. — М.: Стандартинформ, 2018. — 24 с.
7. Испытываем на разрыв пластики от BESTFILAMENT [Электронный ресурс] // URL: <http://www.bestfilament.ru/blog/publ/ispytyvaem-na-razryv-plastiki> (дата обращения: 27.01.2020 г.)
8. Методика испытаний пластиков. Теория. Часть 1. // URL: <http://www.3dtoday.ru/blogs/sergey-engineer/methods-of-testing-plastics-theory-part-1>. (дата обращения: 15.02.2020 г.)
9. Карташова Е. Д. Идентификация параметров модели ABS-пластика, полученного методом послойного наплавления / Е. Д. Карташова, А. Ю. Муйземек // Модели, системы, сети в экономике, технике, природе и обществе. 2018. № 1 (25). С. 130—140.
10. Бошняк В. А., Языков А. В. Оценка возможности применения изделий из пластмасс, созданных посредством послойной наплавки [Текст] // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2016. №12. С. 311-320
11. Петров М.А., Косачев Н.В., Прокопов Ф.Б. Исследования по определению силовых характеристик процесса одноосного сжатия цилиндрических образцов, изготовленных из АБС-пластика по методу трёхмерной печати // Известия ТулГУ. Технические науки. — 2014. — Вып. 10. Ч. 2 — С 84-90.
12. ГОСТ 34370 — 2017. Пластмассы. Определение механических свойств при растяжении. Часть 1. Общие принципы. — М.: Стандартинформ, 2018. — 25 с.
13. Технология конструкционных материалов: Учебник для вузов / А.Г.Алексеев, Ю.М. Барон, М.Т. Коротких [и др.]; под ред. Ю.М. Барона. — СПб.: Питер, 2012. — 512 с.
14. Зотов О.Ю., Фролов Д.А. Особенности метода изготовления изделий путём послойного наплавления материала // Ученый XXI века. — 2016. — № 1 (14). С. 7-11.
15. Сапунов С.В. Материаловедение: Учебное пособие. — 2-е изд., испр. и доп. / С.В. Сапунов — СПб.: Издательство «Лань», 2015. — 208 с.
16. Елистратова А. А., Коршакевич И. С., Тихоненко Д. В. Использование технологии 3D-печати в авиастроении // Решетневские чтения. 2014. №18. С. 244-246.
17. Литунов С.Н., Слободенюк В.С., Мельников Д.В. Обзор и анализ аддитивных технологий.

Исследование формирования микроструктуры титанового сплава ВТ6 при изготовлении крыльчатки компрессора малоразмерного газотурбинного двигателя методами аддитивных технологий

Дмитриева М.О., Агаповичев А.В.
Самарский университет, г. Самара

Развитие авиационной и ракетно-космической отрасли сопровождается оптимизацией технологических процессов производства энергетических установок. Основной тенденцией в этой области является внедрение аддитивных технологий, частично заменяющих традиционные операции в технологическом процессе. Для изготовления металлических изделий актуально применение метода селективного лазерного сплавления (SLM — Selective Laser Melting) [1–2].

Селективное лазерное сплавление является одним из методов «порошковых» аддитивных технологий и заключается в послойном построении детали из металлических порошков на подложке с использованием лазерного излучения высокой мощности.

Технология SLM обладает следующими преимуществами: возможность изготовления изделий сложной геометрической формы, снижение веса за счёт применения ячеистых структур, одновременное изготовление нескольких деталей, высокий коэффициент использования материала и упрощение прототипирования изделий [3]. К недостаткам данной технологии относят наличие остаточной пористости в структуре изготовленной детали, ограничение источников лазерного излучения, габаритов создаваемых изделий и используемых материалов [4].

Цель данного исследования заключается в изучении формирования микроструктуры титанового сплава ВТ6 в процессе изготовления крыльчатки компрессора ГТД методом селективного лазерного сплавления. Основными задачами исследования являются: изучение морфологии исходного порошкового материала, анализ микроструктуры образцов после процесса SLM, анализ поверхности изломов образцов после испытаний на растяжение.

Для достижения поставленной цели были изготовлены контрольные образцы на установке SLM 280HL перпендикулярно к плоскости платформы построения (вертикально) и в плоскости платформы построения под углом 90 градусов относительно дозатора порошка (горизонтально). На образцах после SLM для исследования механических свойств проводились испытания на растяжение, после чего из них изготавливались шлифы в продольном и поперечном сечении на автоматической шлифовально-полировальной машине REMET LS250A. Исследования микроструктуры после травления проводились на металлографическом микроскопе METAM LB-31. Электронно-микроскопические исследования образцов и исходного порошкового материала проводились на растровом электронном микроскопе TESCAN Vega SB. Химический состав исходного порошкового материала определялся с помощью микрорентгеноспектральной приставки к микроскопу INCAx-Act.

Микрорентгеноспектральный анализ показал, что химический состав исходного порошка титанового сплава ВТ6 соответствует ГОСТ 19807-91 с превышением содержания алюминия и кремния.

На основании результатов электронно-микроскопического анализа исходного материала установлено, что частицы порошка имеют сферическую форму, характерную для метода получения газовой атомизацией. Также встречаются дефектные частицы — сателлиты и конгломераты, которые не оказывают влияния на качество изделия, так как отсеиваются на ситах перед сплавлением.

Металлографический анализ показал, что образцы после SLM имеют пластинчатую микроструктуру, характерную для сплава ВТ6. При этом наблюдается разупорядоченное расположение пластин α -фазы, β -фаза не просматривается. Переход между зёрнами характеризуется резкой переориентацией пластин α -фазы.

Электронно-микроскопический анализ изломов образцов после испытания на растяжение показал, что механизм разрушения носит смешанный характер. На боковой поверхности образцов после механической обработки имеются риски, являющиеся концентраторами напряжений, которые инициируют появление трещин в процессе растяжения. Поверхность излома неоднородная, наблюдаются участки, соответствующие различным стадиям разрушения.

Механические испытания образцов показали, что титановый сплав ВТ6 после селективного лазерного сплавления имеет предел прочности порядка 1117 МПа, что выше, чем у материала, полученного штамповкой. Относительное удлинение материала после SLM ниже, чем у штампованного. Величина относительного удлинения образца, выращенного горизонтально, практически в 2 раза выше, чем у образца, выращенного вертикально, что объясняется наличием локальных непроплавов в структуре вертикально выращенного образца.

В результате исследования изучено формирование микроструктуры титанового сплава ВТ6 в процессе изготовления крыльчатки компрессора малоразмерного ГТД методом селективного лазерного сплавления на примере образцов, выращенных вертикально и горизонтально к платформе построения. Проведены электронно-микроскопические и рентгеноспектральные исследования исходного порошкового материала ВТ6, установлено его соответствия требованиям, предъявляемым к материалу для селективного лазерного сплавления. Проанализирован механизм разрушения образцов в процессе испытания на растяжение. Исследована микроструктура и механические свойства образцов после SLM.

Список литературы

1. Каблов Е.Н. Разработки ВИАМ для газотурбинных двигателей и установок // Крылья Родины. 2010. №4. С. 31-33.
2. 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.
3. Gu D.D., Meiners W., Meiners W., Wissenbach K., Poprawe R. Laser Additive Manufacturing of Metallic Components: Materials, Processes, and Mechanisms // International Materials Reviews. 2012. vol. 57. pp. 137-164.
4. Lu P., Wu M., Liu X., Duan W., Han J. Study on Corrosion Resistance and Bio-Tribological Behavior of Porous Structure Based on the SLM Manufactured Medical Ti6Al4V // Metals and Materials International. 2020. no 26. pp. 1182-1191.

Анализ эффективности использования Al-Li сплава в качестве материала для панели со стрингером воздушного судна

Евлампьев А.В.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Крыло является важнейшей частью самолёта. Оно служит для создания подъёмной силы и обеспечивает его поперечную устойчивость и управляемость. Передавая подъёмную силу на фюзеляж, крыло подвергается деформациям изгиба, кручения и сдвига, которые воспринимаются соответствующими силовыми элементами. Во время полёта верхняя панель крыла испытывает сжимающие нагрузки, нижняя — растягивающие.

Панели состоят из толстой обшивки с приваренным к ней набором стрингеров для создания жёсткости конструкции.

В настоящее время панель крыла составляет приблизительно 50 % от массы всего крыла. Поэтому уменьшение этой массы и повышение устойчивости является одной из множества целей авиационной промышленности.

В работе предложено внедрение нового материала для панели со стрингером воздушного судна, а именно алюминий-литиевого сплава. Представлен способ сварки данной конструкции, а именно с помощью сварочной установки, состоящей из двух

волоконных лазеров мощностью 10 кВт (YLS-10000, IPG Photonics Corp., Германия), двух промышленных роботов (KR-16W, KUKA Robot Group, Германия) и двух механизмов подачи проволоки (KD-4010, Fronius International GmbH, Австрия).

Приведены результаты анализа деформации панели со стрингером при использовании алюминий-литиевого сплава и алюминиевого сплава 6061. По результатам моделирования с помощью программного обеспечения Siemens NX установлено, что внедрение нового материала рационально, так как деформация конструкции уменьшается на 11 %, а её масса на 2 %.

Исследование влияния низкотемпературного окисления на структуру и механические свойства УУКМ с пироуглеродной матрицей

Еремкина М.С.

Московский авиационный институт, г. Москва

Работа посвящена актуальной проблеме — исследованию деградации структуры и механических свойств углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ) с пироуглеродной матрицей при низкотемпературном окислении ($T = 600^{\circ}\text{C}$). Решение данной проблемы имеет существенное значение для создания / совершенствования жаропрочных материалов на основе углерода для конструкций планеров и двигателей летательных аппаратов, эксплуатирующихся в окислительных средах в широких температурных диапазонах.

Одной из основных задач в технологии создания сверхтемпературных углеродных материалов является обеспечение их эффективной защиты от окисления в условиях скоростного обтекания высокотемпературными потоками кислородсодержащих газов [1–5]. В настоящее время большая часть научных работ посвящена высокотемпературным покрытиям и способам реализации жаропрочных характеристик УУКМ при температурах выше $1\,800^{\circ}\text{C}$. Однако в процессе эксплуатации одни и те же элементы могут работать в различных температурных интервалах — от малых температур до сверхвысоких. Зачастую наблюдается градиентное распределение температур на деталях. В свою очередь, покрытия, традиционно используемые для защиты УУКМ от окисления при рабочих температурах выше $1\,200$ – $1\,300^{\circ}\text{C}$, как правило, не являются эффективными при меньших температурах. Например, покрытия на основе силицидных, боридных, карбидных систем обеспечивают защиту УУКМ в интервале температур $1\,200$ – $2\,100^{\circ}\text{C}$, но неработоспособны при температурах ниже $1\,000^{\circ}\text{C}$. Покрытия на основе оксидов бора и фосфора, напротив, препятствуют диффузии кислорода при низких температурах, но испаряются или взаимодействуют с углеродом при температуре выше $1\,000^{\circ}\text{C}$ [6]. Анализ научно-технической литературы по данной тематике показывает, что процесс низкотемпературного окисления УУКМ является малоизученным, хотя его влияние на структуру и свойства материала очень существенны. Поэтому проведение такого рода исследований является актуальным и своевременным.

В работе представлены результаты собственных исследований низкотемпературного окисления УУКМ на основе ПАН прекурсора с пироуглеродной матрицей. Установлено, что окисление УУКМ при температуре 600°C характеризуется объёмным выгоранием материала с сохранением линейных размеров экспериментальных образцов. Выполнен анализ стойкости к окислению структурных составляющих УУКМ (углеродные волокна, пиролизный остаток смолы, пироуглерод). Определены значения пористости и плотности композиционного материала в зависимости от степени окисления. Проведена оценка изменения величины удельной поверхности УУКМ и углеродных волокон. Выполнены структурные исследования с привлечением оптической и растровой электронной микроскопии, и метода малоуглового рентгеновского рассеивания. Проведены испытания образцов на трёхточечный поперечный изгиб после окисления с потерей массы в диапазоне 0–60 масс. %. Установлено, что предел прочности и модуль упругости при изгибе изменяются в интервалах от 315 до 1 МПа и от 60 до 0,2 ГПа соответственно.

В ходе исследования выявлено, что потеря массы образцов при окислении сопровождается ростом пористости, а также увеличением удельной поверхности от 1,1 до 13–14 м²/г при потере массы до 7–10 масс. %; её последующим постоянством до потери массы 40–45 масс. %, снижением до 2,1–2,4 м²/г в интервале потерь масс от 45 до 65 масс. % и дальнейшим постоянством вплоть до потери массы около 90 масс. %. Немонотонное изменение величины удельной поверхности является не очевидным результатом. Анализируя стойкость к окислению структурных составляющих УУКМ, был сделан вывод, что макропоры образуются в результате окисления пиролизного остатка смолы, а микро- и мезопоры — в результате окисления поверхности углеродных волокон. В свою очередь величину удельной поверхности определяет число микро- и мезопор, а макропоры обеспечивают рост пористости, но не оказывают существенного влияния на удельную поверхность [7]. В результате окисление в течении 2–3 часов приводит к значительному росту микропористости материала, что в свою очередь существенно сказывается на его механических характеристиках — прочность материала снижается более чем в 2 раза, в то время как потеря массы составляет порядка 10 масс. %.

По результатам работы предложена схема процесса низкотемпературного окисления углерод-углеродного композиционного материала и сделан вывод, что окисление материала протекает по границе раздела фаз с образованием пустот в структуре материала и микропор на поверхности углеродных волокон. Нарушение контактного взаимодействия в системе «матрица-наполнитель» и увеличение степени несплошности структуры в результате образования и развития микропористости является основной причиной потери механических свойств материала при малой степени окисления. Показано, что величина удельной поверхности может рассматриваться в качестве базового параметра оценки кинетической стабильности композитов в процессе эксплуатации.

Работа выполнена в рамках гранта РФФИ (Соглашение № 19-79-10258 от 08.08.2019 г.).

Литература:

1. Kumar C.V., Kandasubramanian B. Advances in Ablative Composites of Carbon Based Materials: A Review // *Industrial & Engineering Chemistry Research*. – 2019. — Vol. 58, No. 51. – P. 22663 – 22701. DOI: 10.1021/acs.iecr.9b04625.
2. Jin X., Fan X., Lu C., Wang T. Advances in oxidation and ablation resistance of high and ultra-high temperature ceramics modified or coated carbon/carbon composites // *Journal of the European Ceramic Society*. – 2018. — Vol. 38, No. 1. – P. 1 – 28. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2017.08.013.
3. Астапов А.Н., Терентьева В.С. Анализ практики работ по созданию гиперзвуковых систем и обеспечению их тепловых режимов (обзор) // *Тепловые процессы в технике*. — 2014. — Т. 6, № 1. — С. 2 — 11.
4. Терентьева В.С., Астапов А.Н., Еремина А.И. Анализ перспективных антиокислительных покрытий на жаропрочные углеродсодержащие композиционные материалы (обзор) // *Коррозия: материалы, защита*. — 2014. — № 1. — С. 30 — 42.
5. Астапов А.Н., Терентьева В.С. Жаростойкие покрытия с повышенной эрозионной стойкостью в гиперзвуковых потоках воздушной плазмы // *Коррозия: материалы, защита*. — 2017. — № 11. — С. 1 — 10.
6. Pogodin V.A., Astapov A.N., Rabinskiy L.N. CCCM specific surface estimation in process of low-temperature oxidation // *Periodico Tche Quimica*. — 2020. — Vol. 17, No. 34. — P. 793 — 802.
7. Астапов А.Н., Недосюкова М.С., Погодин В.А. Исследование деградации УУКМ с пироуглеродной матрицей при низкотемпературном окислении // *Материалы XXVI Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова*. — Калужская обл., г. Кременки, санаторий «Вятичи», 16 — 20 марта 2020 г. — Т. 2. — М.: ООО «ТРП», 2020. — С. 9 — 10.

Применение супергидрофобных покрытий для борьбы с обледенением аэродинамических поверхностей самолёта

¹Жигулин И.Е., ²Емельяненко К.А., ²Сатаева Н.Е.

¹ПАО «Корпорация «Иркут», ²ИФХЭ РАН, г. Москва

Создание противобледенительных систем для авиации является междисциплинарной задачей, в которую вовлечены многие научные и инженерные дисциплины: авиационная, электротехническая, теоретическая механика, химические исследования, математическое моделирование, метеорология и физика атмосферы. Достижения последних десятилетий в этих областях с одной стороны открывают возможности для создания принципиально новых подходов и материалов для защиты от атмосферного обледенения, а с другой требуют глубокого многофакторного анализа для их успешного использования в промышленности.

В последние годы одним из наиболее перспективных и высококонкурентных направлений в области создания противобледенительных материалов является разработка пассивных льдофобных покрытий, ориентированных не только на снижение накопления льда на поверхности при контакте с ударяющимися каплями атмосферной воды, но и способных, при определённых погодных условиях, полностью подавлять формирование льда. Развитие этого направления стало возможным благодаря успехам в понимании сил, действующих на межфазных границах.

Хотя первые работы по анализу поверхностных сил и явлений, возникающих при переохлаждении и кристаллизации воды, были проведены более двухсот лет назад Т. Юнгом и Г. Фаренгейтом, эта область по-прежнему активно развивается. Значительный всплеск интереса в последние два десятилетия вызывало появление нового класса материалов с экстремальным смачиванием. Было показано, что модификация поверхности может принципиальным образом менять не только смачивание, но и адгезию как к жидким, так и твёрдым водным средам, а также время существования капель жидкости в переохлаждённом состоянии. Так, для некоторых супергидрофобных покрытий характерные времена задержки кристаллизации при $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ измеряются десятками часов, а величины адгезии оказываются на порядки ниже величин характерных для необработанных материалов.

Для устойчивых антиобледенительных характеристик льдофобное покрытие должно демонстрировать следующие свойства: снижение накопления переохлаждённой воды, попадающей на поверхность при её контакте с переохлаждённым водным аэрозолем, низкую адгезию к поверхности льдофобного материала, как жидкой воды, так и любых форм твёрдой воды, включая различные виды льда, инея и снега, высокое время задержки кристаллизации переохлаждённых капель воды на поверхности материала и, наконец, низкую теплопередачу между каплей и поверхностью льдофобного материала, что уменьшает вероятность переохлаждения водной капли во время её соударения с холодной поверхностью. Для использования в авиационной промышленности льдофобное покрытие также должно обладать стойкостью к протяженным абразивным нагрузкам и циклическим перепадам температур. Как будет показано в этой работе использование современных методов текстурирования и химической функционализации поверхности позволяют получить покрытия с требуемыми свойствами.

Испытания противобледенительных покрытий для авиационной промышленности осуществляются в условиях атмосферного обледенения с учётом множества факторов: скорости набегающего потока, его водности, температуры, размеров жидких капель, условий эксплуатации самолёта. Для испытаний в качестве исследуемых элементов аэродинамических поверхностей самолёта были выбраны авиационный профиль ЦАГИ-831 и плоская пластина. Образцы были изготовлены из алюминия Д16. Для придания водо- и льдоотталкивающих свойств на поверхности испытательных образцов создавались супергидрофобные покрытия. Метод обработки супергидрофобных покрытий на алюминиевых сплавах был разработан ранее в ИФХЭ РАН.

Одна из целей применения супергидрофобных покрытий на образцах — облегчение скольжения жидкости вблизи гидрофобной поверхности и уменьшение времени контакта капли воды с поверхностью профиля. Благодаря замедленному теплоотводу к супергидрофобной поверхности и более короткому времени контакта с такой поверхностью, капля воды не успевает кристаллизоваться.

Проведённые ранее исследования показали, что данные покрытия обладают низкой поверхностной энергией и характеризуются низкой адгезией к водным средам, что обеспечивает чрезвычайно низкую адгезию к поверхности, как жидкой воды, так и льда. Характерные углы смачивания и скатывания капли воды (для капель объёмом 15 мкл) на свежеприготовленном покрытии оказываются порядка 170° и 1° соответственно. Экспериментальные данные также указывают на высокую устойчивость изготовленных покрытий к точечной коррозии, перегретому водяному пару, абразивному износу под действием песка и быстрым циклическим изменениям температуры от жидкого азота до комнатной без заметного ухудшения супергидрофобных характеристик. При одновременном охлаждении каплей воды с подложкой и окружающей средой наблюдается чрезвычайно высокая задержка кристаллизации порядка десятков часов при $T = -10^\circ \text{C}$ и пятидесяти минут при -20°C , что существенно превышает показатели для аналогичных покрытий, представленных в литературе.

Испытания по проверке эффективности предотвращения образования льда и удаления льда проводились на стенде искусственного обледенения ЭУ-1 ФГУП «ЦАГИ». Условия проведения испытаний соответствовали приложению С, АП-25.

Результаты испытаний подтверждают высокую противообледенительную способность разработанных нами супергидрофобных покрытий. Время до появления первых небольших отложений льда на поверхности супергидрофобного покрытия после включения аэрозольного потока при $V=50 \text{ м/с}$, $t=-10^\circ \text{C}$, $W=0,6 \text{ г/м}^3$ составило 4 минуты. На контрольном образце без покрытия отложение льда наблюдалось с первой секунды после включения аэрозольного потока. Также зарегистрировано пониженное накопление льда и явление самопроизвольного удаления льда с поверхности супергидрофобных покрытий. Вышеперечисленное говорит о высоком потенциале применения созданных супергидрофобных покрытий для борьбы с обледенением аэродинамических поверхностей самолёта.

Совершенствование технологического процесса нанесения маркировки на детали из полимерных композиционных материалов

Зайцева Е.В.

ПАО «Воронежское акционерное самолётостроительное общество», г. Воронеж

За 2018–2020 г. на ПАО «ВАСО» выявлено 21 несоответствие по выполненной маркировке на изделии МС-21, 71 несоответствие на изделии RRJ. В связи с возникающими в производстве и эксплуатации вопросами по качеству нанесения маркировки, клеймения деталей из ПКМ, необходимо было выполнить отработку процесса нанесения маркировки на детали из ПКМ.

Цель работы заключалась в выборе оптимального варианта материала и инструментов для выполнения данной операции, а также повышении качества получаемой продукции.

На основании выполненной работы можно сделать следующие выводы:

Маркировку и клеймение выполнить маркером Edding 300 или эмалью ЭП-140. На деталях, где возможен контакт с НГЖ, с защитой лаком УР-231.

Для снижения вероятности повреждения маркировки НГЖ, перенести маркировку из зоны возможных течей жидкости, так как при длительном воздействии НГЖ лак УР-231 не обеспечивает стойкость маркировки.

В качестве альтернативного варианта нанесения маркировки предлагается наносить маркировку с помощью каплеустройного принтера. Каплеустройная печать также прекрасно совместима с принципами организации «бережливого производства» и производства

«точно в срок» благодаря сокращению времени нанесения маркировки и повышению качества.

Разработка технологии для производства композитных конструкций с ритмично повторяющимся профилем

Захаров Н.Б.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Конкурсная работа посвящена разработке технологии изготовления ячеистого заполнителя из полимерного композиционного материала на основе реактопластичного связующего. Ячеистый заполнитель — это структура, образованная регулярными рядами однотипных, периодически расположенных выступающих или впадающих ячеек.

Проанализированы и классифицированы существующие конструктивные решения ячеистых заполнителей. Ячеистые заполнители могут быть симметричными относительно срединной плоскости и несимметричными, ряды ячеек могут быть расположены в различном количестве направлений, можно выделить конструкции, отличающиеся степенью непрерывности материала, а в целом все ячеистые конструкции можно условно подразделить на две разновидности — с чётко выраженными поверхностями и рёбрами и гипар. Осуществлён поиск технологий изготовления конструкций рассматриваемого типа.

Был произведён прогноз влияния различных вариантов геометрии ячейки на её физико-механические и технологические характеристики. Подробно описано как влияет то или иное изменение геометрии ячейки на удобство её изготовления. На основе полученной информации создано несколько конструкций ячеек: с геометрией, разворачивающейся на плоскость, с разрывами (прорезами) в материале, а также симметричная конструкция. Среди разработанных вариантов конструкций выбрана одна, с наиболее сбалансированным соотношением прочностных и технологических характеристик. Для неё разработана технологическая схема изготовления и концептуальная схема оборудования. Оборудование представляет собой производственную линию, в которой листовая заготовка проходит процесс формования, двигаясь от узла к узлу. Схема включает: узел подачи, узел гофрирования, узел формования ячеек, камеру термообработки и узел складывания.

Анализ влияния модификации поверхности рабочего инструмента и азротермоакустической обработки на деформацию изделий из ниобия и молибдена

Калугина М.С., Екатерина А.Е., Абукаев А.Р.

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

Рассмотрено влияние покрытий, обладающих поверхностно-активными свойствами и азротермоакустической обработки на штампуемость Mo и Nb, механические свойства и микроискажения кристаллической решётки. Установлено улучшение качества изделий, получаемых вытяжкой при использовании этих технологий за счёт повышения пластичности и уменьшения микроискажения кристаллической решётки.

Тугоплавкие материалы, например, такие как ниобий и молибден, нашли широкое применение при изготовлении металлических элементов ответственного назначения в авиационной и космической технике. Рассматриваемые материалы обладают следующим комплексом свойств: термостойкость, жаропрочность, высокая теплопроводность, высокая электропроводность, а также высокотемпературной длительной прочностью. Данные особенности тугоплавких материалов позволяют изготавливать следующие изделия: тепловые экраны, элементы турбовинтовых реактивных двигателей, лопатки турбин, теплоотражатели, воздухозаборники, а также различные панели и обшивка. Получение полуфабрикатов и готовых изделий из тугоплавких материалов осуществляется с помощью воздействия холодного пластического деформирования, т. е.

с применением холодной штамповки. Однако данные материалы имеют низкие показатели штампуемости, следовательно, наряду с высокими показателями прочности необходимо иметь соответственные показатели пластичности. В следствии вышеперечисленных обстоятельств на производстве необходимо иметь механизмы, позволяющие повысить пластические свойства материала для обеспечения высоких показателей штампуемости материала и уменьшения доли брака на производстве.

Выводы:

1. Плохая штампуемость Mo и Nb связана с наличием хрупких фаз пластинчатой и острогранной формы, снижающих пластичность и вязкость. Для Nb дополнительным негативным фактором является наличие зёрен размером до 40-50 мкм.

2. Акустическая обработка Mo и Nb обеспечивает повышение пластичности и вязкости без снижения прочности, повышая штампуемость.

3. Пав-покрытие снижает искажение в микрообластях кристаллической решётки, уменьшая напряжения Зрода деформированного Nb и улучшая его штампуемость и качество изделий.

4. В технологическом процессе получения изделий по схеме вытяжка-отжиг Mo и Nb, отжиг может быть заменен на АТАО, что позволит снизить продолжительность и стоимость процесса, при улучшении качества изделий.

Библиографический список:

1. Г.А. Воробьева, В.Н. Усков// Аэротермоакустическая обработка сталей и сплавов. СПб. БГТУ. 2012. С.130

2. Расулов З.Н., Ремшев Е.Ю., Затеруха Е.В., Лобов В.А. Разработка модифицированного штамповочного инструмента в технологии изготовления изделий из ниобия и молибдена // Восьмые Уткинские чтения. Труды Общероссийской научно-технической конференции. — СПб, 2019. — С. 136-141.

3. Способ повышения деформационных свойств тугоплавких металлов [Текст]: пат. RU 2685298 C1 / Воробьева Г.А., Ремшев Е.Ю., Данилин Г.А., Засухин О.Н., Расулов З.Н. заявитель и патентообладатель: Балт. гос. тех. ун-т. — 2017141509; заявл. 17.04.2019; опубл. 28.11.2017.

4. Л.И. Лысак, Б.И. Николин. // Физические основы термической обработки стали. Техника. 1975. С.304

Моделирование зависимости предела прочности ПНКМ от однородного электрического поля

Кишук П.С.

АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева», г. Москва

Рассмотрено воздействие однородного электрического поля различной напряжённости на углеродные нанотрубки, введённые в эпоксидную матрицу. Приведены примеры различных способов ориентирования углеродных нанотрубок в полимерном связующем: с помощью ультразвука, механическим способом, с помощью магнитного поля и электрического поля с целью повышения эффекта упрочнения. Также для диспергации суспензии углеродных нанотрубок и стабилизации их суспензии используются различные поверхностно-активные вещества, например, такие как додецилбензол сульфат, пальмитиновая кислота или полимеры, образующие нековалентные ассоциаты с нанотрубками, такие как поливинилпирролидон или крахмал. Проведены экспериментальные исследования зависимости предела прочности на разрыв полимерного нанокompозиционного материала без ориентирования углеродных нанотрубок и с их ориентированием в эпоксидном связующем с помощью однородного электрического поля. Для получения композитных изделий, армированных волокнами и углеродными нанотрубками была разработана конструкция установки, дополненная возможностью ориентирования нанотрубок вдоль оси укладки волокон за счёт создания однородного электрического поля с помощью двух обкладок конденсатора, представляющего собой медные пластины. На основе экспериментальных данных составлена математическая модель зависимости предела прочности полимерного

наноконпозиционного материала от напряжённости электрического поля. Даны рекомендации для использования подобных материалов.

Замена алюминиевых конструкций на полимерные композиционные с целью снижения массы воздушного судна на базе конструкции самолёта типа Ил-96

¹ Коломенский Б.А., ²Зверев А.В., ¹Шахов С.В.

¹ ПАО «Воронежское акционерное самолётостроительное общество», г. Воронеж
²ВФКИ «Иркут», г. Воронеж

В работе рассмотрена возможность замены алюминиевых конструкций на полимерные композиционные с целью снижения массы судна типа Ил-96. В работе спроектирована конструктивно подобная трёхслойная панель с сотовым наполнителем с учётом нагрузок, действующих на панель, и физико-механическими свойствами применяемого материала, и разработан технологический процесс изготовления. Проведены сравнительные прочностные расчёты алюминиевых панелей и панелей с применением углепластика и стеклопластика. Сравнительные прочностные расчёты выполнялись на основе разработки математических моделей и испытанием натурных образцов. По результатам сравнительных испытаний в показана возможность замены композитных материалов взамен алюминиевых в воздушном судне на базе самолёта Ил-96, которая приводит к значительному снижению веса планера при одновременном повышении прочности конструкции. В работе также представлен экономический расчёт, который показывает экономическую эффективность применения современных композиционных материалов в конструкции самолёта типа Ил-96. На основании полученных результатов показано, что панели, выполненные из КМКС и КМКУ по прочности, соответствуют заявленным требованиям, в работе произведена проработка КД и подборка аналогичных («типовых») плоских панелей в хвостовом оперении планера и крыле самолёта типа Ил-96, в результате определено 98 панелей и определена расчётная масса для трёх видов панелей, которая составила: - 245,4 кг из материала КМКС, - 214,04 кг из материала КМКУ, - 314,08 кг из материала Д16ЧТ.

На основании результатов направлены предложения разработчику ПАО «Ил» (г. Москва).

Особенности конструкции и технологии производства термokatалитических сенсоров для обнаружения водорода и горючих газов

Колосова Т.В.

АО «Научный исследовательский институт точной механики», г. Санкт-Петербург

Рассматривается технология создания термokatалитических сенсоров на газообразный водород и горючие газы для применения в газоанализаторах систем пожаровзрывобезопасности изделий ракетно-космической техники и гражданского назначения. Приведены различные способы обеспечения селективности сенсора к газообразному водороду на фоне летучих углеводородных соединений с применением технологических и химических способов, с целью последующего применения разработанной технологии выпуска термokatалитических сенсоров на горючие газы для газоанализаторов, применяемых в ракетно-космической технике. Изложена технология изготовления сенсоров для выпуска газоанализаторов гражданского направления. Рассмотрены технологии: изготовление нагревательно-измерительной спирали и приварки её к контактным площадкам корпуса ТО-5; нанесение на спираль керамического покрытия на основе оксида алюминия, а затем катализатора; воспроизводимость геометрии чувствительных элементов, изготовленных по золь-гель технологии. А также показаны основные методы контроля качества в производстве сенсоров: проверка качества сварных соединений неразрушающим контролем; соответствие геометрии спиралей требованиям конструкторской документации; наличие требуемого расстояния

между витками спирали; качество нанесения покрытия чувствительного элемента по технологии золь-гель. Приведены основные технические характеристики и результаты испытаний термокаталитических сенсоров на воздействие относительной влажности и температуры, на поверочных смесях метан-воздух, водород-воздух, пропан-воздух с использованием поверенных средств измерений.

Пути исследования влияния толщины клеевого слоя на прочностные показатели клеевых соединений

Костин В.А., Насонов Ф.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Одной из приоритетных и важнейших задач при проектировании авиационной техники является снижение массы летательных аппаратов. Клеевые соединения элементов авиационных конструкций имеют неоспоримое преимущество в весовом отношении перед механическими соединениями. Для клеевых соединений прочность и долговечность в значительной степени зависят от толщины клеевого слоя.

Основными проблемами, стоящими на пути эффективного внедрения высокопрочных клеевых соединений, являются:

1. Предъявляются требования к обеспечению прочности и долговечности клеевых соединений, эксплуатационным характеристикам и долговечности клеевых соединений к факторам внешней среды.

2. Необходимость комплексной технологической подготовки склеиваемых поверхностей соединяемых узлов.

3. Очевидна деградация свойств клеевых композиций в случае нарушений или даже незначительных отклонений в технологических процессах склеивания деталей.

4. Необходимость обеспечения неразрушающего контроля адгезионно скрепленных соединений в различных конструктивных вариантах.

Поэтому целью данной работы является изучение влияния толщины клеевого слоя на несущую способность и ресурс конструкционных углепластиковых соединений, применяемых в авиационной, а также снижение удельного веса механических крепёжных элементов для авиационных узлов за счёт широкого внедрения клеевых высокопрочных соединений.

Основные источники литературы:

1. Современные технологии авиационной техники / Под ред. А.Г. Братухина, Ю.Л. Иванова. — М.: Машиностроение, 1999. — 832 с.

2. Костин В.А., Насонов Ф.А., Зинин А.В. Исследование влияния толщины клеевой прослойки на прочностные и ресурсные показатели клеевых соединений углепластиков // В сборнике: Новые материалы XXI века: разработка, диагностика, использование. Материалы I Международной молодёжной научной конференции. М.: МИСиС, 2020. С. 178 - 181.

3. Зинин А.В., Котов П.И., Сухов С.В. Практическая механика разрушения.: в 2х т. / "МАТИ - Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского". М.: - 2012. Т. 2. 196 с.

Технология подготовки производства деталей из полимерных композиционных материалов на изделие SSJ-100

Кузнецов А.С., Солодкова М.А.

ПАО «Воронежское акционерное самолётостроительное общество», г. Воронеж

Существует два основных метода выкладки изделий из ПКМ: ручная и автоматическая. При ручной выкладке используется технология изготовления деталей с использованием композиционных материалов пропитанных связующим составом (препрег), которые после выкладки подвергаются термостатированию в автоклаве. Создание технологических данных для раскройного оборудования является не менее важным звеном в системе технологической подготовки производства для ручной укладки

изделия из композиционных материалов, которое намного упрощает и полностью автоматизирует процесс раскроя материала для последующей укладки композитных элементов с применением лазерных проекционных систем.

В данной работе рассмотрен процесс подготовки производства деталей из ПКМ на изд. SSJ-100 и обозначены основные его недостатки, связанные с наличием ручного раскроя композиционных материалов. Основываясь на опыте работы с другими изделиями, предложено решение для повышения эффективности производства и снижения себестоимости деталей за счёт перехода на автоматизированный раскрой препрегов. Показана возможность реализации данного решения в цехе композиционного производства ПАО «ВАСО». Обозначены основные требования, предъявляемые к электронным моделям деталей из ПКМ для разработки управляющих программ на автоматизированное оборудование. Рассмотрены основные преимущества, связанные с переходом на автоматизированный раскрой.

Технологические исследования параметров сварки трением с перемешиванием на изделиях РКТ

Ларин Г.Г.

ЗАО «ЗЭМ «РКК «Энергия», г. Москва

Работа посвящена особенностям выбора одного из параметров режима сварки трением с перемешиванием.

Сварка трением с перемешиванием (далее СТП) — один из современных способов получения неразъёмных соединений деталей. Главное отличие от других видов сварки заключается в том, что процесс происходит не в жидком, а в пластифицированном состоянии и осуществляется материальным инструментом. Для данного инструмента должны быть определены оптимальные параметры режима сварки с целью выполнения операций получения качественного неразъёмного соединения.

В процессе анализа литературных источников выявлено, что технологическая информация в публикациях ограничена, и в основном касается установления оптимальных значений соотношения скорости подачи и частоты вращения инструмента. Остальные параметры режима основаны на экспертных рекомендациях и не находят научного объяснения. Стоит отметить, что в совокупности вышеперечисленных параметров определяется качество и последующее обеспечение эксплуатационных характеристик будущего изделия, поэтому важно понимать методику назначения каждого из них.

Во время процесса СТП стоят задачи пластификации и перемешивания материала, именно это сочетание приводит к удовлетворению технологических требований получения неразъёмного соединения. Автор считает, что увеличение угла наклона инструмента позволяет перемешивать слои не только в горизонтальной плоскости, но и в вертикальной тем самым увеличивается область перемешивания пластифицированного материала. Данное предположение непосредственно играет роль в показателях надёжности и качества сварного шва, поэтому важно определить механизм воздействия, он поможет выявить обстоятельства, при которых получается качественный шов.

В настоящей работе представлена методика и результаты эксперимента по определённому влиянию угла наклона инструмента на силовые и тепловые характеристики процесса сварки трением с перемешиванием. Даны результаты исследований сварных соединений, полученных методами неразрушающего и разрушающего контроля. На основе полученных результатов построены зависимости угла наклона от силы и температуры действующих в зоне сварки.

Жаростойкие покрытия на основе системы $\text{ZrSi}_2\text{-MoSi}_2\text{-ZrB}_2$ для жаропрочных неметаллических композиционных материалов

¹Лифанов И.П., ²Астапов А.Н.

¹АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов,

²Московский авиационный институт, г. Москва

Углерод-углеродные и углерод-керамические композиционные материалы обладают привлекательными свойствами для высокотемпературных применений, однако интенсивно окисляются при температурах выше 400 °C [1]. В настоящей работе исследуется возможность защиты композитов, эксплуатируемых в скоростных высокотемпературных потоках газов, с помощью жаростойких покрытий в новой системе $\text{ZrSi}_2\text{-MoSi}_2\text{-ZrB}_2$. Интерес к данной системе обусловлен следующими факторами. Во-первых, при окислении она формирует защитный слой, характерный для композиций на основе ультравысокотемпературной керамики [2], состоящий из тугоплавкого каркаса на основе оксида циркония ZrO_2 ($T_{\text{пл}} = 2715^\circ\text{C}$), заполненного боросиликатным стеклом, обеспечивающий одновременно защиту от механического уноса газовым потоком и от проникновения кислорода через дефекты и трещины покрытия. Во-вторых, наличие относительно легкоплавкого дисилицида циркония ZrSi_2 ($T_{\text{пл}} = 1620^\circ\text{C}$) позволяет наносить покрытия экономичным шликерно-обжиговым методом. Ранее были проведены работы по определению устойчивости компактных керамик данной системы к окислению на воздухе при 1400 [3] и 1650 °C [4], результаты которых позволили выделить перспективные жаростойкие составы.

Для исследований были выбраны три состава в системе $\text{ZrSi}_2\text{-MoSi}_2\text{-ZrB}_2$, получившие обозначения № 1, № 2 и № 3, с различным весовым соотношением матричной фазы ZrSi_2 и тугоплавких частиц ZrB_2 ($T_{\text{пл}} = 3245^\circ\text{C}$) и MoSi_2 ($T_{\text{пл}} = 2020^\circ\text{C}$). Гетерофазные порошки получали методом магнитермического самораспространяющегося высокотемпературного синтеза [5]. Шликерные суспензии готовили путём перемешивания синтезированных порошков в растворе коллоксилина в амиллацетате, играющем роль связующего. Нанесение шликера на образцы из Cf/SiC композита осуществляли кистью. Обжиг слоев проводили в вакууме с нагревом до 1680–1700 °C. Покрытие из порошка состава № 3, обладающего минимальной долей плавящейся матричной фазы, сформировать в исследованном температурном интервале не удалось. Дополнительно были исследованы варианты послойного нанесения суспензий на основе синтезированных порошков и порошка элементарного кремния. Покрытия, сформированные таким образом, получили обозначения № 1+Si и № 2+Si соответственно. В их структуре наряду с первичными фазами присутствуют тонкие прослойки элементарного Si ($T_{\text{пл}} = 1414^\circ\text{C}$) и небольшое количество частиц SiC ($T_{\text{пл}} = 2730^\circ\text{C}$).

Газодинамические стендовые испытания покрытий проводили в НИО-8 ФГУП «ЦАГИ» (г. Жуковский) на индукционном плазмотроне, оснащённом высокотемпературной аэродинамической трубой ВАТ-104 со скоростью газового потока $M = 5,5\text{--}6,0$ Мах. Константу скорости гетерогенной рекомбинации атомов K_w на активных центрах поверхности покрытий определяли по разности плотности теплового потока к эталонному и исследуемым покрытиям. В качестве эталона использовали образцы с покрытием МАИ Д5, для которого константа скорости гетерогенной рекомбинации была определена ранее [6].

В процессе огневых экспериментов на поверхности покрытий формировалась гетерогенная оксидная пленка. Результаты структурных исследований образцов после испытаний позволили установить, что оксидный слой представляет собой тугоплавкий каркас из ZrO_2 , заполненный боросиликатным стеклом и продуктами окисления MoSi_2 . Причём частицы на основе молибдена (Mo_5Si_3 , Mo_3Si , Mo) остаются последними недоокисленными элементами в оксидном слое (обладают наибольшей жаростойкостью). Также в стеклофазе обнаружены высокодисперсные выделения ZrO_2 . В покрытиях с добавлением кремния (№ 1 + Si, № 2 + Si) отмечены пустоты и расслоения.

Работоспособность этих покрытий в потоках значительно снижена по сравнению с покрытиями № 1 и № 2.

Динамика изменения каталитичности поверхности покрытий позволила соотнести механизм окисления с температурами. При подъёме температур выше 1 750 °K K_w растёт, что соответствует испарению низкокatalитичного боросиликатного стекла и оголению высококatalитичного каркаса из ZrO_2 . Этот процесс значительно интенсифицируется при достижении 2 100–2 300 °K, приводя к дальнейшему повышению температуры, а также к тому, что в оксидном слое преимущественно остаётся фаза оксида циркония.

В целом, результаты газодинамических стендовых испытаний подтверждают принципиальную работоспособность покрытий, нанесённых в исследуемой системе шликерно-обжиговым методом. Основной причиной деградации покрытий № 1 и № 2 является окисление матрицы $ZrSi_2$ и испарение защитного слоя боросиликатного стекла, оставляющего каркас ZrO_2 , пронизываемый для кислорода. В покрытиях № 1+Si и № 2+Si дополнительно происходит генерация летучего оксида кремния SiO на границе слоёв с матрицей SiO_2 и Si, объясняющая образование пустот и снижение ресурса покрытий.

К благоприятным факторам, определяющим работоспособность покрытий в системе $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 , можно отнести:

- формирование жаростойкой гетерогенной оксидной пленки;
- растворение ZrO_2 в боросиликатном стекле, способствующее увеличению вязкости стеклофазы. Повышение вязкости затрудняет диффузию кислорода и снижает скорость испарения стекла [2];
- тугоплавкость и низкую теплопроводность оксидного каркаса на основе ZrO_2 , обеспечивающего защиту внутренних слоёв.

Работа выполнена в рамках гранта РНФ (Соглашение № 19-79-10258 от 08.08.2019 г.).

Список литературы

1. Терентьева В.С., Астапов А.Н. Концептуальная модель защиты особожаропрочных материалов в гиперзвуковых потоках окислительного газа // Известия вузов. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. — 2017. — № 3. — С. 51 — 64.
2. Ren Y., Qian Y., Xu J., Zuo J., Li M. Ultra-high temperature oxidation resistance of ZrB_2 -20SiC coating with TaSi₂ addition on siliconized graphite // Ceramics International. — 2019. — Vol. 45, No. 12. — P. 15366 — 15374. DOI: 10.1016/j.ceramint.2019.05.030.
3. Astapov A.N., Pogozhev Yu.S., Prokofiev M.V., Potanin A.Yu., Levashov E.A., Vershinnikov V.I., Rabinskiy L.N. Kinetics and mechanism of the oxidation of $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 ceramics in air at temperatures up to 1400 °C // International Journal of Heat and Mass Transfer. — 2019. — Vol. 140. — P. 12 — 20. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2019.05.100.
4. Astapov A.N., Pogozhev Yu.S., Prokofiev M.V., Lifanov I.P., Potanin A.Yu., Levashov E.A., Vershinnikov V.I. Kinetics and mechanism of high-temperature oxidation of the heterophase $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 ceramics // Ceramics International. — 2019. — Vol. 45, No. 5. — P. 6392 — 6404. DOI: 10.1016/j.ceramint.2018.12.126.
5. Астапов А.Н., Погожев Ю.С., Лемешева М.В., Рупасов С.И., Вершинников В.И., Лифанов И.П., Рабинский Л.Н. Магнийтермический синтез и консолидация многокомпонентной порошковой керамики в системе Zr-Si-Mo-B // Известия вузов. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. — 2019. — № 1. — С. 30 — 41. DOI: 10.17073/1997-308X-2019-1-30-41.
6. Жестков Б.Е., Штапов В.В. Исследование состояния материалов в гиперзвуковом потоке плазмы // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. — 2016. — Т. 82, № 12. — С. 58 — 65.

Анализ возможности накатывания резьбы на труднообрабатываемом материале

Лукин А.А., Бугай И.А.

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Королёв

Одна из важнейших задач производства техники для оборонной промышленности является повышение ресурса. Зачастую в качестве материала выбор делают в пользу титановых сплавов, обладающих высокими физико-механическими свойствами, но являющиеся труднообрабатываемыми.

Данная работа предоставляет исследование возможности накатывания специальной резьбы резьбонакатными роликами на заготовках из титана.

Цель работы — поиск режимов резания, являющихся оптимальными для выполнения накатывания специальной резьбы. После процесса накатки выявляется более высокая шероховатость поверхности, а прочность изделия повышается до 30 %.

В результате предложены оптимальные режимы накатывания резьбы.

Рассмотрены характеристики и типы резьбы, виды и способы пластического формообразования накатыванием, также нюансы и особенности накатывания. В процессе накатки резьбы на деталях из титановых и жаропрочных сталей на никелевой основе применялись ролики из быстрорежущих и специальных сплавов. Использование специальных твердосплавных материалов позволяет накатывать материалы с пределом прочности до 1 500 МПа с достаточной стойкостью, что делает данное обстоятельство реализуемым и целесообразным в сферах производства, где применяются материалы с пределом прочности более 1 000 МПа.

Стабилизирующий подвес для крепления камеры к нижней части беспилотной авиационной системы

Макарова Л.В., Сверлов М.Д., Малаховский М.А.

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург

Благодаря появлению беспилотной авиационной системы (БАС) стало возможным решение многих задач, которые человек не способен выполнить. Использование камеры в данной области только расширяет границы применения, позволяет достичь лучших результатов. Однако присутствие вибраций и шумов мешают для получения качественного изображения. С этой целью проведён анализ стабилизирующих подвесов для крепления камеры к нижней части БАС.

Изучив типы и особенности стабилизирующих подвесов для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), выяснили, что самым распространённым типом являются 3-осевые подвесы для камер, так как они стабилизируют камеру, предотвращая отрывистые кадры.

В работе основное внимание уделено особенностям конструкции, благодаря которым закреплённая на нём камера может оставаться в одном положении и записывать видео в лучшем качестве: абсолютно плавные и без лишнего шума. Также описаны проблемы данного подвеса, из-за которых он не может называться идеальным.

Стабилизирующие карданные подвесы позволяют получить более плавные и стабильные кадры, противодействуя внешним движениям, благодаря наличию датчиков движения IMU (инерциальный измерительный блок).

Для стабилизирующего карданного подвеса рассмотрены два вида двигателя. Самым востребованным является двигатель со сервоприводом, так как является самым дешёвым, однако не позволяет полностью исключить помехи. Для получения изображений лучшего качества применяется бесщёточный двигатель, который может использовать полезную нагрузку большей массы.

В программном комплексе системы автоматизированного проектирования SolidWorks был спроектирован стабилизирующий подвес для action камеры GoPro, особенностью которого является вычисление положения камеры при помощи сборки модуля гироскопа и возможности получения расчётов путём подключения к плате Arduino nano.

БАС является неотъемлемой частью жизни, так как позволяет реализовать новые более совершенные виды применения авиации в гражданских и коммерческих целях, а также повысить безопасность полётов и эффективность использования гражданской авиации в целом. В современном мире практически все БПЛА оснащены камерами и для наиболее качественной съёмки используется карданный подвес, который является лучшим стабилизирующим подвесом для крепления камеры к нижней части БАС.

Библиографический список

1. Циркуляр 328 ИКАО. Беспилотные авиационные системы (БАС). ИКАО, 2011. URL: https://aeronet.aero/UserFiles/ContentFiles/2017-11-8_13-22-30_%D0%98%D0%9A%D0%90%D0%9E%D0%20328%D1%86%D0%B8%D1%80%D0%BA%D1%83%D0%BB%D1%8F%D1%80%D0%20%D0%91%D0%90%D0%A1.pdf (дата обращения: 15.09.2020);
2. О.Н. Зинченко. Беспилотный летательный аппарат: применение в целях аэрофотосъёмки для картографирования. «Ракурс», Москва, Россия. 2011. URL: <https://racurs.ru/press-center/articles/bspilotnye-letatelnye-apparaty/UAV-for-mapping-1/> (дата обращения: 15.09.2020);
3. What's a Gimbal? URL: <https://www.captureguide.com/what-is-a-gimbal/> (дата обращения: 17.09.2020);
4. How does a 3 axis GoPro or DSLR gimbal work? URL: <https://www.evogimbals.com/blogs/evo-blog/how-does-a-3-axis-gopro-or-dslr-gimbal-work> (дата обращения: 18.09.2020);
5. How Does Gimbal Work in a Camera Stabilizer? URL: <http://getmoreshots.com/how-does-gimbal-work-in-a-camera-stabilizer/> (дата обращения: 16.09.2020);
6. What is a gimbal and what does it have to do with NASA? URL: <https://science.howstuffworks.com/gimbal.htm> (дата обращения: 16.09.2020).

Совершенствование технологии изготовления заготовок шпангоутов для панелей фюзеляжа самолётов

Марковцева В.В.

АО «Ульяновский НИАТ», г. Ульяновск

Широкое освоение отечественной и зарубежной металлургической промышленностью выпуска листовых и рулонных материалов с различными видами коррозионностойких, технологических и декоративных покрытий требует создания эффективных технологий их переработки в детали. Особенно остро данная проблема возникает в авиационной отрасли, где элементы несущей конструкции летательного аппарата должны обладать высокими эксплуатационными характеристиками. Возрастающая потребность в гнутых профилях с покрытием связана с расширением применения высокоресурсных коррозионностойких конструкций, получаемых из профильных деталей, в том числе для авиационной промышленности. Необходимо создание специализированных технологий и оборудования, позволяющих получить значительный экономический эффект, при этом важным является значительная гибкость производства, повышение качества продукции при снижении трудоёмкости изготовления и сборки конструкций из коррозионностойких сплавов авиационного назначения. Разработка технологий и конструкций современных летательных аппаратов основана на принципах повышения несущей способности и весовой отдачи каркаса фюзеляжа, его прочности, коррозионной стойкости, снижения общей массы самолёта при минимальных финансовых затратах на всех этапах работы.

До настоящего момента актуальной является задача получения таких элементов каркаса ЛА, как стрингеры и шпангоуты из современных высокопрочных алюминиевых сплавов (В95, Д16, 1420, 1163 и др.) В данной работе приведены результаты исследований.

В этой связи проводятся комплексные исследования получаемых изделий, создаётся отраслевая нормативная документация, регламентирующая режимы и схемы деформирования указанных видов материалов. Однако отсутствует единая технология производства деталей каркаса фюзеляжа и их получение возможно различными способами.

Одним из направлений современного авиастроения является отработка технологии изготовления формообразованных, механически обработанных сегментов шпангоута из прессованных полуфабрикатов высокопрочных алюминиевых сплавов В950с4 и В-1469. В данной работе представлен результат сравнительного анализа изготовления сегментов шпангоута методом механической обработки (фрезерование из плиты) и методом формообразования, продольной гибки и правки в роликах.

Заготовки шпангоутов с заданной продольной кривизной изготавливают методом стесненного изгиба на гибочно-прокатных станах и профилегибочных станках. Стеснённый изгиб как технологическая операция характеризуется тем, что в процессе гибки к листовой заготовке прикладывают дополнительные усилия сжатия в тангенциальном и радиальном направлениях. Формообразование профилей методом стеснённого изгиба при гибке-прокатке осуществляется в роликовом инструменте с замкнутым рабочим калибром. Создание дополнительных сжимающих усилий производится за счёт избыточной ширины заготовки в процессе её формообразования при осадке криволинейных элементов в закрытом рабочем калибре с упором торцов заготовки в уступы или бурты ноликов.

После формообразования профиля заготовкам шпангоута необходимо придать продольную кривизну.

Так же подобные заготовки изготавливают с помощью механической обработки на станках с ЧПУ из плиты с различными габаритами и толщинами или из прессованных профилей простой геометрической формы с заранее заданной кривизной. Сравнительный анализ исследуемых технологий показал, что КИМ при получении деталей с помощью механической обработки на станках с ЧПУ из плиты и из гнутых профилей составляет 0,2–1 % и 85–90 % соответственно.

При изготовлении заготовок шпангоутов наиболее технологично применение гибки-прокатки в роликах. Использование этой технологии позволяет повысить в десятки раз коэффициент использования материала при изготовлении заготовок шпангоута по сравнению с механической обработкой. Приведены значения коэффициента использования материала в зависимости от типа обработки и вида заготовки.

Кроме этого производство заготовок шпангоутов из гнутых профилей позволяет снизить трудоёмкость продукции по сравнению с изготовлением фрезерной обработкой на станке с ЧПУ. Также основным преимуществом получения заготовок шпангоутов профилированием является наличие лакирующего слоя на поверхности деталей, что придаёт коррозионную стойкость и повышает ресурс элементов жёсткости каркаса летательных аппаратов.

Так, автором данной работы разработан и запатентован способ получения заготовок шпангоутов. Детали, изготовленные по данной технологии, успешно внедрены в конструкции самолётов МС-21 и Ил-112В.

Коррозионные испытания на расслаивающую и межкристаллитную коррозию для всех авиационных профилей показало, что межкристаллитная коррозия отсутствует, а расслаивающая коррозия (после травления плакировки) не превышает 4 баллов. Сопровождение малоциклового усталости, как было установлено в ВИАМ и ЦАГИ на образцах длиной 300 мм при циклическом растяжении на машине МТС от 0 до 160 МПа с частотой 6 Гц, составляет (140...240) 103 циклов. Испытания образцов длиной от 88 до 100 мм на местную потерю устойчивости на испытательной машине FP 100/1 показали, что

отношение критических напряжений к пределу текучести составляют для различных профилей величину от 0,55 до 0,90. По результатам этих испытаний для нескольких типов самолётов было принято решение о постановке гнутых профилей (полученных стеснённым изгибом) из авиационных лакированных сплавов на ряд самолётов, например, Б-200, Ил-112В, МС-21.

Определение экстремальных условий температурного и силового нагружения корпуса отсека беспилотного летательного аппарата с применением наружного композиционного материала

Матковский Н.О.

АО «ГосМКБ «Вымпел» имени И. И. Торопова», г. Москва

Проблема наличия высоких температур на тонкостенных элементах БПЛА (беспилотных летательных аппаратов), осуществляющих полёты на высоких скоростях и больших высотах, приводит к резкому ухудшению механических характеристик, используемых в конструкции отсека. В работе были рассмотрены критерии выбора теплонагруженных траекторий для оценки планера БПЛА. В частности, для корпуса введены коэффициенты нагруженности, учитывающие нагрузку, температуру, изменение механических характеристик корпуса от температуры в автономном полёте и времени её действия, а также вид возможного разрушения (устойчивость, прочность). Внешний композиционный материал на корпусе отсека БПЛА снижает температуру корпуса и данную температуру от времени, что позволяет варьировать материал, толщину оболочки и внешнее теплозащитное покрытие для уменьшения массы корпуса. Кроме того, внешний композиционный материал, имея связующий слой с металлической оболочкой и жёсткость, препятствует потере устойчивости корпуса, что позволяет в качестве критерия выбора теплонагруженной траектории использовать только коэффициент нагруженности по прочности.

В результате определения экстремальных условий температурного и силового нагружений корпуса отсека БПЛА с применением наружного композиционного материала выявлено, что коэффициенты нагруженности могут быть использованы для выбора экстремальных условий данного типа нагружений корпуса БПЛА. Значения коэффициентов нагруженности при наличии внешнего композиционного материала значительно ниже, чем при его отсутствии. Применение данной методики позволяет выбрать максимальные влияния нагружений на конструкцию отсека с учётом времени воздействия нагрузок.

Применение метода ротационной вытяжки при производстве тонкостенного длинномерного стакана из плоской заготовки

Меденкова О.С.

АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева», г. Москва

В результате многочисленных обращений предприятий ракетно-космической промышленности, была выявлена потребность в изготовлении сильфонов из цельнотянутых заготовок для отрасли в целом.

В настоящее время для производства сильфонов используется сложный, длительный, трудоёмкий процесс, который состоит из большого количества операций штамповки, химической и термической обработок. В результате получается большой процент брака.

Основным направлением уменьшения трудоёмкости, длительности цикла, процента брака может являться использование метода ротационной вытяжки.

Для того, чтобы получить стакан сильфона из плоской заготовки с помощью метода ротационной вытяжки, рабочей группой экспериментально подбирались оптимальные диаметры заготовок, а также их толщины. При большом диаметре плоской заготовки получался большой фланец, из которого было крайне затруднительно сделать цилиндрический участок. При маленьком диаметре не получалась требуемая длина цилиндрической части. Кроме того,

различные толщины заготовки также влияли на возможность получения чертёжной толщины стенки и длины стакана.

При ротационной вытяжке были использованы как прямой, так и обратный ход ролика, т. е. направление вытяжки. Таким образом, был найден оптимальный вариант, состоящий из одного обратного прохода ролика, что способствовало плотному прилеганию к оправке детали после термообработки, а также последовательных прямых проходов ролика для увеличения длины и уменьшения толщины стенки детали.

В ходе экспериментов были отработаны другие параметры управляющих программ: радиусы роликов, число оборотов шпинделя, скорость подачи инструмента, рабочие зазоры. Для каждого этапа ротационной вытяжки и каждой партии деталей они индивидуальны.

Учитывая работу одним роликом и, как следствие, одностороннее давление на оправку, а также отсутствие системы охлаждения, на деталях первых партий были различные дефекты: разрывы, трещины, вздутия, вмятины и т. п. Но в результате последовательной работы по отработке режимов управляющей программы и выбора заготовок в последней на данный момент партии не было ни одной бракованной детали.

В процессе научно-технической работы была применена замена традиционного на заводе комплекса термообработок и химических обработок на вакуумные термообработки, что существенно сократило время проведения экспериментальных работ, а, следовательно, уменьшило трудоёмкость и снизило процент брака. В настоящее время проводится комплекс исследований и испытаний в этом направлении.

Таким образом, были получены тонкостенные длинномерные стаканы с помощью многократной ротационной вытяжки с промежуточными вакуумными термообработками, соответствующие чертежу.

В результате экспериментов по действующему технологическому процессу были сформованы 2 (два) сильфона из стаканов, полученных из плоских заготовок из материала 12Х18Н10Т после 7 (семи) ротационных вытяжек с промежуточными вакуумными термообработками. На полученных сильфонах планируется провести испытания на прочность, герметичность и разрыв.

При получении положительных результатов исследований и экспериментов планируется внедрение перспективной технологии на заводе. Результатом внедрения технологии будет обеспечение изготовления всей имеющейся и перспективной номенклатуры сильфонов, уменьшение трудоёмкости, цикла производства и процента брака.

Высокотемпературные материалы в аэрокосмической индустрии

Ногуманов Р.И.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

В настоящее время аэрокосмическая техника не обходится без применения высокотемпературных композиционных материалов, способных работать в экстремальных условиях: сверхвысокие температуры, давление, резкие перепады температур, радиация и т. д. Чаще всего данные материалы применяют в качестве теплозащитных экранов теплонагруженных частей многоразового космического аппарата, а также при изготовлении узлов и элементов газотурбинных двигателей.

Композиционные материалы — это сложные изделия, состоящие из двух или более компонентов, которые придают конечному продукту совершенно новые свойства. Как правило, они состоят из армирующего материала и связующего. Таким образом, современные композиционные материалы на основе керамики и стекла позволяют:

- снизить удельный вес конструкции;
- обеспечить высокую прочность;
- увеличить полезную нагрузку;
- сохранить эксплуатационные свойства изделия при температурах до 1 700 °С.

ФГУП «ВИАМ» занимается разработкой высокотемпературных теплозащитных композиционных материалов для космической и ракетной техники. Рассмотрим более подробно разрабатываемые материалы.

«Геларм» является мультифункциональным высокотемпературным стеклокерамическим композиционным материалом на основе раздробленных армирующих наполнителей и силикатной гель-матрицы, имеющий следующие характеристики: рабочая температура до 1 650 °С; плотность не более 1,5 г/см³; предел прочности при сжатии 15–37 МПа; теплопроводность 0,5–0,8 Вт/м·К; коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР) 2,8-3,0·10⁻⁶ град⁻¹. Материал используют в качестве огне- и теплозащиты. Достоинства «Геларм»: низкая энергоёмкость техпроцессов, возможность получения крупноразмерных теплозащитных панелей.

«Стекларм» — это высокотемпературный стеклокерамический композиционный материал на основе боросиликатной или стеклокристаллической матрицы, армированный углеродными волокнистыми материалами с рабочей температурой в пределах от 1 250 до 1 500 °С, обладающий плотностью 2–2,3 г/см³, пределом прочности при изгибе от 500 до 1 000 МПа в зависимости от наполнителя, а также повышенной окислительная стойкость при температурах до 600 °С (длительно) и 800 °С (кратковременно). Применяются для изготовления теплонагруженных деталей космической и авиационной отрасли, а также изделий машиностроения.

«Гравимол» — углерод-углеродный композиционный материал (УУКМ) со слоистой структурой, состоящий из слоёв углеродной ткани марки ТКК-2, соединённых углеродной матрицей ЛБС-1, обладающий следующими характеристиками: рабочая температура до 1 650 °С; плотность 1,85 г/см³; предел прочности при изгибе 100 МПа; КЛТР 3,0–5,0 10⁻⁶ град⁻¹. Также одной из особенностей деталей из УУКМ является то, что они практически не меняют своих размеров в процессе эксплуатации при нагреве свыше 1 500 °С. «Гравимол» использовали в законцовках крыла «Бурана».

ВТНК — теплозащитный керамический материал на основе нитевидных кристаллов Si₃N₄ с использованием в качестве связующего аморфного диоксида кремния с рабочей температурой до 1 600 °С, плотностью — 0,15 г/см³ и КЛТР — 6,0-9,0 10⁻⁶ град⁻¹.

ТЗМК-1700 — это теплозащитный керамический материал из поликристаллических волокон на основе Al₂O₃ с рабочей температурой до 1 700 °С, плотностью 0,25 г/см³ и КЛТР 2,5-3,0 10⁻⁶ град⁻¹, а также достаточно низкой теплопроводностью. Этот материал нашёл применение в плазменных технологиях, в автомобильной промышленности для армирования поршней дизельных двигателей, а также в качестве фильтров очистки выхлопных газов.

ВМК-3 представляет собой «бесволоконный» конструкционный керамический композиционный материал типа SiC/SiC, работающий при температурах до 1 650 °С с плотностью 2,4–2,8 г/см³ и пределом прочности при изгибе 250–300 Мпа. К достоинствам материала можно отнести высокую эрозионную и коррозионную стойкость, способность восстанавливать механические характеристики до 100 % во время эксплуатации. ВМК-3 широко используют для изготовления высокотехнологичных газотурбинных двигателей и высокоскоростных летательных аппаратов.

Вышеперечисленные материалы были достаточно прорывными для своего времени, но космическая промышленность не стоит на месте и на сегодняшний день существует большая потребность в исследовании новых высокотемпературных композиционных материалов, удовлетворяющих современным требованиям и задачам для освоения космического пространства.

В данный момент ФГУП «ВИАМ» разрабатывает принципиально новые материалы с суперсвойствами методом искрового лазерного спекания (SPS — spark plasma sintering) для изготовления:

- ударостойкой керамики с улучшенными механическими свойствами;
- термостабильных кольцевых магнитов небольшого размера;
- мишеней для магнитронного рассеивания;

- термоэмиссионных катодов для ЕВМ (electron beam welding);
- подшипников скольжения на основе металлокерамических композиций типа ВКНА — TiC.

Разработка и исследование математической модели установки гидроабразивной резки

Нозирзода Ш.С.

Новгородский государственный университет, г. Великий Новгород

В настоящее время в промышленности существуют различные методы раскроя материалов. В основном эти методы используются в заготовительном производстве. Но в последнее время появляются прогрессивные технологии, которые применяются почти во всех отраслях промышленности. Одним из таких методов является технология гидроабразивной резки. Главным преимуществом гидроабразивной обработки считается, то что с её помощью можно резать разные материалы с разными свойствами, при этом деталь не деформируется, не нагревается, и не теряет свои механические свойства. Гидроабразивная обработка применяется почти во всех отраслях промышленности, в том числе в авиакосмической. При гидроабразивной обработке не всегда удаётся получить нужную точность и качество обработки. Повышение точности и качество деталей, полученные при гидроабразивной резке, значительно снизить себестоимость изготавливаемой детали. В связи с этим оптимизации параметров влияющие на процесс обработки при гидроабразивной резки, с целью повышения качества и точности в настоящее время является актуальной задачей.

В данной работе рассматривается разработка математической модели гидроабразивной установки для оптимизации параметров влияющие на процесс резания. Оптимизации параметров позволят модернизировать установку, правильно выбрать режим обработки и при этом повысить точность и качество обработки. Режим обработки при гидроабразивной резки выбирается по определённым критериям. Режим обработки, прежде всего, зависит от обрабатываемого материала, требуемой точности, шероховатости и толщина заготовки. Но режим обработки назначается одинакова, не зависимо от местоположения заготовки на установочной решётке. В связи с влиянием жёсткости конструкции на точность и качество обработки, отклонения размеров и величина шероховатости получаются разные на установочной решётке. Поэтому необходимо разрабатывать схему управления режимы обработки в зависимости от жёсткости конструкции.

Разработка технологии производства композиционных материалов для авиационной промышленности, на базе пековых углеродных волокон

Панин М.И., Хакимов Р.В.

РГУ нефти и газа (НИУ) имени И. М. Губкина, г. Москва

Основной целью данной работы является разработка технологий формирования цельных изделий углеродных композиционных материалов для авиационной промышленности на базе пековых УВ и управляемых (с наперёд заданными свойствами) бесшовных и неразрезных структур армирующих компонентов.

Разрабатываемые технологии предусматривают минимальное воздействие на исходный материал (пековое углеродного волокна — армирующего компонента) со стороны технологического оборудования, на котором они перерабатываются, при формировании цельных (неразрезных) многослойных изделий специального назначения заданных типоразмеров и формы.

Развитие теории наматывания нитей и нитевидных материалов, а также ткачество цельных многослойных бесшовных структур (даже переменной толщины) позволяють решить поставленные вопросы на новом технологическом уровне.

Пековые углеродные волокна на базе нефтяного сырья обладают рядом неоспоримых преимуществ перед другими основами для композитов:

Нефтяной пек является самым дешёвым сырьём для получения углеродного волокна (УВ)

- нефтяной пек обеспечивает высокое содержание углерода в углеродном волокне;
- пековые углеродные волокна обладают самым высоким модулем упругости по сравнению с другими типами углеродного волокна.

Технология получения углеродных волокон из нефтяных пеков включает в себя как метод получения низкоупругих углеродных волокон, так и метод получения высокоупругих углеродных волокон. Первый основан на переработке изотропного пека, а второй — на переработке анизотропного пека, содержащего жидкие кристаллы. Такое обстоятельство позволяет при применении пековых углеродных волокон, реализовать комплексные задачи и получать на выходе композиционные материалы с совершенно уникальными свойствами.

Разработка технологии получения деталей аэрокосмической техники инкрементальной штамповкой

Петров И.Н., Разживин В.А., Лищенко Р.И.
Самарский университет, г. Самара

На сегодняшний день для производства изделий авиационной и ракетно-космической техники из листовых заготовок используется большое количество штамповой оснастки. Если в условиях массового и крупносерийного производства затраты на проектирование, изготовление, обслуживание и хранение окупаются за счёт большой программы выпуска продукции, то при единичном и мелкосерийном производстве расходы на штамповую оснастку значительно увеличивают себестоимость изделий. При этом имеют место случаи, когда штамповая оснастка используется всего один раз.

В связи с этим остро стоит вопрос перехода на новые технологии, позволяющие оперативно и гибко осуществлять переналадку оборудования с изделия на изделие и использовать универсальный инструмент, подходящий для всей номенклатуры деталей. Одной из таких технологий является инкрементальная штамповка, суть которой заключается в локальном поэтапном деформировании отдельных частей листовой заготовки по заданной программе. Применение технологии инкрементальной штамповки позволяет быстро реагировать на изменение производственной программы при значительном снижении трудоёмкости подготовки производства и затрат на штамповую оснастку. Однако на данный момент мало работ, посвящённых изучению параметров изготовления конкретной детали и определению предельных деформационных возможностей материала при инкрементальном формообразовании.

Исходя из вышесказанного, целью работы является определение параметров процесса инкрементального формообразования (шаг перемещения и диаметр пуансона, траектория обработки) для разработки технологии производства элементов конструкции летательных аппаратов.

В рамках конкурсной работы экспериментально были определены: параметры процесса, позволяющие увеличить деформационные возможности материала, предельный угол формования и его зависимость от шага деформирующего инструмента. Апробация разработанной технологии в совокупности с проведёнными исследованиями осуществлялась для типовой детали аэрокосмической техники «Заборник».

Геометрическое моделирование процесса инкрементальной формовки листового материала

¹Попова Т.В., ²Булычев Р.Н.

¹«Региональные самолёты» филиал ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва

²ООО «Центр Технических Проектов», г. Москва

Основной проблемой, с которой сталкиваются научно-исследовательские организации и мелкосерийные производства, является стоимость изготовления оснастки для производства опытных образцов для испытаний и мелких партий деталей, производимых методом листовой штамповки. Создание оснастки также сопряжено со значительными затратами времени на её производство, сложностью конструкции геометрии штампов и необходимостью отработки процесса штамповки для получения требуемых параметров геометрии изделия. Решением данной проблемы может быть технология инкрементальной формовки.

В статье рассмотрены вопросы геометрического моделирования процесса инкрементальной формовки. Особое внимание уделяется задачам твердотельного параметрического моделирования многослойной конструкции для отслеживания изменения заготовки до конечной формы детали и оптимизации параметров процесса с помощью инструментов многомерной геометрии. Новизна исследования заключается в разработке способа построения гладкого трёхпараметрического тела слоистой структуры на произвольном каркасе в форме Безье и в применении для многофакторной, многокомпонентной системы методов многомерной начертательной геометрии в исследовании процесса инкрементальной формовки с целью повышения качества изготавливаемых деталей. Проведена инкрементальная формовка детали из листового металла конической формы. Полученные детали соответствуют заданным критериям качества.

Проведённое исследование процесса инкрементальной формовки как комплекса факторов и компонентов методами многомерной начертательной геометрии позволяют повысить качество выпускаемой продукции, сократить время изготовления опытных и мелкосерийных деталей, а также расширить номенклатуру выпускаемых изделий.

Поиск возможностей реализации свойств молниестойкости авиационных углепластиковых конструкций, имеющих в своем составе клеевые соединения

Саламатин В.С.

Московский авиационный институт, г. Москва

Данная работа решает задачу придания клеевому материалу, а, следовательно, и клеевому слою, и, соответственно, всему клеевому соединению электропроводности, необходимой для обеспечения живучести композитной конструкции в условиях возможных ударов молнии. Попутно решается проблема беспрепятственного протекания зарядов статического электричества, что может привести к катастрофическим последствиям при взаимодействии с авиационным топливом, в том числе и при стоянке самолёта. В авиационной промышленности конструкционные углепластики применяются взамен алюминиевых и титановых сплавов, что обеспечивает значительное снижение массы планера летательных аппаратов (ЛА). Вместе с тем, конструкционные углепластики имеют специфические особенности, влияющие на молниезащищённость самолётных конструкций: конструкционные углепластики, являются слабыми проводниками (их сопротивление на 3–4 порядка выше, чем у металлов). В связи с этим, незащищенные углепластиковые конструкции при поражении молнией могут получать повреждения, недопустимые по ресурсным и эксплуатационным требованиям. Для исключения данных повреждений или снижения их вероятности применяют специализированные конструктивные приемы (например, применение внедренных в структуру композитов шин, перемычек, специализированных сеток, различных типов

фольги) и/или материаловедческие решения (модифицирование полимерных матриц углепластиков в целях повышения проводимости). Развитие перспективных композитных конструкций идёт по пути повышения степени их интегральности, снижения количества механического крепежа и использования высокопрочных клеевых соединений. Актуальность данной работы обусловлена постоянным ростом объёмов применения полимерных композиционных материалов в авиационной промышленности, необходимостью обеспечения молниезащищенности композитных конструкций с точки зрения безопасности с учётом достижения оптимальных показателей весовой эффективности конструкций.

Безопасная эксплуатация квадрокоптера в экстремальных условиях при низких температурах

Сатарова В.И., Баранова М.Е., Круглова И.Д.

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург

На сегодняшний день квадрокоптеры применяются во многих отраслях. Однако эксплуатация данного летательного аппарата сильно ограничена температурой окружающей среды: полёты при отрицательных температурах находятся под строгим запретом производителей. Именно поэтому актуальной ставится задача создания устройств для эксплуатации беспилотных авиационных систем в экстремальных условиях при низких температурах, которая сможет выдерживать данные погодные условия.

В данной работе необходимо было найти решения для следующих задач:

- оценить влияние обледенения и отрицательных температур на летательный аппарат;
- предложить методы защиты от воздушных потоков, влаги и непосредственно обледенения.

Так как объектом исследования является квадрокоптер, рассматривалось решение данных задач на примере подобного аппарата — вертолёт.

Таким образом:

1. Обледенение и отрицательные температуры, несомненно, отрицательно сказываются на летательных аппаратах. В результате обледенения лёд образуется на всех лобовых частях вертолёт: несущем и рулевом винтах, датчиках приборов, воздухозаборниках двигателей, антеннах. Это приводит к увеличению полётной массы, существенному ухудшению аэродинамических характеристик и лётных качеств, возможности помпажа, повреждения и самовыключения двигателей, ухудшению радиосвязи и точности радионавигации.

2. В качестве защиты от воздушных потоков, влаги и обледенения отдельных составляющих квадрокоптера выделены следующие методы:

а) покрытие толстым слоем лака для защиты от влаги платы полётного контроллера, а также регуляторов.

Для защиты от ветра и глубокой заморозки можно применить корпус, состоящий из внешнего слоя пенополистирола, а защитный металлический корпус заменить на углепластик. Благодаря такому корпусу полётный контроллер будет изолирован от прямого потока ветра и защищён от экстремально низких температур.

б) корпус, внешние стенки которого выполнены из пенополистирола, не даст температуре аккумулятора упасть ниже 10–15 градусов.

Корпус не будет абсолютно герметичен, т. к. необходимо оставить технологические отверстия для силового кабеля аккумулятора, который будет подключён к плате распределения питания квадрокоптера. Отверстия нужно утеплить при помощи клапанов, однако через них всё равно будет происходить утечка тепла. За счёт этого можно будет избежать возможного перегрева.

в) углепластик модели Ultran 6130 поможет быстро и легко починить лучи и центральную несущую часть в случае их поломки.

В ходе исследования удалось предложить решение для всех поставленных задач.

Использование углепластика, как материала для изготовления корпуса коптера, на данный момент не является нововведением. Этот полимер обладает такими свойствами, как прочность и лёгкость, что необходимо для любых ЛА. Но в случае низких температур карбон также отлично подходит для эксплуатации. Например, модель Ultran 6130 способна выдерживать температуру до -60 градусов Цельсия.

От воздействия отрицательных температур больше всего страдает аккумуляторные батареи. Оптимальная температура АКБ — +43 градуса.

Основная задача — не дать температуре аккумулятора опуститься ниже 15–19 градусов. В этой работе предлагается использование специального корпуса, как решение данной задачи. Стенки корпуса выполнены из пенополистирола, который является очень лёгким, и одновременно герметичным и низкотеплопроводным. Это значит, что излучение тепла во внешнюю среду будет мало.

Внутри этого корпуса существует три отсека: для электроники, аккумулятора и для нагревательного элемента.

Регулировка обогрева возможна за счёт платы Arduino Nano. Измерения температуры будут осуществляться при помощи температурного датчика, активация нагревательного элемента будет осуществляться через реле, которое соединяет цепь между аккумулятором — платой подстройки напряжения (необходима для тонкой настройки силы нагрева спирали) — нагревательным элементом. При достижении необходимой температуры происходит размыкание цепи.

Таким образом решается проблема влияния отрицательной температуры для АКБ и электроники с помощью обогревательного устройства, что сейчас не применяется при полётах БПЛА, например, в высоких широтах.

Материалы для изготовления корпуса используются уже давно во многих сферах, в особенности в авиации. Нет сложности в их эксплуатации и доступности. Углепластик очень удобен для печати на 3D-принтерах, то есть не составит сложности в проектировании и собственно печатании корпуса любой конструкции.

Библиографический список

1. Овчинникова Н.А., Макарова Л.В., Сатарова В.И., Филонов О.М. Режимы пилотирования квадрокоптера//Волновая электроника и инфокоммуникационные системы: Двадцать третья междунар. науч. конф. (СПб., 1-5 июня 2020 г.): сб. статей: в 2 ч. Ч. 2. СПб.: ГУАП, 2020. 395 с. ISBN 978-5-8088-1485-1 — С. 348-352
2. Полёт в усложнённых метеорологических условиях. URL: <http://www.svvaul.ru/nashi-resursy/knigi-onlajn/aerodinamika/602-polet-v-uslozhnennykh-meteorologicheskikh-usloviyakh> (дата обращения 14.08.2020)
3. Нимуа. Секреты химии. Углеродные волокна. URL: <https://himya.ru/uglerodnye-voлокна.html> (дата обращения 16.08.2020)
4. LiPo-аккумулятор. URL: <https://research.ru/wiki/LiPo-%D0%B0%D0%BA%D0%BA%D1%83%D0%BC%D1%83%D0%BB%D1%8F%D1%82%D0%BE%D1%80> (дата обращения 16.08.2020)
5. Аппаратная платформа Arduino. URL: <http://arduino.ru/Hardware/ArduinoBoardNano> (дата обращения 26.08.2020)
6. Гончаров А. Беспилотники России (рус.) // Армейский сборник: журнал. 2015. — Февраль (т. 248, № 2). — С. 39-43
7. Твой первый квадрокоптер: теория и практика. Яценков В.С. СПб., 2016. 15-20 с.
8. Загордан А.М. Элементарная теория вертолёт. Военное издательство мин. обороны СССР, М., 1955. 239 с.

Внедрение технологии послойного выращивания изделий из жаропрочной стали с помощью электронного луча

Старков И.Н.

АО «Пермский завод «Машиностроитель», г. Пермь

Данная работа посвящена послойному выращиванию образцов из жаропрочной стальной проволоки ЭП609-Ш (07Х12НМБФ-Ш). Электронно-лучевое выращивание — современная, перспективная аддитивная технология различных материалов, включая тугоплавких материалов, например, вольфрам. Главные недостатки данного вида наплавки — это дорогостоящее оборудование, требование к вакууму и медленное внедрение в изготовлении изделий, все работы по наплавки проводятся в лабораторных условиях. Авторами были проведены работы по послойному выращиванию образцов на установке ТЕТА 6Е250-НЕ, оснащённой энергоблоком с ускоряющим мощностью 60 кВт и внешним механизмом подачи проволоки, размеры образцов 100х100х45 мм в количестве 3 штук, по подбору режимов наплавки и термообработки образцов. Произведены неразрушающие испытания, механические и металлографические исследования наплавленного металла с получением положительных результатов исследований. Обнаруженное межслойное несплавление на двух образцах связано с увеличением скорости перемещения манипулятора при подборе режимов выращивания. На одном образце провели эксперимент по увеличению времени разрыва между выращиванием, закалкой и отпуском, увеличение времени разрыва привело к снижению механических свойств образца. Разработанная технология создания деталей путём осаждения проволоки расплавленной пучком электронов в вакууме позволяет получать качественные выращенные детали с механическими свойствами, не уступающими основному материалу (подложке). Также по сравнению с дуговой наплавкой данная технология обеспечивает большую скорость выращивания изделий и обеспечение точности до 1–2 мм.

Формирование структуры и свойства при однонаправленной термоводородной обработке плит из титанового сплава ВТ6

Степушин А.С., Шалин А.В.

Московский авиационный институт, г. Москва

При выполнении летательными аппаратами задач на незначительных высотах существует вероятность поражения стрелковым вооружением, что создаёт угрозу для жизни экипажа. Для обеспечения его безопасности необходимо бронирование как кабины пилотов, так и места размещения экипажа, но это не должно привести к изменению лётно-технических характеристик и удобства эксплуатации воздушного судна. Рынок бронематериалов достаточно широк и разнообразен, однако большое количество наименований в основном сводится к ограниченному числу таких материалов — это непрозрачная броня (металлы, керамика), многослойные полимеры (кевлар, нейлон, фибергласс) и бронестекла (многослойные пулестойкие и сапфировые стекла).

Традиционные материалы с высокой плотностью значительно увеличивают массу летательных аппаратов и снижают их технические и аэродинамические характеристики. Поэтому перспективным является создание такой же или улучшенной защиты, но с использованием существенно более лёгких материалов, например, титановых сплавов. Достижение этих требований возможно за счёт создания в полуфабрикате однонаправленной градиентной структуры, изменение которой происходит линейно от одной стороны поверхности до противоположной. Одним из возможных эффективных методов создания такой структуры в титановых сплавах является термоводородная обработка, основанная на обратимом легировании водородом.

Цель данной работы заключалась в проведении сравнительного анализа параметров и свойств однонаправленных градиентных структур, сформированных с помощью термоводородной обработки в плите из сплава ВТ6 с разным типом защитного покрытия.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- изучено влияние концентрации вводимого водорода на глубину его проникновения с одного направления с учётом применяемого типа защиты;
- исследованы особенности формирования фазового состава и структуры при различных температурно-концентрационных параметрах термоводородной обработки с однонаправленным наводороживающим отжигом;
- изучено влияние однонаправленной или линейной градиентной структуры на комплекс механических свойств и динамическую стойкость.

Исследования проводили на образцах, вырезанных из горячекатаной плиты титанового сплава ВТ6 широко распространённого как в России (ВТ6с, ВТ6к, ВТ6ч), так и за рубежом (Ti64, IMI318, TC4, SAT-64). Образцы подвергали окислению в воздушной атмосфере, напылению нитрида титана. Для определения комплекса механических и баллистических свойств была измерена твёрдость и проведены испытания на одноосное растяжение, удар с изгибом и испытания обстрелом из автомата, пулемёта и снайперской винтовки боеприпасами с различной твёрдостью и развиваемой энергией удара сердечника.

Технология обработки образцов и плит для создания в них однонаправленной градиентной структуры включала нанесение оксидного или нитридного барьерного покрытия; механическое снятие его с одной стороны для направленного ввода водорода в интервале концентраций 0,15–0,6 масс. %; механическое удаление покрытия с остальных сторон и низкотемпературный вакуумный отжиг.

Проведённые исследования показали, что в качестве барьера для проникновения водорода эффективно работают оксидные и нитридные покрытия, сформированные в течении 4-часового окисления в воздушной атмосфере и 30-минутной вакуумной ионно-плазменной обработки.

Показано, что, варьируя концентрацией вводимого водорода, можно изменять глубину его диффузионного проникновения и, соответственно, структуру в приповерхностных слоях. Так со стороны свободной от барьерного покрытия формируется (а"+в)-структура. По мере удаления вглубь образцов наблюдается постепенное уменьшение количества пластин мартенсита и увеличение количества пластин а-фазы. На расстоянии более 5 000 мкм структура образцов уже представлена в-зёрнами, окружёнными а-оторочкой с расположенными внутри них а-пластинами. Такая структура характерна для титановых полуфабрикатов после отжига из в-области.

Так как в процессе наводороживающего отжига создаются условия, при которых практически весь водород концентрируется в приповерхностном слое, то преобразование структуры происходит не по всему сечению образца, а только на определённую глубину. Таким образом, в зависимости от типа барьерного покрытия и вводимой концентрации водорода глубина преобразованной структуры изменяется от 1 800 до 4 000 мкм. Следует также отметить, что глубина преобразованной структуры на образцах с нитридным барьерным покрытием в 1,5 раза больше, чем в образцах с оксидным защитным покрытием, что обусловлено более высокими его защитными свойствами.

Установлено, что уже на расстоянии 100 мкм от поверхности структура образцов со сторон, защищённых оксидным или нитридным барьерным покрытием с наводороживающим отжигом в интервале от 0,15 % до 0,4 % водорода, практически не отличается от отожжённого состояния и представлена а-пластинами, расположенными внутри в-зёрен. Также показано, что увеличение концентрации водорода до 0,5 и 0,6 % приводит к проникновению водорода и со сторон, защищённых барьерным покрытием.

Показано, что в процессе дегазации при низкотемпературном вакуумном отжиге развивается в->а- превращение и в приповерхностных слоях формируется дисперсная (а+в)-структура. По мере удаления от поверхности вглубь образца наблюдается

уменьшение степени диспергации структурных составляющих, а на глубине более 5 000 мкм структура уже мало отличается от отожжённого состояния.

Показано, что сформированная на поверхности полуфабриката мелкодисперсная (а+в)- структура придаёт ему повышенные прочностные характеристики (41 ед. HRC и бв=1150 МПа), а (а+в)-крупнопластинчатая структура в центре образца обеспечивает хорошую ударную вязкость (34 ед. HRC и KCU=0,50 МДж/см²) и замедляет скорость распространения трещины.

Установлено, что создание структуры в плитах из сплава ВТ6 толщиной 12 мм однонаправленной градиентной обеспечивает хорошую динамическую стойкость при обстреле боеприпасами калибров 5,45 мм с пулей повышенной пробиваемости и 7,62 мм — с пулей со стальным сердечником.

Установлено, что барьерные свойства оксидного покрытия на пластинах для баллистических испытаний за счёт их больших размеров и более длительного пребывания при температуре наводороживающего отжига теряются. Это приводит к проникновению водорода со сторон, защищённых барьерным покрытием. В то время как барьерные свойства нитридного покрытия сохраняются и на пластинах: проникновение водорода с защищённых сторон отсутствует, и преобразование структуры происходит однонаправленно. Следует отметить, что низкая динамическая стойкость пластины с нитридным покрытием может быть связана с недостаточной твёрдостью приповерхностного слоя или глубиной преобразованной структуры.

На основании результатов, полученных в работе, будет скорректирован подход к формированию в материале на основе титана однонаправленных градиентных структур, обеспечивающих повышенную ударную вязкость, замедленную скорость распространения трещины и высокую динамическую стойкость.

Анализ альтернативных технологических последовательностей вибрационной обработки сварных конструкций высокостабильных высокоточных космических аппаратов

Стрельников И.В.

АО «НПО Лавочкина», г. Химки

Целью работы является сравнительный анализ альтернативных технологических последовательностей вибрационной обработки сварных конструкций высокостабильных высокоточных космических аппаратов для оценки возможности их внедрения в производстве. При изготовлении ответственных сварных конструкций космических аппаратов с высокими требованиями к габаритной точности и стабильности, — таких, как оптические «скамьи» и платформы, — важен вопрос применения способов и методов, снижающих остаточные напряжения и остаточные деформации. Послесварочные искажения формы и размеров затрудняют дальнейшую сборку, увеличивают припуски на механическую обработку, ухудшают восприятие видовых поверхностей. В то же время, концентраторы послесварочных напряжений могут являться очагами зарождения трещин усталости, а также очагами коррозии. Кроме того, из-за механических или термических возмущений происходит релаксация напряжений, приводящая к нестабильности формы и размеров. Применение традиционной термической обработки часто имеет ограничения по количеству из-за влияния на структуру, времени технологического процесса по причине жёстких сроков, а также трудоёмкости при изготовлении точной одноразовой оснастки для заневоливания. Прокатка сварных швов роликами или проковка применимы, прежде всего, для листовых элементов и мало подходит для трубчато-фитинговых форм. Механическая правка или приложение нагружающего усилия может привести к недопустимым деформациям и даже поломкам. Наклёп бойковыми инструментами, обработка дробью снимают напряжения, однако трудоёмки, ограничиваются околосварочным слоем и мало приемлемы для минимизации остаточных деформаций. В качестве альтернативы термической обработки применяется

прогрессивная технология вибрационной обработки, при которой сварной конструкции передается циклическое механическое воздействие. Достоинства данной технологии — в эффективности, минимальной энергозатратности, малом времени технологического цикла и экологичности. Технология подразделяется на множество способов. Один из основных критериев классификации является период проведения виброобработки относительно сварки: совмещение процессов либо выполнение виброобработки после сварки.

Предлагаемые методы позволяют:

1) Уменьшать пиковые значения остаточных напряжений, сглаживать эпюры напряжений, что повышает стабильность формы и размеров во времени.

2) Служить заменой традиционной термической обработке, а в ряде случаев — быть безальтернативным вариантом.

3) При совмещении со сварочным процессом — снижать остаточные деформации, повышать механические свойства.

4) При проведении послесварочной обработки — проводить оценку её эффективности по изменению амплитудно-частотной характеристики.

Новизна: В работе получены следующие новые научно-технические результаты:

1) Разработаны методики оценки эффективности различных видов вибрационной обработки сварных конструкций.

2) Разработана математическая модель сопутствующей сварке вибрационной обработки.

3) Подобраны оптимальные режимы сопутствующей сварке вибрационной обработки.

Научное и прикладное значение:

1) Возможность замены термической обработки для стабилизации размеров и формы во времени при снижении энергозатрат, операционного времени, капитальных вложений, повышении экологичности. В ряде случаев, когда термическая обработка невозможна (крупногабаритная конструкция, ограничения по количеству термических обработок), вибрационная обработка безальтернативна.

2) Уменьшение припусков на механическую обработку.

3) Повышение механических характеристик сварных соединений, уменьшение остаточных деформаций, оптимизация геометрии сварного шва (при сопутствующей вибрационной обработке).

4) Возможность оценки эффективности по изменению амплитудно-частотной характеристики (при послесварочной вибрационной обработке).

Исследование влияния нанопорошка в составе порошковой проволоки на состав и свойства наплавленного металла

Судариков А.В.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет, г.Томск

Процесс дуговой сварки вот уже много лет применяется для создания различных конструкций из металла и различных материалов на их основе. Одним из главных направлений в изучении данного процесса является улучшение качества и свойств наплавленного металла. На данный момент разработано и придумано большое количество всевозможных схем и принципов работы сварочных аппаратов. Абсолютно точного мнения нет, какой из принципов максимально полно обеспечивает соблюдение основных параметров при проведении сварочного процесса. В каждом есть свои достоинства и недостатки.

Иногда имеется необходимость использовать не совсем стандартные и привычные методы сварки плавлением, такие как ручная дуговая сварка или же сварка в среде защитных газов. Гораздо рациональнее использовать, например, сварку под флюсом или же сварку порошковой проволокой. Именно при сварке порошковой проволокой есть возможность варьирования химического состава, вследствие чего можно добиваться

необходимых параметров от сварного соединения. Введение в состав шихты порошковой проволоки нанопорошка позволяет модифицировать металл и вызывать перераспределение вредных примесей между объёмом и границами зерен.

В данной работе исследуется наплавка порошковой проволоки на сталь СтЗпс с введенным в шихту нанопорошком вольфрама.

Главной целью работы является определение влияния физико-химических свойств нанопорошка в составе порошковой проволоки на микротвёрдость наплавленного металла. При выполнении работы был произведён эксперимент с наплавкой сварочной порошковой проволокой на пластину из стали СтЗпс толщиной 5 мм. В шихту сварочной порошковой проволоки добавлялся нанопорошок вольфрама в процентном соотношении от 0,25 до 1 % от общей массы шихты на один образец проволоки. Наплавку выполняли с применением TIG-сварки.

Актуальность данной работы характеризуется использованием нанопорошка в производстве порошковых проволок, а также исследованием влияния свойств нанопорошков на наплавленный металл.

Внедрение дополненной реальности в производственные процессы авиационного завода

Тимохин В.С.

Филиал ПАО «Компания «Сухой» «КнААЗ им. Ю. А. Гагарина», г. Комсомольск-на-Амуре

В работе представлены разработанные решения дополненной реальности, которые в настоящее время проходят испытания на авиационном заводе.

Проект начат в 2018 году и первые прототипы показывали практическую эффективность для проведения входного и общетехнического контроля. Для погружения рабочего в дополненную реальность применялись видеоочки и планшет. Через эти устройства человек проверял наличие монтажей и их расположение, визуально сравнивал готовое изделие и наложенную на него CAD-модель. Результаты показали заметное увеличение производительности (точная оценка не проводилась) и низкую когнитивную нагрузку рабочего: внимание акцентируется на зонах изделия, где отмечаются места и способ установки монтажей; необходимость осмысления текстовых инструкций заменена наглядными визуализациями; не нужно держать в памяти перечень монтажей для проверки и т. п.

К 2019 году были реализованы алгоритмы позиционирования по 3D-моделям и маркеру. Особое внимание уделялось работе в условиях цеха, то есть снижению влияния на точность позиционирования и стабильность таких факторов как: освещённости, перемещения людей, перекрытия объектов изделия различными предметами. Технология отработывалась на крупногабаритном изделии: отсек Ф4 фюзеляжа Sukhoi SuperJet-100.

Чтобы на мобильных устройствах без потери производительности выводить большие 3D-модели, разработана методика упрощения. Её цель — минимизировать количество выводимых полигонов на сцене.

При позиционировании по 3D-моделям были применены алгоритмы совмещения контуров 3D-модели с контурами физического изделия. Для этого 3D-модель должна отражать текущее состояние изделия. Чтобы разработанный прототип AR-приложения мог работать на разных этапах сборки, в алгоритм позиционирования добавлена возможность в процессе трекинга отключать/включать компоненты 3D-модели и «вычитать» контуры перекрывающих 3D-моделей. В мае 2019 года успешно проведены испытания на отсеке Ф4.

В декабре 2019 года проведены испытания разработанного прототипа визуализации монтажей на отсеке ниши шасси. Контрольный работник загрузил из PDM Teamcenter интересующие модели на видеоочки и разместил их на нише шасси через

позиционирование по маркеру. Для этого необходимо с высокой точностью устанавливать маркер в заранее подготовленную позицию. Любые отклонения маркера (наклон, поворот) приведут к значительным отклонениям голограммы на расстояниях более 1 м. Не допускается устанавливать маркер к элементам, которые устанавливаются «по месту» или имеют значительные допуски. Этот способ позиционирования применялся в случаях где допускается отклонение голограммы от изделия до 3 мм.

В другом испытании (на панели мотогондоллы) маркер невозможно было установить из-за наличия трубопровода. Для повышения точности позиционирования и возможности базироваться в труднодоступных участках был реализован алгоритм позиционирования по опорной сети. Позиционирование по опорной сети требует с помощью маркера задать 3 и более точек на 3D-модели и указать их на физическом изделии. Этот способ является высокоточным и позволяет устанавливать точки с погрешностью (около 4 мм). С помощью щупа и маркера точки позиционирования легко устанавливаются между труб. Отклонения после позиционирования визуализируются в виде линий от точки позиционирования к точке, наложенной 3D-модели. Это даёт возможность перепозиционировать точки, установленные с заметной погрешностью.

В производство внедрён редактор техсостава, который разрабатывался для быстрого формирования САД-сборок под дополненную реальность и сейчас используется технологами для создания сборок для технологического состава изделия и карт комплектования. Также внедрён модуль 3D-эскизирования, разработанный для быстрого создания карты эскизов в техпроцессе и сейчас используется для формирования 3D-визуализаций под дополненную реальность.

В результате при разработке цифровых техпроцессов формируется необходимый контент для дополненной реальности.

В 2020 году из ранее разработанных прототипов создана система AR Vision, которая отвечает за позиционирование и трекинг, и начаты работы по адаптации разработанных решений под проектор.

Отрабатывалась технология нанесения покрытий в малярном цехе с применением технологий дополненной реальности. Разрабатывался прототип, позволяющий визуализировать схему разграничения зон покраски через видеоочки и проектор. В июле 2020 года успешно проведён контроль покраски левого и правого киля с использованием видеоочков. Позиционирование осуществлялось по опорной сети. В сентябре были проведены испытания уже на всём самолёте. Оказалось, что использование видеоочков применимо для контроля покраски с учётом погрешности до 10 мм. На точность позиционирования влияет выбор точек базирования и отклонение готового изделия от САД-модели.

Отрабатывалась технология проецирования схем на криволинейную поверхность миниатюрной модели Т50 с использованием светодиодного проектора. Позиционирование осуществлялось по 3D-модели, захват осуществлялся по web-камере. Для этого был разработан алгоритм калибровки системы проектор-камера, позволяющий установить камеру в произвольном месте относительно проектора. Испытания показали, что на расстоянии 1,5–2 метра точность наложения контуров покраски находится в допусках, выше — идёт значительное расширение луча и рассеивание света в условиях освещённости цеха.

В настоящий момент разрабатывается методика отслеживания перемещения проектора в пространстве, которая позволит переносить проектор в другое место без повторного позиционирования. Это, в свою очередь, позволит использовать всего один проектор для выведения разметки на большую площадь поверхности.

Также разрабатывается технический проект на применение проектора на участке изготовления жгутов, где будет проецироваться стенд, и по бирке подсвечиваться трасса укладки провода.

В 4 квартале 2020 года планируется создать учебно-исследовательскую лабораторию дополненной и виртуальной реальности на базе университета КнАГУ. Это позволит:

привлечь профессорско-преподавательский состав и студентов к развитию разработанных инструментов дополненной реальности; содействовать выполнению исследовательских работ, основанных на технологиях дополненной и виртуальной реальности; создать актуальные компетенции у студентов; снизить степень «оторванности» знаний от практики. В настоящий момент переговоры с КнАГУ завершены, и начата процедура заключения договора.

Дополнительный материал опубликован на сайте союза авиапроизводителей России: http://www.aviationunion.ru/Files/Nom_1_Syhoj_K_na_A.pdf.

Видеоматериалы: https://yadi.sk/d/3_T13LIQILsGUw. Имеется публикация на сайте союза машиностроителей России: <https://www.nntk-smr.ru/projects/p517>

Разработка новых технологических принципов изготовления импрегнированных материалов с заданными свойствами для малоомощных СВЧ ЭВП М-Типа

Тищенко О.Д.

Филиал ФГУП «НПЦАП» — «ПО «КОРПУС», г. Саратов

В результате работы разработана новая технология изготовления импрегнированных материалов с заданными свойствами, обеспечивающими большую долговечность, малое время готовности и повышенный КПД малоомощных приборов СВЧ М-типа.

В ходе выполнения работы установлено следующее:

1. Установлено влияние режимов технологических процессов изготовления импрегнированных материалов на эмиссионные свойства вторично-эмиссионных катодов и выявлены причины высокой неоднородности электронной эмиссии, заключающиеся в неравномерном распределении эмиссионно-активного вещества в объёме матриц.

2. Предложена методика проведения процесса индукционной пайки импрегнированных втулок с керном катода, позволяющая увеличить выход годных малоомощных СВЧ-приборов М-типа на 10 % за счёт исключения брака при динамических испытаниях приборов и снижающая время тренировки приборов в диодном режиме не менее, чем на 50 %.

3. Обнаруженная экспериментальная зависимость параметров процесса обезгаживания импрегнированных катодов таких как температура поверхности катода от времени процесса и потребляемой мощности позволяет оперативно определить допустимые температурные режимы обезгаживания импрегнированных катодов, а также поддерживать давление остаточных газов в требуемом диапазоне при котором не происходит отравление катода остаточными газами.

5. Обнаружен эффект самоорганизации лезвий танталовых шайб комбинированных вторично-эмиссионных катодов за счёт расслоения кромок под действием термических напряжений и интенсивной ионной бомбардировки, обеспечивающий автоэлектронную эмиссию в начале каждого импульса и мгновенную готовность работы прибора.

6. Предложенная конструкция импрегнированного катода, обеспечивает безнакальный запуск малоомощного СВЧ-прибора М-типа на всем сроке службы не менее 6 000 ч и отличается от лезвийных катодов созданием на рабочей поверхности импрегнированного вторично-эмиссионного катода конических выступов в количестве не менее пяти с конусностью 0,5–0,8 %, позволяющая увеличивать срок службы катода с 1 000 до не менее 6 000 ч за счёт устойчивости выступов к интенсивной ионной бомбардировке (патент РФ № 189456).

7. Изготовлены и испытаны опытные образцы приборов с разработанными катодами и проведён сравнительный анализ его технологических и эксплуатационных параметров с параметрами базовых приборов, в результате которого установлено, что удалось повысить выход годных приборов на 30 %, повысить КПД прибора на 4 % и увеличить срок службы прибора с 1 000 до 6 000 ч за счёт устойчивости разработанных катодов к интенсивной электронной и ионной бомбардировке и микроразрядам.

8. Результаты, полученные при проведении теоретических и экспериментальных исследований, позволили определить режимы электротермических процессов изготовления импрегнированных катодов и были использованы при разработке современных и перспективных СВЧ ЭВП М-типа на предприятии АО «РТИ имени А. Л. Минца» НПЦ-5.

Описание подхода к конструированию малого дистанционно пилотируемого летательного аппарата самолётного типа для изготовления с широким применением 3д-печати

Трахман Р.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

В представленном докладе описан наш подход к конструированию малых дистанционно пилотируемых летательных аппаратов самолётного типа для последующего их изготовления с широким применением технологии 3д-печати методом послойного наплавления пластических масс и композиционных материалов, позволяющий сохранить себестоимость массу и удельные характеристики получаемых изделий на уровне наборных бальзовых конструкций. При этом технологичность повышается значительно за счёт уменьшения необходимого количества оборудования для сборки, применения технологии, не подразумевающей образования пыли или отходов производства, а также нетоксичного и непахнущего полиэтилентерефталат-гликоля и снижения количества деталей. Все эти особенности приводят к снижению количества необходимых для сборки человеко-часов. Подход к конструированию описан посредством рассмотрения конструкции двух летательных аппаратов, построенных согласно нашему подходу. Мы сравниваем два аппарата, и на примере первого показываем ошибки, которые можно допустить при конструировании. В работе показано, что тактико-технические характеристики второго летательного аппарата, построенного согласно нашему подходу, не ниже характеристик наборных аналогов, в то время как большая технологичность очевидна. Это подтверждает обоснованность как применения трёхмерной печати методом послойного наплавления пластмасс для производства малых дистанционно пилотируемых летательных аппаратов самолётного типа, так и применения нашего подхода для их конструирования.

Разработка технологии визуально-оптического контроля поверхности изделий из кварцевой керамики для авиационной и ракетной техники

Тычинская М.С., Терехин А.В.

АО «ОНПП «Технология» имени А. Г. Ромашина», г. Обнинск

В современном мире наблюдается постоянный рост требований к безопасности летательных аппаратов и их составным элементам. Вследствие усложнения конструктивных схем и роста скорости полёта современных ракет, одной из актуальных проблем при их изготовлении является обеспечение надёжности готовых изделий.

Одним из основных элементов высокоскоростных ракет является головной радиопрозрачный обтекатель, который представляет собой конструкцию из радиопрозрачной оболочки и металлического шпангоута, соединённых между собой посредством адгезионного слоя.

В настоящее время основными материалами при изготовления головных антенных обтекателей являются керамика и ситаллы. В последнее время керамика выходит на первый план, поскольку обладает высокими механическими характеристиками и эрозийной устойчивостью, а также высокой термостойкостью и низкой теплопроводностью. В частности, в качестве материала для изготовления крупногабаритных головных антенных обтекателей лидером является кварцевая керамика.

Но несмотря на все преимущества керамического материала, главным недостатком является наличие случайного распределения дефектов (раковин, включений, микротрещин) в его структуре, которые оказывают негативное влияние на механические свойства керамики.

Для повышения надёжности керамических изделий радиотехнического назначения необходимо обеспечить точность выявления дефектов в структуре материала на этапе механической обработки изделий. На данном этапе оболочка приобретает конечную форму, после чего её передают на дальнейшие операции. Конечные этапы изготовления головных антенных обтекателей являются наиболее ответственными, поэтому наличие не идентифицированных дефектов в материале оболочки приводит к снижению прочности кварцевой керамики и является недопустимым. Вариантом решения проблемы выступает разработка технологии визуально-оптического контроля материала оболочек в процессе их механической обработки.

При разработке данной технологии использовали принципы прохождения и преломления света в материалах, прозрачных в оптической области света с целью обеспечения максимального контраста дефекта на фоне основного материала методом подбора углов освещения и наблюдения, спектра и интенсивности источника, а также повышения степени прозрачности контролируемых материалов. Такой принцип позволяет выявлять не только поверхностные, но и подповерхностные дефекты материала различного характера: трещины, царапины, поры, раковины, включения.

Было установлено, что целесообразно разделить процесс контроля на два этапа: выявление дефектов вблизи наружной поверхности в прошедшем излучении и определение расположения обнаруженных дефектов в отражённом излучении (1); выявление дефектов вблизи внутренней поверхности в прошедшем излучении и определение расположения обнаруженных дефектов в отражённом излучении (2).

При проведении первого этапа предполагается поиск дефектов вблизи наружной и внутренней поверхности в проходящем излучении, что значительно повышает производительность и снижает утомляемость оператора, а также позволяет выявлять подповерхностные дефекты. При контроле изделия, не содержащего дефектов, это является несравнимым выигрышем в трудоёмкости.

В случае выявления дефектов в проходящем свете необходимо провести второй этап: анализ и отбраковку обнаруженного дефекта в отражённом свете. Использование метода контроля в отражённом свете даёт возможность определить месторасположение дефекта (на поверхности или вблизи поверхности), получить более контрастную картину поверхностного дефекта, определить его действительные размеры и отбраковать по заданным параметрам.

Визуально-оптический контроль согласно разработанной методике проводили на этапе механической обработки оболочек — между операциями обработки внутренней и наружной поверхностями изделия. Такой подход позволял выявлять дефекты в тот момент, когда у стенки керамической оболочки ещё есть запас по толщине за счёт необработанной наружной поверхности, и, таким образом, есть возможность доработать и устранить дефекты при их наличии. В случае если дефект имеет критические размеры и не подлежит доработке, изделие сразу отправляется в брак и не передаётся на дальнейшие операции, что значительно сокращает трудоёмкость и материальные затраты на его изготовление.

Таким образом, описанная технология позволяет обнаружить дефекты на внутренней поверхности изделия на этапе её механической обработки и, при возможности, в кратчайшие сроки провести доработку внутренней поверхности до их полного устранения. Экспериментально установлено, что проведение промежуточного визуально-оптического контроля позволяет сократить количество несоответствующей продукции в процессе механической обработки на 13 %, вследствие своевременного обнаружения поверхностных дефектов и их устранения. При наличии на внутренней поверхности изделия дефектов, превышающих допустимые размеры и не поддающихся устранению, проведение визуально-оптического контроля позволяет сразу же забраковать изделие и не

проводить лишнюю операцию механической обработки его наружной поверхности, что сокращает трудоёмкость процесса механической обработки в 2 раза.

Распознавание конструктивных элементов машиностроения как решение проблемы формализации данных

Фокин И.В.

ИРНИТУ, г.Иркутск

В настоящее время в машиностроении с каждым годом значительно возрастает роль фактора экономической эффективности используемых сейчас и создаваемых технологий. Тенденции говорят нам с следующим — жизнеспособность и дальнейшее развитие предприятия находится в прямой зависимости от конкурентоспособности производимой продукции, основным вектором внимания является сроки и качество разработки технологических процессов, а также минимизация их трудоёмкости и в конечном итоге это сказывается на снижении себестоимости продукции. Решением вопроса повышения эффективности и снижения временных затрат производств занимаются автоматизированные системы технологической подготовки производства. Именно они вкупе с САПР и создают современную автоматизированную надстройку над производством, которая в свою очередь и призвана решить основную цель — сократить типовую работу человека. Согласно проведённому анализу, для такой отрасли машиностроительного производства как формообразование деталей из листового полуфабриката, не существует удовлетворяющей требованиям сегодняшнего дня автоматизированной системы проектирования технологических процессов. Целью, которая была преследована в процессе выполнения данной работы, является повышение результативности автоматизированной системы конструкторско-технологической подготовки производства авиационных деталей из листового полуфабриката на основе использования формализованных правил (алгоритмов и экспертных методов) в проектировочной деятельности. Основной решаемой проблемой в работе является сокращение трудозатрат, а также сроков проектирования технологических процессов изготовления деталей машиностроения при использовании формализованного подхода существующих взаимосвязей между рассматриваемыми объектами производственной среды с использованием экспертной системы (самообучающаяся программа разработки технологических процессов). Практическая ценность работы заключается в следующем:

1. В результате выполненных исследований было получено дальнейшее развитие направления науки в области автоматизации и управления технологическими процессами и производствами в машиностроении — автоматизация технологической подготовки производства (в частности: предложен новый научный подход к эффективной организации автоматизированной системы технологической подготовки производства машиностроительных инновационных предприятий, предложен новый метод интеграции конструкторских проектных модулей и систем проектирования технологических процессов, разработан метод выбора рационального формоизменяющего инструмента и оснастки) — снижение трудоёмкости разработки нового технологического процесса на 15–20 % за счёт распознавания структуры трёхмерной модели изготавливаемого изделия.
2. На основе исследуемого и научно обоснованного подхода, а также предложенных методов разработаны автоматизированные системы распознавания и идентификации конструкторско-технологических элементов деталей, выбора оптимальной формоизменяющей оснастки, таким образом достигается повышение качества принимаемых решений пользователем (конструктором/технологом) за счёт нескольких вариантов ТП, предлагаемых системой, и как следствие выбор оптимального ТП пользователем на основе исходных/целевых показателей (например, под заданную стоимость). Имеющиеся системы проектирования технологических процессов, как правило, работают в диалоговом режиме и каждый шаг контролируется пользователем (СПРУТ-ТП, t-flex, ТеМП и др.). В разработанной системе предлагается использовать

правила, которые основываются на экспертных знаниях технологов (на основе существующих взаимосвязях между объектами производства).

Обработка наносодержащих суспензий и их применение в производстве бетона

Чжо М.Х., Глотова Марина, Несучкина Е.С.

МГТУ имени Н. Э. Баумана, г. Москва

В статье рассматривается проблема повышения прочности бетонов за счёт использования суспензии на основе наномодифицированных добавок с бемитом, с графеном и с углеродными нанотрубками. Результатами анализа являлись средние размеры частиц по количественному и объёмному распределениям, а также минимальный зарегистрированный размер частиц в образцах. Приведены результаты испытаний на прочность при сжатии партии образцов бетонов. Показано, что использование наномодифицированных добавок приводит к увеличению прочности бетона.

Анализ показывает, что основным физико-технологическим результатом процессов ударно-динамического взаимодействия ультразвука жидкости с твердотельной мишенью является совокупность процессов диспергирования. Эти процессы представляют собой естественную реакцию энергетически экстремального взаимодействия сверхвысокоскоростной струи жидкости с твёрдым телом и происходит как в самой суспензируемой жидкости, так и в поверхностном слое материала мишени.

В данной работе рассматривается проблема введения в состав строительных материалов, например, бетонов наномодифицированных добавок. В литературе можно найти результаты ряда исследований, выполненных по данной тематике [1]. Однако недостатком существующих способов модифицирования является отсутствие высокодиспергированных суспензий, а именно этот показатель зачастую играет очень важное значение для достижения ряда высоких эксплуатационных характеристик. Отсутствие высокопроизводительных и эффективных методов диспергирования ограничивает возможности наномодификации строительных материалов. Поэтому тема исследования, связанная с оценкой возможности разработки средств и методов диспергирования гидрокомпозиов, содержащих наночастицы, является актуальной. Другой немаловажной задачей является задача выбора тех или иных нанопорошков, которые будут использоваться для приготовления суспензий наномодификаторов строительных материалов (бетонов) с целью повышения их прочности. Суспензии на основе дистиллированной воды с бемитом, с графеном и с углеродными нанотрубками были обработаны с помощью ультразвуковой обработки. В работе использовали 3 г нанопорошков, смешанных с 1 л дистиллированной воды.

Проведённые эксперименты позволили изучить возможность метода ультразвуковой обработки суспензий. Исследования базировались на методической базе, которая сформирована в рамках научной школы «Ультразвуковая обработка и диагностика материалов и жидкостей» (НШ-3778.2018.8) на кафедре СМ-12 МГТУ им. Н. Э. Баумана.

После обработки наносодержащие суспензии были изучены с помощью лазерного анализатора размеров частиц Microtrac Bluewave (Microtrac S3500), работающего по технологии трёх лазеров (Tri-laser). Результатами анализа являлись средние размеры частиц по количественному и объёмному распределениям, а также минимальный зарегистрированный размер частиц в образцах.

На следующем этапе, на основе наномодифицированной суспензии были изготовлены образцы из бетона марки М150. Пропорции сухого порошка бетона и жидкости были одинаковыми для всех трёх групп наноматериалов. Для минимизации порообразования и трещинообразования в процессе заливки осуществлялась вибрация выкладных ёмкостей в горизонтальной плоскости. После выдержки образцов в течение 28 дней и набора ими прочности были проведены прочностные испытания.

Для этих целей использовалась на кафедре МТ-8 МГТУ им. Н. Э. Баумана установка ZWICK Z100, достоинством которой является её адаптация для испытания образцов

цилиндрической формы. В эксперименте использовался керамический экстензометр Zwick —clip-on WN 19, который облегчает выполнение прямого измерения изменения длины образца во время чувствительных фаз испытания.

Технические параметры станка Zwick Z100: максимальная испытательная сила FN (растяжение, сжатие) — 100 кН; температура испытания — от комнатной до 1 200 оС; количество печей — 2; контроль температуры — 3 термодатчики в топочной камере; скорость хода — 0,0005 до 750 мм/мин; точность установленной скорости — 0003 % Vnom ; измерение силы в диапазоне от 0,4 до 100 % Fnom — класс 1; измерение силы в диапазоне от 2 до 100 % Fnom — Класс 0,5; начальная длина измерения экстензометра — 11–50 мм.

Испытания партии бетонов показали, что введение нанодобавок в состав по специально обработанной ультразвуковой технологии суспензии позволяет увеличить прочность материала. Увеличение составляет для графена, бемита и нанотрубок соответственно в 1,46; 1,16; 1,53 раза. Максимальный эффект прироста прочности составил для нанотрубок.

На основании полученных в статье результатов подтверждено положительное влияние на прочность бетона нанодобавок. Принципиальным отличием в результатах исследований является сделанная оценка влияние различных по составу наноматериалов на прочность бетона. Исходные наноматериалы были подвержены процедуре ультразвукового диспергирования — нового метода, показавшего свою большую эффективность в сравнении с традиционным ультразвуковым методом.

Сравнительный анализ полученных распределений размеров частиц, исследуемых образцов суспензий с их исходными распределениями показал, что метод ультразвуковой обработки может использоваться на практике и является достаточно эффективным.

Испытания партии бетонов показали, что введение нанодобавок в состав специально обработанной по ультразвуковой технологии суспензии позволяет увеличить прочность бетона на основе цемента марки М150 в 1,5 раза при введении ультразвуковой обработкой водного раствора с нанотрубками. Положительные предварительные результаты являются основанием для продолжения исследований, в ходе которых планируется определить оптимальную концентрацию нанодобавок по критерию обеспечения большей прочности образцов для рассматриваемых групп наноматериалов.

Исследования выполнялись в рамках грантов РФФИ 18-29-18081, гранта Президента РФ для государственной поддержки ведущих научных школ РФ НШ-3778.2018.8 и грантов от фонда содействия инновациям по программе УМНИК-18 (в) в соответствии с договором № 14727ГУ/2019.

1. Galinovskiy A. L., Kyaw Myo Htet, Provatorov A. S. Ultra-Jet as a Tool for Dispersing Nanosuspensions // Polymer Science, Series D. 2020. Vol. 13. P. 209—213.

2. Чжо Мью Хтет, Галиновский А. Л., Барзов А. А., Автушенко А. А., Сравнительный анализ результатов гомогенизации наносуспензий методом ультразвуковой обработки // Справочник. Инженерный журнал с приложением. 2020. № 9 (282). С. 13-19.

3. Галиновский А.Л., Чжо Мью Хтет, Проваторов А.С., Разработка метода гидроэрозонного насыщения жидкостей микрочастицами материалов мишеней с использованием ультразвуку, известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. номер. 3 (720). с. 3–14.

Повышение ресурсных характеристик тонколистовых титановых полуфабрикатов воздушным отжигом

Шахов С.В.

ПАО «Воронежское акционерное самолетостроительное общество», г. Воронеж

В работе исследовано влияние низкотемпературного воздушного отжига на ресурсные характеристики тонколистовых титановых полуфабрикатов из технического титана ВТ-1 и его сплавов ПТ7м и ВТ6ч. Данные сплавы в настоящее время широко используются для изготовления тонколистовых элементов конструкций в авиационной промышленности. В настоящее время технология производства листовых титановых конструкций включает в

себя операции сварки, гибки, штамповки, рихтовки, которые в свою очередь сопровождаются последующим полным отжигом при температурах 550÷750 оС для снятия остаточных напряжений. Одной из основных проблем титана и его сплавов, является активное взаимодействие с кислородом при температуре нагрева выше 650 оС, что приводит к окислению поверхности и образованию оксидных плёнок.

Целью данной работы явилось изучение влияния различных режимов низкотемпературного воздушного отжига на механические характеристики листов из технического титана ВТ1-0 и сплавов ПТ7м и ВТ6ч, а именно: повторно-статическую долговечность, ударную вязкость, временное сопротивление разрыву.

В работе определены оптимальные температуры низкотемпературного воздушного отжига, повышающие ресурсные характеристики листов из вышеуказанных титановых сплавов. Показана возможность сохранения поверхностных оксидных плёнок на титановых полуфабрикатах, формирующихся в процессе воздушного отжига.

На основании результатов разработаны рекомендации по корректировке технологического процесса производства деталей и узлов из титановых сплавов на ПАО «ВАСО».

НАПРАВЛЕНИЕ № 9

**Экономика
и менеджмент
предприятий
аэрокосмического
комплекса**

Оптимизация процесса входного контроля комплектующих

Амосов А.И.

АО «ОНПП «Технология имени А. Г. Ромашина», г. Обнинск

В современном мире по мере бурного развития авиации и создания новых высокоскоростных летательных аппаратов в оборонной промышленности актуальной является проблема разработки средств их уничтожения с дальнего расстояния, а именно, ракет с радиолокационной системой наведения. Одним из основных элементов ракет является головной радиопрозрачный обтекатель, представляющий собой соединенные внахлест посредством адгезионного слоя радиопрозрачную керамическую оболочку, изготавливаемую предприятием, и металлический шпангоут. Эти шпангоуты — комплектующие изделия, являются закупаемой продукцией и подлежат процессу входного контроля. Входной контроль проводят с целью предотвращения запуска в производство продукции, не соответствующей требованиям конструкторской, нормативно-технической документации и/или договоров на поставку.

При осуществлении ряда комплексных мероприятий, направленных на улучшение процессов в соответствующих звеньях производственной цепи изготовления радиопрозрачных обтекателей, и последовательном сокращении «узких мест» это звено автоматически смещалось. На определённом этапе «узким местом» стали не производственные процессы, а этап входного контроля комплектующих.

В исходном состоянии процесс входного контроля закупаемой продукции имел несколько выявленных и нерешенных проблем.

Первая проблема связана с техническим оснащением. Устаревшее оборудование, измерительный инструмент, контрольная оснастка, и в целом недостаточное техническое оснащение неизбежно приводило к ошибкам измерения, ограничивало возможности и негативно влияло на время проведения контроля. В связи с этим отдел технического контроля был вынужден обращаться за помощью в другие структурные подразделения.

Вторая и третья проблемы связаны с нерациональным использованием площадей предприятия и человеческими ресурсами. В процессе входного контроля было задействовано три производственных помещения общей площадью 120 м² и три структурных подразделения, что неизбежно приводило к логистическим издержкам, которые были вызваны ожиданием поступления, избыточным транспортированием шпангоутов, согласования работ и перемещением работников.

Четвёртая проблема возникла в связи с ужесточением требований расходования комплектующих для изготовления радиопрозрачных обтекателей и появилась необходимость использовать шпангоуты только с изделиями в рамках одного договора, а также ежеквартально проводить сверку их расходования. Ручной учёт неизбежно приводил к ошибкам на этапе сборки изделий и усложнял процесс инвентаризации.

С целью решения этих проблем, для повышения качества выпускаемой продукции, уменьшения производственных площадей предприятия, задействованных при входном контроле закупаемой продукции, сокращении времени производственного цикла выпускаемых изделий и уменьшения трудоёмкости за счёт сокращения логистических издержек, принято решение об организации участка входного контроля шпангоутов на базе цеха по производству радиопрозрачных обтекателей.

Все проблемы, связанные с ручным измерительным инструментом, были решены с помощью приобретения координатно-измерительной машины. Использование КИМ в операциях входного контроля позволяет снижать трудоёмкость и влияние человеческого фактора, повышать точность, достоверность и повторяемость измерений, что исключает запуск в производство некачественных комплектующих. Для решения проблемы, связанной контролем герметичности шпангоутов на устаревшем оборудовании, внутренними силами предприятия разработана, изготовлена и внедрена установка контроля герметичности с возможностью одновременного подключения до 6 линий шпангоутов разного типа.

Для организации участка входного контроля комплектующих было выделено помещение общей площадью 45 м², которое позволяет проводить все этапы входного контроля, расположенное в непосредственной близости от склада, а рабочие места организованы по принципам бережливого производства. После организации участка весь процесс входного контроля происходит в одном помещении силами одного структурного подразделения, следовательно, потери, связанные с ожиданием, избыточными транспортировкой шпангоутов и перемещением работников полностью исчезли.

С целью учёта шпангоутов и формирования базы данных по ним на участке входного контроля было создано рабочее место автоматизированной системы «Программного Автоматизированного Управленческого Комплекса» (ПАУК), которая была разработана и внедрена в производствонутренними силами предприятия. ПАУК представляет из себя программно-технический комплекс для автоматизации управления технологическими процессами на базе ИС и предназначен для получения оперативной информации о результатах работы цеха, и в частности участка входного контроля шпангоутов. Технически ПАУК реализован в виде установленных на каждом участке и связанных по ЛВС терминалов со специальным программным обеспечением, которое разработано таким образом, что учитывает все действия и операции в технологическом процессе изготовления изделия. Использование ПАУКа открывает перед руководителем совершенно новые возможности по управлению технологическим процессом изготовления радиопрозрачных обтекателей.

По результатам проделанной работы можно сделать выводы о том, что реорганизациявходного контроля шпангоутов для изготовления радиопрозрачных обтекателей позволила: в 2,5 раза сократить используемые площади предприятия; исключить логистические издержки и сократить время полного цикла входного контроля на 50 %; снизить до минимума влияние человеческого фактора, уменьшить трудоёмкость, расширить возможности; исключить брак на окончательном этапе сборки радиопрозрачных обтекателей; автоматически формировать ежеквартальные отчеты по расходованию комплектующих.

Стратегия развития двойных технологий в ракетно-космической технике для коммерциализации результатов интеллектуальной деятельности

Дубова П.К.

АО «Научный исследовательский институт точной механики», г. Санкт-Петербург

На сегодняшний день всё большую роль для достижений в области ракетно-космической техники играет построение экономических моделей инновационного типа и повышение конкурентоспособности российских разработок.

Выявлены две основные проблемы у предприятий-разработчиков при работе в ракетно-космической отрасли. Первая — это слабое и нестабильное финансирование, проходящее в сжатые сроки, которое не позволяет проводить полномасштабные исследования при разработке технологий и приборов. Вторая — это трудность дальнейшего поддержания созданных изделий и технологий на высоком уровне в связи с тем, что изделия для ракетно-космической техники выпускаются в единичных экземплярах с существенными временными разрывами.

Поиски решения данных проблем привели к созданию на предприятии системы по выполнению инициативных НИОКР, построенную на основе государственных стандартов и иной нормативной документации, которая позволяет выявлять и выполнять наиболее перспективные и реализуемые НИОКР, а также позволяет коммерциализировать результаты интеллектуальной деятельности, интегрируя ракетно-космическую и гражданскую сферы экономики.

Применение выстроенной системы позволяет предприятию — разработчику не только анализировать перспективу использования разрабатываемых изделий и технологий в различных сферах экономики и оптимизировать затраты, но также иметь большое

количество собственных наработок для выполнения государственных контрактов в сжатые сроки, превентивно оценивая реальность выполнения заданных технических условий и прогнозируя возможные риски.

Автоматизация проектирования, формирования, управления и нормирования технологических процессов производства изделий на ПАО «ВАСО»

Зибров С.И., Бутуракин А.И., Ролдугин С.С.

ПАО «Воронежское акционерное самолётостроительное общество», г. Воронеж

В данной работе рассматривается системный подход для решения задач автоматизация проектирования, формирования, управления и нормирования технологических процессов производства изделий на ПАО «ВАСО».

В настоящее время на предприятии внедрена система САПР ТП «Вертикаль». Но практика показала, что скорость и качество выполнения технологических задач в данной САПР недостаточны.

Проведя анализ текущего состояния методики проектирования технологических процессов выявлена необходимость формирования системного подхода и типизации в проектировании, а также необходимость создания автоматизированного инструмента для технологов с целью сокращения сроков технологической подготовки производства и повышения актуальности и точности технологической документации.

Для реализации данного подхода к проектированию предлагается комплекс программных модулей, используемых совместно с системой САПР «Вертикаль», предназначенный для автоматизации процессов технологической подготовки производства.

Проектирование технологических процессов предлагается реализовать на основе типовых операций. Операции разрабатываются специалистами отраслевых отделов и после утверждения вносятся в библиотеку типовых технологических операций. Для формирования технологических процессов на изготавливаемые изделия технолог использует операции из библиотеки.

Комплект документации на технологический процесс формируется автоматически в соответствии с стандартами организации.

Для упрощения существующего способа реализации системы трудового нормирования предлагается разрабатываемая автоматизированная система, позволяющая рассчитывать оперативное время в течении которого осуществляется технологический процесс. Данные справочников нормативов времени, внесённые в электронные базы данных, связаны с типовыми операциями из библиотеки операций с помощью расчётных формул и дополнены уточняющей информацией, учитывающей специфику проектирования технологических процессов по типовым операциям.

В целях анализа и прогнозирования в данной работе также реализуется возможность получения сводной отчетности на основе собранной базы технологических процессов. Для этих целей было разработано специальное приложение «Менеджер технологических процессов», выводящее в форме таблиц сводную информацию, а также автоматический подсчет количества каждого типа операций, переходов, оборудования по всем выбранным технологическим процессам.

Внедрение данной системы изменит подход к проектированию техпроцессов по всем видам изготавливаемой продукции и позволит упростить работы, связанные с созданием технологических процессов, значительно сократить время и уменьшить количество ошибок при проектировании. Также позволит сократить сроки и повысить актуальность и точность проведения работ по трудовому нормированию.

Алгоритм автоматизированного проектирования технологических операций на основе параметров производственной технологичности конструкции изделия

Ишенин Д.А.

ИРНИТУ, г. Иркутск

Современное машиностроение существует в динамически развивающейся среде. В этих условиях основной задачей современного машиностроения является увеличение производительности и повышение качества изготавливаемых изделий, при минимизации материальных затрат на производство и уменьшения трудоёмкости. Одной из самых длительных и трудоёмких задач машиностроительного производства является технологическая подготовка. Поэтому модернизация процессов технологического проектирования никогда не перестанет быть одной из приоритетных задач в современном машиностроении.

Проектирование процесса механической обработки детали является очень трудоёмкой задачей. Для наиболее верного решения этой задачи технологу необходимо учитывать параметры технологичности конструкции изделия. Поэтому, чтобы обеспечить изготовление деталей с наименьшими трудозатратами и материалоёмкостью, часто приходится разрабатывать несколько вариантов технологического процесса (ТП), а после сравнительного анализа выбирать из них наиболее эффективный вариант. Естественно, такой подход приводит к большим объёмам и трудоёмкости технологической подготовки производства. При этом разработка ТП до сих пор является одной из наименее автоматизированных частей процесса производства изделий машиностроения.

Для решения этой проблемы авторы предлагают схему подбора технологических операций, средств технологического оснащения и инструмента в условиях применения интегрированных САПР и учётом параметров технологичности конструкции изделия.

В статье рассматривается возможность внедрения автоматизированного проектирования в процесс выбора технологических операций. Авторами предложена схема подбора технологических операций, средств технологического оснащения и инструмента с учётом параметров технологичности конструкции изделия.

В предложенной схеме процесс проектирования технологических операций начинается с блока исходных данных. Для процесса проектирования в целом и для каждого его этапа могут потребоваться определённые наборы исходных данных. Исходные данные разделены на три группы: данные предприятия и нормативные документы, электронная модель изделия (ЭМИ) и параметры технологичности конструкции изделия (ТКИ). Также за блок непосредственно проектирования вынесены база данных и база знаний. База данных является упорядоченным набором структурированной информации, и может аккумулировать в себе полностью или частично весь набор исходных данных. База знаний же в отличие от базы данных содержит в себе правила вывода и информацию о опыте и знаниях технологов.

Варианты технологических маршрутов формируются с использованием информации о геометрии готового изделия, геометрии заготовки, информации о последовательности операций, переходов, технологического инструмента и оснастки.

Нахождение лучшего варианта технологического процесса предполагается осуществлять, руководствуясь параметрами ТКИ.

На основе предложенной схемы авторами разработана концепция алгоритма автоматизированного проектирования технологического процесса изготовления изделий машиностроения, с заданным уровнем параметров производственной технологичности.

Работы предполагаемого алгоритма можно разделить на семь этапов.

1. Аккумуляция исходных данных. Процесс проектирования начинается с аккумуляции исходных данных. Для процесса проектирования в целом и для каждого его этапа могут потребоваться определённые наборы исходных данных. Часть данных для проектирования берётся из базы данных, а часть, например, данные геометрии — из ЭМИ.

2. Выбор заготовки. Исходными данными для выбора заготовки являются геометрические данные об изделии, получаемые с ЭМИ. Материал и метод получения заготовки назначается технологом с использованием правил специальной базы знаний.

По завершению данного этапа технологу должны быть предложены различные варианты вида заготовки.

3. Выбор баз. На данном этапе технологу необходимо назначить базы. Подбор производится с использованием правил базы знаний.

4. Предварительное формирование маршрута обработки. Сейчас формирование маршрута обработки изделия осуществляется высококвалифицированными технологами с использованием различных справочников и нормативной документации.

В предлагаемом алгоритме на этапе проектирования маршрутов обработки технолог, используя базу знаний, должен сформировать последовательность технических операций таким образом, чтобы получился полный процесс формирования готового изделия.

5. На этапе проектирования переходов и операций осуществляется первоначальное формирование технологических операций. Система осуществляет подбор операций на основании предварительного маршрута технологической обработки.

Назначение операции осуществляется исходя из критерия наименьшей трудоёмкости.

На этом этапе производится подбор оборудования исходя из составленного ранее маршрута технологической обработки, подбор производится из базы данных оборудования с использованием правил базы знаний.

6. Окончательное формирование маршрутов обработки. Основываясь на результатах предыдущего этапа, система формирует несколько вариантов маршрута технологической обработки, подбирая технологические операции исходя из критериев технологичности. Задача оптимизации маршрута технологической обработки состоит в поиске кратчайших маршрутов с последующим выбором наименее трудоёмких.

7. Аккумуляция выходных данных. Технолог получает несколько вариантов технологического процесса. Варианты ТП ранжированы по критерию наименьшей трудоёмкости.

Для работы алгоритма определены критерии производственной технологичности для оценки технологического процесса.

Работа предлагаемого алгоритма рассмотрена на примере детали «шпангоут» являющейся изделием авиастроения.

Авторы считают, что данный подход к проектированию технологического процесса позволит:

1) повысить качество проектируемого технологического процесса за счёт формализации процесса проектирования и, как следствие, уменьшения количества ошибок, допускаемых технологами;

2) уменьшить трудозатраты и сроки разработки технологического процесса изготовления деталей машиностроения.

Таким образом, применение данного алгоритма автоматизированного проектирования технологического процесса с использованием параметров производственной технологичности позволит предприятиям повысить качество выпускаемой продукции и уменьшить срок её выпуска. Это особенно актуально для промышленных предприятий машиностроительной и авиастроительной отраслей, так как они существуют в условиях жёсткой конкуренции. Также стоит отметить, что конкурентно ориентированная среда требует от машиностроения обеспечивать технологическую гибкость машиностроительных производств, которую может обеспечить только автоматизация и цифровизация производства.

Центр компетенций «МОДЕЛИРОВАНИЕ»

Клюкман Е.Ф., Герман Ю.О., Лунев А.С.

ПАО «ААК «ПРОГРЕСС» имени Н. И. Сазыкина», г. Арсеньев

В ПАО «ААК «ПРОГРЕСС» имеются литейные мощности, главным образом, для литья лёгких сплавов — алюминий, магний. Завод находится на Дальнем Востоке, Приморский край, г. Арсеньев. Основная продукция данного завода — боевые разведывательно-ударные вертолёты Ка-52 «Аллигатор». Кроме того, данное предприятие готовится к серийному производству военно-морской модификации этой боевой машины и гражданского многоцелевого вертолётa Ка-62. Кроме того, в течение последних пяти лет ААК «Прогресс» является основным поставщиком отливок для всех предприятий холдинга «Вертолёты России».

Специалисты ААК «Прогресс» к 2015 г. решили практически все основные виды проблем с литейным производством. Участники проекта «Центр компетенций «МОДЕЛИРОВАНИЕ» выдвинули гипотезу, что решённые на предприятии ААК «Прогресс» проблемы могут быть по-прежнему актуальны для других (литейных) предприятий России.

Команда проекта провела серию проблемных интервью с руководителями и ведущими специалистами литейных предприятий в РФ, был проведён анализ на Wordstat.Yandex, интервью с экспертами отрасли, проанализированы финансовые показатели и бизнес-модель литейной организации Modelleria s.r.l, Италия. Также изучены профильные сайты по литью и аддитивным технологиям, изучены исследования международных агентств.

Благодаря проведённым командой проекта исследованиям были подтверждены гипотезы о проблемах литейных заводов, описанных в данной статье. Также подтвердилась востребованность модельной оснастки на рынке России. Более того, выявлено, что в европейских странах в связи с уменьшением серийности идёт тенденция спада производства серийной оснастки и роста аддитивной песчаной. Эта разновидность оснастки — аналог технологии ХТС с использованием специального 3D-принтера по песку.

Отечественным литейным заводам, в том числе организациям полного цикла, необходимо быстро получить опытный образец отливки. Аддитивная песчаная оснастка является решением данной потребности. Специалисты ААК «Прогресс» разрабатывают проекты как серийной оснастки (металл, пластик), так и аддитивной песчаной, и готовы поставить её заказчиком.

Суть проекта — предложить литейным заводам для литья лёгких сплавов модельную оснастку европейского качества по разумной цене. Рассмотрена тенденция изменения спроса модельной оснастки в европейских странах. Проведён анализ рынка и конкурентов, риск-менеджмент, рассчитаны требования, допущения и ограничения проекта, на основе которых сформирована концепция развития проекта «Центр компетенций «МОДЕЛИРОВАНИЕ». Описание проекта кратко приведено в данной статье.

Данный проект разработан на базе второго потока курса «Академии Ростех» «Вектор», который длился с сен. 2019 по сен. 2020 г. Одна из целей курса «Вектор» формулируется таким образом: В связи с завершением основного этапа перевооружения армии и снижением ГОЗ объёмы производства на предприятиях ОПК возможно сохранить только за счёт увеличения выпуска продукции гражданского назначения. Создание высокотехнологичных «умных» продуктов — наша ключевая задача. Для того чтобы сделать технологический рывок, мы особое внимание должны уделять развитию новых навыков в различных областях, задействованных в производстве гражданской продукции — научиться исследовать рынки, управлять проектами, разбираться в маркетинговых инструментах.

В ходе финальной защиты проекта «Центр компетенций «МОДЕЛИРОВАНИЕ» по курсу «Вектор» перед высшим руководством Ростеха, представителями бизнеса и

технопарка «Сколково», проект получил положительные отзывы, но также и рекомендации к доработке, поскольку, по мнению членов экспертной комиссии, проект требует трансформации, и имеет намного более широкие границы и возможности, чем представлены на данный момент. Данная работа, включая ОКРы, уже ведётся ведущими специалистами ПАО ААК «ПРОГРЕСС».

Библиография

1. [Электронный ресурс] — сайт холдинга «Вертолёты России» <https://www.russianhelicopters.aero/structure/arsenevskaya-aviacionnaya-kompaniya-progressim-n-i-sazykina>;
2. [Электронный ресурс] — ресурс об ААК «Прогресс» <http://kfss.ru/content/aak-progress>;
3. [Электронный ресурс] — ресурс об ААК «Прогресс» <https://vladivostok.bezdivostok.com/listnews/aak-progress-i-administratsiya-primorya/75413446/>;
4. [Электронный ресурс] — сайт ассоциации литейщиков России Ruscastings.ru;
5. Ю. И. Категоренко, А. А. Филиппенков, В. М. Милиев и др. Технологии литейного производства. Изд-во Рос. гос. проф.-пед. ун-та, 2018. 684 с. Режим доступа: <http://elar.rsvpu.ru/handle/978-5-8050-0641-9>. ISBN 978-5-8050-0641-9
6. [Электронный ресурс] rusprofile.ru — база проверки контрагентов;
7. [Электронный ресурс] edisclosure.ru — база данных об организациях;
8. [Электронный ресурс] аналитика агентства DISCOVERY Research Group <https://drgroup.ru/1363-Analiz-rynka-instrumenta-i-osnastki-dlya-metalloobrabatvyayuschego-oborudovaniya-v-Rossii>;
9. [Электронный ресурс] аналитика агентства J'son & Partners Consulting https://json.tv/ict_telecom_analytics_view/rynok-3d-pechati-v-rossii-i-mire-additivnoe-proizvodstvo-ap-additive-manufacturing-am-2018-g-20190117060056;
10. [Электронный ресурс] сайт курса «Вектор» «Академии Ростех» www.rt-vector.ru.

Трансформация индустриальной модели авиастроения в центры специализации (на примере ПАО «ААК «Прогресс» имени Н. И. Сазыкина)

Козлов А.Е.

ДВФУ, ПАО «ААК «Прогресс» имени Н. И. Сазыкина», г. Арсеньев

Современные предприятия, используя различные способы изменения себестоимости продукции, стремятся оставить неизменными прибыль и рентабельность или даже увеличить их. Стандартность таких методов, как оптимизация издержек, привела к появлению более современного и эффективного подхода к стратегическому управленческому учёту, к декомпозиции финансовой структуры организации и созданию на её основе центров финансовой ответственности и центров специализации. В исследовании описаны подходы к определению данных понятий, рассмотрена их значимость, а также описана авторская методика создания центров специализации на конкретном авиастроительном предприятии.

В 2018 году в целях обеспечения выполнения Стратегии развития интегрированной структуры российского вертолётостроения (холдинга «Вертолёты России») на период до 2025 года АО «Вертолёты России» была инициирована проектная деятельность по трансформации производственной платформы холдинга. Во исполнение указанной стратегии предприятиями холдинга были инициированы проекты по разработке поэтапного плана реструктуризации производств и формированию центров специализации (ЦС) как одной из форм центров финансовой ответственности (ЦФО).

Первоначально оттолкнемся от того, почему же современный подход к процессам бюджетирования предусматривает обособленность подразделений? Предложенная Дж. Хиггинсом концепция управления отдельными аспектами финансовой деятельности на основе ЦФО заключается в распределении ответственности между подразделениями организации и распределении управленческих полномочий между управленцами. Децентрализация управления финансами считается одним из основных условий

построения эффективной системы стратегического управленческого учёта, так как в качестве основного ориентира она определяет доход (прибыль), а главным критерием оценки деятельности должностных лиц — результативность и эффективность принятых ими решений.

Одной из форм ЦФО, наиболее подходящей для промышленного предприятия, является центр специализации. В современной науке понятие «центр специализации» имеет довольно много различных трактовок. Одни понимают под центром специализации «сегмент (подразделение, отдел) организации, возглавляемый менеджером, обладающим делегированными полномочиями и отвечающим за результаты работы этого сегмента». Другие представляют центр специализации в виде центра отчётности, в качестве части управленческой системы организации.

По нашему мнению, центром специализации является элемент как организационной, так и финансовой структуры компании, ориентированный на достижение стратегических целей предприятия, наделённый ответственностью, выполняющий функции контроля и координации финансово-хозяйственных процессов, за эффективность и результативность деятельности которых отвечает соответствующий управленец.

Современные взгляды авторов на финансовую структуру управления предприятием привели к формированию базовых принципов создания ЦС в ПАО ААК «Прогресс»:

- производственно-технологическая взаимосвязь подразделений и производств предприятия в рамках жизненного цикла изготовления конечной продукции в интересах заказчиков;

- наличие свободных мощностей и производственного потенциала для повышения экономической эффективности и оптимизации издержек как основного производства, так и предприятия в целом.

Учитывая возрастающий интерес государства к трансформации индустриальной модели авиастроения, в рамках проекта «Реструктуризация основного производства» была разработана методология создания ЦС, состоящая из следующих этапов:

1. Формирование номенклатуры цехов основного производства с разбивкой по видам изделий, выпускаемых цехом, с указанием трудоёмкости, применяемости и материальных затрат. Номенклатура готовой продукции цехов, трансформирующихся в ЦС для целей бюджетирования, определяется исходя из производственной программы предприятия и заключённых коммерческих договоров. Готовой продукцией ЦС на базе цеха являются детали, сборочные единицы, агрегаты, а также работы, по которым данный цех является цехом кооперации.

2. Анализ и пересмотр статей цеховых затрат. Анализ позволяет выявить резервы снижения издержек и, следовательно, себестоимости выпускаемой цехом продукции за счёт контроля и/или пересмотра статей общепроизводственных затрат.

3. Составление калькуляции на изготовление изделий цехами основного производства, расчёт доходов ЦС от реализации продукции другим производственным подразделениям предприятия, по которой данный цех является цехом окончательной сдачи или цехом кооперации, с последующим расчётом себестоимости изделий и их прибыли.

4. Анализ уровней управляемости и норм численности — проводится, если структура управления производством нуждается в трансформации и изменении. Подход, используемый в рекомендациях Министерства авиационной промышленности СССР и применяемый авиастроительными предприятиями с 1991 года, в настоящее время не актуален и неоднозначен. Современные подходы к нормам управляемости в авиастроении должны учитывать специфику работы каждого сотрудника в зависимости от его функционала.

5. Расчёт трудозатрат подразделений, взаимодействующих с цехами основного производства и обеспечивающих их функционирование (финансы, безопасность, кадры, хозяйственное обеспечение, охрана труда, ценообразование, нормирование и т. д.), как в нормо-часах, так и в денежном выражении.

6. Составление бюджета доходов и расходов по каждому цеху основного производства с расчётом точки безубыточности.

Исходя из представленной поэтапной методологии, следует, что целесообразность создания ЦС заключается в выпуске минимально расчётного (по результатам анализа) количества изделий (агрегатов, узлов, сборочных единиц), чтобы ЦС смогло приносить прибыль для предприятия.

Рассчитав по данной авторской методике прибыльность/убыточность каждого из производственных цехов, можно сделать вывод о целесообразности создания ЦС. Однако учитывая, что не все цеха могут оказаться прибыльными, необходимо прорабатывать вопрос структурных преобразований и создания ЦС по ключевым компетенциям (возможно, путём объединения цехов или перераспределения объёмов работ).

Несмотря на высокий уровень потенциала цехов основного производства, для ЦС отличительной чертой всё же является максимизация прибыли. Поэтому разработанная методология создания ЦС является инструментом, который нужно использовать, прежде чем приступить к преобразованиям и трансформации производственной платформы предприятия и который позволяет построить чёткую картину для принятия работодателем соответствующих управленческих решений по дальнейшей деятельности цехов и их потенциальной трансформации в ЦС.

Системы технического учёта энергоресурсов на предприятии аэрокосмического комплекса

Козловцев С.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

В данной статье рассмотрены основные подходы к энергетическому менеджменту на предприятии, пример внедрения и использования системы технического учета энергоресурсов (АСТУЭ) на РСК «МиГ». Рассмотрена теоретическая информация по АСТУЭ, стоимость и срок окупаемости, проведено сравнение с предыдущими результатами.

Приведены расчёты, которые обосновывают выгоду внедрения АСТУЭ. Данная система может позволить экономить ресурсы за счёт эффективного контроля и анализа их расходования, как на рассмотренном предприятии, так и на любом предприятии аэрокосмического комплекса.

В настоящее время использование энергосберегающих решений — одно из главных направлений развития любого предприятия. А связано это в первую очередь с дефицитом важных энергоресурсов, постоянным ростом стоимости их добычи, а также с другими глобальными экологическими проблемами.

Главная задача — это увеличение эффективности использования любой энергии. Для оптимизации затрат на энергоресурсы и автоматического сбора данных о потреблении применяют системы учёта электроэнергии АСТУЭ.

Программа АСТУЭ — автоматизированная система технического учёта энергоресурсов. Эта система реализует постоянный учёт потребления энергоресурсов на предприятии, контроль над качеством поставляемой энергии, анализирует и хранит данную информацию. В ходе работы АСТУЭ можно получить отчёты об отклонении в работе оборудования, об использовании энергоресурсов, точках и объёмах потерь. [1] Важным элементом АСТУЭ являются измерительно-вычислительные комплексы (ИВК). Эти устройства устанавливаются на точках, где необходимо осуществлять измерения.

Принцип работы АСТУЭ сводится к взаимодействию трёх уровней: нижнего, среднего и верхнего. На первом устанавливаются первичные измерители, т. е. счётчики энергии, которые непрерывно измеряют показатели и передают эти данные на средний уровень. На нём установлены устройства сбора и передачи данных (УСПД), которые непрерывно получают данные со счётчиков и передают их на следующий уровень. На верхнем уровне вся информация концентрируется в центральном узле сбора данных, в

котором установлены программы, позволяющие обработать информацию, осуществить её обработку и анализ, составить отчётные документы. [2]

Полный перечень анализируемых данных:

1. потребление энергоресурсов в момент времени/за период;
2. качество потребляемых энергоресурсов;
3. текущее состояние оборудования;
4. состояние и исправность инженерных сетей;
5. несанкционированное вмешательство в приборы учёта.

Основная причина внедрения АСТУЭ — экономический эффект. Этот эффект может достигать от 5 % до 20 % за год эксплуатации. [3] Рассмотрим этот эффект на конкретном предприятии аэрокосмического комплекса. Данные о потреблении и мощностях взяты с официального сайта компании. Экономия рассчитана как минимальный возможный эффект от внедрения АСТУЭ.

Расчёт эффекта энергосбережения от внедрения АСТУЭ на РСК «МиГ»

Экономия электроэнергии при внедрении АСТУЭ обусловлена снижением потерь, связанных с неправильным анализом баланса о приходе/расходе электроэнергии, выявлением неучтённых потребителей и снижением коммерческих потерь электроэнергии в сетях.

Фактические затраты без экономии за 2019 год составили 309 873 192 рублей. Минимальная экономия за год после внедрения АСТУЭ может составить (по цифрам за 2019 год) 10 845 561 рубль.

Внедрение такой системы на предприятии (от разработки проекта до установки и ежегодного обслуживания системы) стоит от 210 000 рублей [4]. Для крупных предприятий эта стоимость будет выше, как и экономический эффект. Внедрение такой системы окупится в течение первого года.

Эти системы проверены временем, обеспечивают большую экономию ТЭР, что с текущим ростом цен на энергоресурсы очень существенно. Экономический эффект от сэкономленной мощности со временем будет только расти.

Тенденции роста цен, нехватка энергоресурсов заставляют всерьёз задуматься о более эффективном их использовании. Нерациональное использование топливно-энергетических ресурсов приводит к колоссальным переплатам, которые могли быть направлены на развитие самого предприятия или НИОКР в аэрокосмической области. Себестоимость продукции также может быть уменьшена за счёт снижения издержек на энергию, затрачиваемую на производство одной единицы.

Список литературы

1. Инженерный центр «Энергоаудитконтроль» (ЭАК) / «создание АСКУЭ» [Электронный ресурс] // URL: <http://www.ackye.ru/activities/sozдание-askue/> (дата обращения 15.09.2020);
2. ООО «ТелеСистемы» / «Коммерческий учёт электроэнергии АСКУЭ, АИИС КУЭ» [Электронный ресурс] // URL: <http://www.telesystems.info/kommercheskij-uchet-elektro> (дата обращения 10.09.2020);
3. Р-01-373-2011. Руководство «Интегрированная система менеджмента. Руководство по системе управления энергоэффективностью и ресурсосбережением»;
4. Группа компаний «Объединенные Комплексные Системы» / «Автоматизированная система контроля и учета энергоресурсов (АСКУЭ)» [Электронный ресурс] // URL: <http://www.okcgroup.ru/askue.htm> (дата обращения 24.09.2020).

Направления построения эффективной производственной модели отечественной авиационной отрасли

Кондратьев Д.В.

Московский авиационный институт, г. Москва

В работе представлена характеристика отечественной авиационной промышленности, обусловлено её место в мире с учётом позиций в военном и гражданском сегментах. Охарактеризованы современная производственная модель отрасли, причины её

отсутствия в отечественной авиации и направления построения данной модели, повышающие эффективность работы отрасли.

Авиационная промышленность — одна из наиболее значимых и высокотехнологичных отраслей для национальной экономики и оборонно-промышленного комплекса, так как авиастроение сопряжено с множеством смежных отраслей. Авиационный транспорт имеет огромное значение для нашей страны, обеспечивая транспортную доступность и территориальную связность. Несмотря на сильные позиции в военном сегменте, в настоящее время конкурентоспособная продукция гражданского назначения отсутствует.

Одна из основных причин — устаревшая и неэффективная текущая модель отрасли, не предусматривающая чёткого разделения ролей финальных производителей продукции (интеграторов) и поставщиков комплектующих изделий (1–4-го уровней). В целевом видении финальные интеграторы приобретают модули (авиационные комплексы) у поставщиков первого уровня, те в свою очередь — узлы у поставщиков второго уровня и так далее. Интеграторам это позволяет разделить риски реализации проектов, привлечь дополнительные инвестиции и эффективно управлять с верхнего уровня всей цепочкой кооперации, поставщикам — повышать эффективность за счёт диверсификации и участия в ряде проектов.

В России данного разделения не произошло по следующим причинам: недостаточный масштаб внутреннего рынка; не развитые на предприятиях бизнес-процессы по управлению проектами и поставщиками; чрезмерная зависимость предприятий от государственных заказов; отсутствие стимулов развития кооперации из-за схемы ценообразования по гособоронзаказу по формуле «2 0% (собственные затраты) + 1% (привнесенные затраты)»; действующий механизм управления поставщиками согласно ГОСТ Р 58175-2018 работает не всегда.

Результатом является то, что разработка и производство конкурентоспособной продукции гражданского назначения существенно затруднено, развитая система отечественных поставщиков отсутствует, действующие поставщики неконкурентоспособны, ориентированы только на внутренний рынок и имеют высокий уровень накладных расходов по причине малых объёмов выпуска продукции, отсутствуют механизмы по управлению единственными поставщиками или их замене. Данные обстоятельства существенным образом отразились на проектах SSJ и MC-21, дальнейшее развитие которых будет зависеть от решения вышеуказанных проблем.

В целях построения эффективной производственной модели отечественной авиационной отрасли необходимо предусмотреть следующие меры:

- отказ от схемы «20 % + 1 %» по государственному оборонному заказу и переход к гибкой модели ценообразования в отрасли, где прибыль зависит также от соотношения собственных и привнесенных затрат;
- корректировка государственной политики в целях оптимизации активов, снижения уровня накладных расходов, стимулирования диверсификации производства поставщиков в смежных отраслях, встраивания их в международную кооперацию;
- активное развитие базы независимых поставщиков в военном и гражданском сегментах, создание прозрачной и честной конкуренции между ними;
- реализация экономических механизмов поддержки: софинансирование НИР, налоговое стимулирование, льготное заемное финансирование, прозрачное субсидирование деятельности предприятий.

Указанные стратегические шаги позволят обеспечить эффективность и финансовую устойчивость финальных интеграторов и поставщиков, эффективно использовать ресурсы и потенциал внутреннего рынка, в перспективе создать конкурентоспособную гражданскую продукцию и нарастить её долю на международном рынке.

Список литературы

1. ФЗ от 08.01.1998 г. № 10-ФЗ «О государственном регулировании развития авиации» (ред. от 03.08.2018).

2. Стратегия развития авиационной промышленности Российской Федерации на период до 2030 года. [Электронный ресурс]. URL: <http://minpromtorg.gov.ru/>

3. Государственная программа «Развитие авиационной промышленности на 2013—2025 годы» [Электронный ресурс]. URL: <http://government.ru/rugovclassifier/849/events/>

4. ГОСТ Р 58175-2018 Авиационная техника. Управление поставщиками при создании авиационной техники. Общие требования. [Электронный ресурс]. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200159856>

Методика формирования номенклатуры изделий аддитивного производства предприятия (отрасли)

Краснова Е.В.

Московский политехнический университет, г. Москва

Аддитивные технологии (АТ) — инновационный прорыв в сфере технологий машиностроения, основными направлениями развития которого являются: автоматизация процессов пост-обработки, увеличение объема новых знаний, стандартизация и кооперация, а также кибербезопасность. В настоящее время на предприятиях машиностроительных отраслей первоочередной и практически значимой задачей является разработка номенклатурного перечня изделий (НПИ), которые целесообразно производить с помощью АТ. Методика разработки НПИ включает в себя алгоритм, который состоит из ряда этапов и итерационных процедур. Первым этапом алгоритма является анализ инновационного потенциала (ИП) предприятия, показывающего его готовность к освоению и внедрению АТ. Если уровень ИП предприятия (отрасли) соответствует переходу к аддитивному производству (АП), то следует приступить к формированию вектора критериев изделий. Он складывается из единичных критериев, которые определяют область эффективного практического использования применяемой АТ. Следующим этапом является формирование системы условий и ограничений, которая обозначает границы значения каждого единичного показателя и способствует снижению мощности множеств изделий для дальнейшего рассмотрения. В соответствии с алгоритмом далее формулируются правило выбора, в основном осуществляемое в виде граничного условия, по которому ведётся отбор изделий и реализуемое методом экспертных оценок или директивным путём на основе имеющегося опыта. Классификация всего множества изготавливаемых на предприятии (в отрасли) изделий на группы по ряду признаков позволяет использовать принципы унифицированного производства. Формирование экспертной группы и проведение экспертизы деталей на последующих этапах проводится в соответствии с государственными стандартами, положениями или рекомендациями. Результат проведения данных процедур заключается в анализе субъективных мнений экспертов и оценкой точности экспертизы. Организация НИОКР выполняется при недостаточной достоверности экспертной оценки. Конструктивно-технологическая доработка изделий проводится в большинстве случаев, однако при отсутствии такой необходимости следует перейти к следующему этапу укрупненной технико-экономической оценки (УТЭО). Данная методика оценки основана на сравнении удельных ресурсозатрат при изготовлении изделия по существующей технологии и технологии АП. Если технико-экономический эффект изделий подтверждён и соответствует условиям и ограничениям, то необходимо сформировать предварительный НПИ. Такой перечень содержит перспективные и выпускаемые изделия, изготовление которых аддитивным методом снижает издержки производства. Распределения изделий по группам по конструктивно-технологическим признакам обеспечивает качественный состав оборудования АП. Далее производится расчёт требуемого количества оборудования, а также формируется и оценивается состав и требуемое количество исходных материалов для АП. Предприятия (отрасли), располагающие необходимыми ресурсами, имеют возможность сформировать и утвердить НПИ с дальнейшей технологической подготовкой и внедрением АТ. В случае отсутствия необходимого

оборудования следующим шагом алгоритма является план технического перевооружения и развития предприятия. Разработанная методика при её детальном уточнении и внедрении на конкретном предприятии позволит обеспечить обоснованный подход к внедрению АТ в производственный процесс. Методика формирования НПИ способствует разработке поэтапного плана освоения АТ предприятием (отраслью), а также поддержке конкурентоспособности предприятия, обеспечивая его устойчивое развитие.

Методика поиска альтернатив при выработке решений в условиях недостаточного информационного обеспечения

Латков В.В.

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В условиях современного промышленного производства проблема правильной оценки эффективности производства и качества работы предприятий приобретает особое значение.

Для решения сложных задач, в частности, касающихся разработок новых технологий, на аэрокосмических предприятиях сталкиваются с многоаспектной неопределённостью выбора путей их решения. Для получения необходимой информации зачастую прибегают к помощи экспертов, экспертной оценке. От решения эксперта (экспертной комиссии) зависит будущее разработок, проектов, производства. Предприятия аэрокосмического комплекса зачастую прибегают к этой практике.

Трактовка принятия решения как задачи позволяет более четко сформулировать её содержание, определить технологию и методы её решения. Задача принятия решений (ЗПР) направлена на определение наилучшего (оптимального) способа действий для достижения поставленных целей. Под целью понимается идеальное представление желаемого состояния или результата деятельности. Выработка плана действий по достижению результата составляет сущность задачи принятия решений [1].

Современные проблемы организаций становятся всё более сложными и требуют многоаспектного рассмотрения, а, следовательно, и разнообразных специализированных знаний. Поэтому в настоящее время всё большее количество управленческих решений принимаются на основе обсуждения, путём привлечения разных специалистов и с помощью различных организационных форм (рабочие группы, комиссии, комитеты, советы и т. п.).

Роль человека в решении задач производственно-экономического характера заключается в приведении реальной ситуации к типовой задаче математического программирования и утверждении получаемого оптимального решения. В соответствии с ГОСТ «ГОСТ Р ИСО 9000-2015 Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь» указывается, что работники — важнейший ресурс организации. Результаты деятельности организации зависят от того, как люди ведут себя в рамках системы, в которой они работают. Работники в организации начинают взаимодействовать и становятся заинтересованными через общее понимание политики в области качества и желаемых результатов организации [2].

Система менеджмента качества наиболее результативна, когда все работники понимают и применяют на практике навыки, подготовку, образование и опыт, необходимые для выполнения их функций и обязанностей. Предоставлять возможности работникам развивать необходимую компетентность является ответственностью высшего руководства.

В научном и педагогическом сообществе до сих пор не сложилось единого взгляда на определение понятия «компетенция», нет единого мнения о необходимости определения уровня освоения каждой компетенции специалистом, не сформулированы требования для квалиметрии профессиональных компетенций специалиста, а методологический аппарат находится в начальной стадии разработки. Однако, приняв в качестве основания для дальнейших рассуждений гипотезу о том, что компетенция не просто краткое описание

способности специалиста применять знания и навыки для достижения намеченных результатов [2] в области своей профессиональной деятельности, а объективная характеристика (свойство) специалиста, обуславливающая способность их применять, нужно сделать вывод о необходимости определения показателей этих характеристик. Т. е. существует необходимость в определении полного перечня таких показателей, их ранжирования, выработки вариантов систем весовых коэффициентов для определения интегрального показателя освоения компетенции.

Основываясь на результатах экспертного опроса в перечень частных показателей уровня освоения компетенции вошли уровень образования, время фактического исполнения обязанностей по должности, количество повторений успешно завершённых алгоритмов иерархического взаимодействия, количество повторений успешно завершённых алгоритмов участия в эксплуатационных процессах, количество повторений успешно завершённых алгоритмов участия в повседневной деятельности, количество алгоритмов, находящихся на одном уровне иерархии, количество алгоритмов, находящихся на соседних уровнях иерархии. Под алгоритмом в данном случае понимается описание последовательности действий, направленных на решение эксплуатационной задачи. Эти показатели были отранжированы экспертами. Для формирования агрегированного показателя уровня освоения компетенции ими был определён вид свертки — аддитивный, выявлена необходимость определения весовых коэффициентов предложенных показателей [3].

Для реализации метода экспертных оценок в некоторых случаях требуется предварительная разработка вариантов альтернатив.

В целом реализация данного подхода включает следующие этапы получения вектора весовых коэффициентов частных показателей уровня освоения компетенции [3]:

1. Выбор (назначение) критерия различимости.
2. Определение интервала поиска.
3. Назначение шага итерации (процедуры определения шага итерации).
4. Назначение исходных значений коэффициентов.
5. Определение критерия выхода из итерационной процедуры (назначение количества шагов итерации).
6. Выполнение итерационной процедуры.
7. Верификация полученных результатов с принятием решения о завершении поиска или о его повторении с новыми исходными данными.

Таким образом, при решении научных задач по формированию конечного множества вариантов альтернатив в условиях неопределённости возможно использовать в качестве исходных данных множество псевдослучайных чисел, имитирующее результаты работы группы экспертов.

Данная методика выбора альтернатив при решении задач с недостаточным информационным обеспечением позволяет упростить работу ЛПР в процессе принятия решений, что увеличит его производительность, а количество выполняемых им действий, напротив, уменьшить. В работе предложена методика выработки вариантов альтернатив для выполнения экспертизы, основанная на алгоритме поиска весовых коэффициентов для аддитивной свертки систем показателей.

Список литературы

1. Прохоров Ю.К., Фролов В.В. Управленческие решения: Учебное пособие. — 2-е изд., испр. и доп. — СПб: СПбГУ ИТМО, 2011. — 138 с.
2. ГОСТ Р ИСО 9000 — 2015. Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь. — Введён впервые 28.09.2015. — М.: Стандартинформ, 2018. — 48 с.
3. Гравченко Ю.А. Алгоритм поиска весовых коэффициентов частных показателей освоения компетенции / Ю.А. Гравченко, И.О. Голиков, В.В. Козлов // Известия Тульского государственного университета. Технические науки / Тульский государственный университет. — 2020. — Вып. 6. — С. 90—102. [Электронный ресурс] научная статья. — URL: https://tidings.tsu.tula.ru/tidings/pdf/web/preview/therest_ru.php?x=tsu_izv_technical_sciences_2020_06_b&year=2020 (дата обращения: 05.07.2020).

Перспективы применения «CANBAN» в авиационной промышленности

Лосев Д.А., Прокопенко Д.А.

Московский авиационный институт, г. Москва

Мир стремительно меняется, появляются новые технологии и возможности производства, а это значит, появляются новые методы управления ими. Уже в конце прошлого века владельцы предприятий по всему миру начали задумываться о снижении затрат и оптимизации производства. Все это привело к новой философии в управлении. Её назвали «бережливое производство». О ней и пойдёт речь в работе. У «бережливого производства» есть множество инструментов совершенствования. Все они отвечают за разные области: безопасность производства, непрерывное функционирование станков и уход за ними, предотвращение человеческих ошибок. Некоторые из них отвечают за бездефектность производства. Для управления циклом и потоком производства была создана система управления «CANBAN». В работе показан принцип её функционирования и особенности планирования, которые она описывает. В отличие от других классических систем управления, которые идут от производительности станков и отдельно взятого отдела, «CANBAN» планируется от готового изделия, а агрегаты для него заказываются благодаря карточкам. Как и у любой системы, у «CANBAN» есть свои плюсы и минусы. Мировой опыт показал преимущества введения новой философии, благодаря которой удалось уменьшить стоимость производства и снизить итоговую цену изделия. После введения уменьшается производительность отдельно взятого этапа, однако повышается результативность предприятия в целом. Из-за того, что изделия как бы «вытягиваются», не получается переполнения и переработки агрегатов одного вида и нехватки другого. Всё произведено в том количестве, в котором нужно для следующего этапа. Сам процесс введения рассмотрен на примере ПАО «Чкалов», который входит в состав «Холдинг «Сухой». В 2007 году на этом предприятии был запущен проект ближнемагистрального узкофюзеляжного самолёта «Sukhoi Superjet 100». Его особенность была в том, что он являлся коммерческим проектом, и ему было необходимо выйти на рынок. Но с самого начала предприятие столкнулось с проблемами: нехватка ресурсов, низкая выработка на одного рабочего, и большая территория, на которой выполнялось производство. Руководство предприятия пришло к выводу, что необходимы радикальные изменения в структуре управления, поскольку оборудование и квалификация рабочих не вызвала опасений. На примере этого производства рассмотрены плюсы и минусы введения, и проанализированы перспективы применения метода «CANBAN» в авиационной промышленности. В работе также рассмотрены результаты введения «CANBAN» на различных предприятиях Российской Федерации, и экономический эффект от таких изменений. Применение «бережливого производства» направленно в первую очередь на производственные цеха, поэтому для лучшего понимания процесса введения были рассмотрены этапы производства авиационной техники и структура управления на производстве. На примере «Чкалов» можно увидеть радикальные перемены в структуре управления и взаимодействия внутри коллектива.

Работа на примерах доказывает преимущества введения «CANBAN». При уменьшении пропуска на отдельном этапе производства, увеличивается пропускная способность и ритмичность производства. Главная сложность состоит в том, что введение «CANBAN» и «бережливого производства» требует коренного пересмотра своего отношения к производству и новых целей. Однако только небольшое количество рабочих готово к переменам, поэтому настолько коренное изменение философии чаще всего сопровождается увольнением людей по собственному желанию. Но, несмотря на это, после всех перемен, увеличивается производительность труда, результативность производства и взаимодействие всех этапов. Важна вовлечённость каждого участника производственного процесса в улучшение показателей. «CANBAN» является одной из самых изменяемых и гибких систем управления. Придуманная в прошлом веке система, аналог которой применялся ещё на тепловозостроительном заводе в Советском Союзе в

1950-х годах, официально была создана в 1962 на фирме «Toyota», и претерпела множество изменений. Сейчас она подходит под огромное количество отраслей и работает на заводах по всему миру.

Визуализация технологических процессов как инструмент минимизации человеческого фактора в производстве пассажирского самолёта

Малгатаев К.Л.

ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва

Успешное развитие предприятий во многом зависит от качества выпускаемой 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. 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. Всё это примеры визуального менеджмента.

Визуализация технологических процессов — один из инструментов визуального менеджмента, которая направлена на улучшение качества продукции и снижения дефектности.

Визуализацию технологических процессов применяют затем, чтобы донести важную информацию до человека. Так уж получилось, что мы с вами лучше всего воспринимаем зрительные образы.

Ярким примером является использование визуализации — это наглядная демонстрация пошагового выполнения правильных рабочих операций и процессов.

Применение визуализации в комплекте технологических документов предназначено для пояснения выполнения технологических процессов, операций и переходов изготовления.

На сегодня из перечня выполняемых операций сборки самолёта невозможно полностью вывести человека из производственного процесса, сотрудникам завода приходится выполнять операции, которые могли бы выполнять роботизированные системы. Поэтому в данный момент на технологическом уровне можно и нужно снижать влияние человеческого фактора на результаты работы производства, путём облегчения освоения технического материала при сборке самолётов ручным трудом.

Разработка перспективной маршрутной сети и оптимального плана использования воздушных судов для организации грузовых перевозок вакцины от коронавируса на территории Российской Федерации

Моисеев Д.В., Егоров А.А.

ФГБОУ ВО УИ ГА, г. Ульяновск

В статье описан процесс разработки наиболее экономичной и эффективной маршрутной сети грузовых перевозок вакцины от COVID-19 по территории РФ. Были отобраны наиболее подходящие аэропорты, из которых будет осуществляться перевозка вакцины по всей территории страны, а также типы воздушных судов, которые вкуче с аэродромами базирования обеспечат самый экономичный и своевременный способ доставки вакцины до населения.

В 2020 году весь мир столкнулся с глобальной проблемой, масштабы которой намного больше, чем у катаклизмов, случавшихся когда-либо ранее. Речь идёт о пандемии COVID-19. В стороне не осталась и авиационная отрасль — международная ассоциация воздушного транспорта IATA (International Air Transport Association) уже признала, что падение пассажиропотока в 2020 году — самое резкое за всю историю авиации. Но 11.08.2020 г. в России была зарегистрирована первая в мире вакцина от COVID-19. И сейчас, когда развёртывается её серийное производство, перед авиационными транспортными компаниями стоит задача — организовать скорейшую доставку вакцины во все точки земного шара, чтобы пресечь распространение вируса, несущего вред экономическому и физическому благосостоянию общества.

Среди целей данной научной работы можно выделить: отыскание маршрутной сети с максимально экономичной и оперативной доставкой, выбор среди имеющихся в распоряжении заказчиков таких типов ВС (воздушных судов) для каждого из маршрута транспортной сети, которые позволили бы удовлетворить одновременно такие критерии грузовых перевозок, как экономичность и максимальная оперативность доставки, с учётом спроса на вакцину в конкретных регионах России, а также ЛТХ (лётно-технических характеристик) имеющихся ВС, расчёт и сравнение потребного и имеющегося количества грузовых ВС, в случае превышения числа потребных ВС над числом имеющихся — отыскание оптимального решения для скорейшей и экономически обоснованной доставки вакцины населению РФ и разработка предложений по реализации полученного решения.

Актуальность и своевременность проведения данного исследования была осознана авторами после официального заявления IATA, призывающего консолидировать усилие всех стран-членов ассоциации для решения сложнейшей логистической задачи — организации бесперебойной доставки вакцины от вируса COVID-19 всему населению Земли — 7, 8 млрд. человек. Также в этой статье говорится о том, что по всему миру понадобится около 8 тыс. грузовых ВС, аналогичных Boeing-747. Авторы работы приняли решение составить наиболее оптимальную и эффективную грузовую маршрутную сеть в пределах РФ.

На первом этапе выполнения работы был изучен потенциальный спрос населения РФ на вакцину Спутник-V, разработанную в НИЦЭМ им. Н. Ф. Гамалеи (Национальный исследовательский центр эпидемиологии и микробиологии имени почётного академика Н.Ф. Гамалеи). В качестве опоры были использованы статистические данные, полученные у случайной выборки россиян в опросе, проводимом проектом коронаФОМ.

На втором этапе исследований были получены и проанализированы сведения о местах производства вакцины.

На третьем этапе исследований авторами были выбраны регионы, в которые осуществлять доставку вакцины с учётом географического положения региона нецелесообразно как по экономическим, так и по временным факторам.

На четвёртом этапе исследований был изучен и определён состав флота грузовых ВС, которые смогут принять участие в процессе доставки вакцины.

На пятом этапе исследований была составлена маршрутная сеть, включающая крупные узловые центры — хабы, из которых будет осуществляться доставка вакцины по регионам, а также местные аэропорты, где для каждого региона в дальнейшем отдельно будет решаться задача распределения вакцины среди своих жителей. В целях повышения эффективности использования экономических, временных, человеческих и др. ресурсов, из каждого выбранного хаба доставка будет осуществляться по определённым направлениям и определёнными типами ВС с учётом географического положения хаба, его грузовой пропускной способности и способностью обслуживать выбранные типы ВС. Данные о расстояниях, между пунктами отправления и пунктами назначения, выгоде географического положения того или иного хаба, его грузовой пропускной способности были взяты из научной работы «Об оценке условий создания аэропорта — пересадочного узла для внутренних перевозок на территории Российской Федерации».

На шестом этапе исследований для каждого из направлений транспортной сети было выбрано ВС (комбинация ВС), и их количество, чтобы расчётная потребность населения была удовлетворена. В расчёт брались такие ЛТХ ВС, как грузоподъёмность и дальность полёта с полной загрузкой.

На седьмом этапе исследований авторами был сделан вывод о достаточности имеющегося парка грузовых ВС или о необходимости принятия иных решений для данной задачи и описания этих решений.

В описанной работе были изучены возможности как можно скорой доставки вакцины от COVID-19 Спутник-V населению РФ. Был составлен оптимальный план перевозок, включающий в себя аэропорт вылета, прилёта и тип ВС, осуществляющий данный рейс. Был сделан вывод о том, что оперативная доставка вакцины населению невозможна без введения дополнительных производственных мощностей (парка грузовых ВС и пропускной способности аэропортов). Предложения о способах увеличения производственных мощностей были сформированы и прокомментированы.

Перспективы использования технологий управления Smart City в условиях цифровизации экономики

Пушкарёв М.Д., Ляпустина Н.Г., Алавердян Ю.А.
Московский авиационный институт, г. Москва

Направление Smart City, стремится воплотить самые амбициозные надежды человечества, обещая использовать новейшие технологии для лучшей жизни и социальной гармонии. Но, по мнению некоторых обывателей, повсеместное появление «умных городов» приведёт к условиям, в которых все жизненные процессы будут контролироваться искусственным интеллектом и автоматизированными устройствами. Авторы статьи рассматривают перспективы умных городов и оценивают риски, возникающие при их внедрении.

Для эффективного использования технологий управления Smart City можно использовать следующие стратегические цели, чтобы в корне изменить образ жизни, работу и взаимодействие с городом;

А) Умный, живой и устойчивый город:

- обеспечение полной поддержки ИКТ критически важной инфраструктуры и ресурсов для повышения эффективности, доступности и устойчивости;
- повышение устойчивости посредством совместного связанного планирования, повышения осведомлённости и развития потенциала, способствуя к реагированию быстрой готовности на уровне отдельных лиц, сообществ и общества;
- развитие приверженности и сотрудничества между различными заинтересованными сторонами для предоставления интегрированного, умного и устойчивого городского опыта.

Б) Глобально конкурентная экономика, основанная на прорывных технологиях:

- глобально конкурентоспособная экономика, использующая инновации в ИКТ как средство цифровой трансформации стратегических секторов экономики и разработки новых правил экономического развития и участия;
- начало перехода к циркулярной экономике, которая способствует повторному и совместному использованию экономических активов и ресурсов;
- энергичная предпринимательская и инновационная экосистема, основанная на продуктивных инвестициях в НИОКР, новых технологиях, открытых и общих данных и обогатении сотрудничества, направленного на повышение количества патентов.

В) Взаимосвязанное общество с легкодоступными социальными услугами:

- оцифровка и упрощение доступа к услугам и их использованию в повседневной жизни;
- улучшение качества жизни людей за счёт использования технологий для оптимизации социального, культурного, образовательного и медицинского опыта.

Г) Плавный транспорт, управляемый автономными и совместно используемыми автомобильными решениями:

- интеллектуальные инновационные мобильные решения для беспроблемной и безопасной транспортировки;

- повышение мобильности города за счёт использования автономных транспортных технологий для повышения производительности, эффективности и снижения пробок на дорогах;

- расширенное использование общественного и собственного транспорта, чтобы сократить время, затрачиваемое на поездки, помогая жителям и посетителям добираться до места назначения безопаснее и быстрее.

Д) Чистая экологическая среда:

- использование ИКТ для обеспечения устойчивости и качества ресурсов (вода, воздух, энергия и т. д.) для жителей и посетителей;

- развёртывание передовых стратегий в области спроса и предложения на основе ИКТ для повышения эффективности использования ресурсов и экономии потребления;

- цифровое преобразование секторов коммунального обслуживания, производства, транспортировки и переработки отходов, чтобы уменьшить углеродный след для более чистой и здоровой окружающей среды.

Е) Цифровое правительство:

- предоставление перечня государственных услуг по цифровым каналам;

- правительство, опирающееся на общегородские и общедоступные сервисы и инфраструктуру мирового класса, которые обеспечивают значительную эффективность.

Тенденции, которые определяют умные города к 2035 году, можно отпределить следующим образом:

1. Кибербезопасность умных городов.
2. Использование современных и безопасных энергоресурсов.
3. Повышенная конфиденциальность данных.
4. Экологичность.
5. Усовершенствованная система интеллектуальной транспортировки.
6. Новые подходы к энергоэффективности.

Обучающие видеопособия для вновь принятых молодых рабочих авиационного завода

Рыжикова А.А.

Казанский авиационный завод имени С. П. Горбунова — филиал ПАО «Туполев»,
г. Казань

Обсуждается совершенствование системы подготовки вновь принятого персонала авиационного завода. Проект «Обучающие видеопособия для вновь принятых молодых рабочих» разработан на территории Казанского авиационного завода им. С. П. Горбунова — филиала ПАО «Туполев».

Казанский авиационный завод им. С. П. Горбунова входит в число лидеров международной авиастроительной промышленности.

В настоящее время Казанский авиационный завод им. С. П. Горбунова является филиалом ПАО «Туполев». ПАО «Туполев» — один из крупнейших разработчиков и производителей авиационной техники, занимающийся проектированием, производством и испытаниями летательных аппаратов различного назначения, созданием и внедрением новых технологий для их производства, обеспечением эксплуатации и послепродажного обслуживания самолётов.

Осваивая производство новых типов самолётов, Казанский авиационный завод постоянно совершенствует производственную базу, уделяя внимание техническому оснащению производства и внедрению новых уникальных технологий. Производственная база филиала размещена в корпусах, оснащённых специальным оборудованием,

обеспечивающим возможность изготовления сложнейших деталей по современным технологическим процессам.

Для выполнения работ по производству, ремонту и модернизации самолётов КАЗ необходимы подготовленные и высококвалифицированные специалисты. На сегодня перед предприятием стоят большие задачи — это модернизация легендарного Ту-160, и в связи с этим особое значение уделяется набору квалифицированного персонала.

Авиационная отрасль — узкоспециализированная, трудно найти подготовленных высококвалифицированных специалистов на рынке труда. Профессионалы среди инженеров-конструкторов и инженеров-технологов, мастеров производственных участков становятся высокими профессионалами внутри предприятия не за один год.

Подготовкой кадров для Казанского авиационного завода им. С. П. Горбунова — филиала ПАО «Туполев» занимаются Казанский авиационно-технический колледж им. П. В. Дементьева и Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева.

На сегодняшний день на Казанском авиационном заводе — 266 студентов-целевиков. С первого курса студенты-целевики проходят практику на предприятии. Уже на последних курсах студенты имеют возможность трудоустроиться на предприятие. Так в 2019 году был трудоустроен 81 выпускник КНИТУ им. А. Н. Туполева (в т. ч. 23 студента-целевика в свободное от учёбы время), в 2018 — 160 чел. (в т. ч. 18 студентов-целевиков в свободное от учёбы время), в 2017 — 122 чел. (в т. ч. 14 студентов-целевиков в свободное от учёбы время).

Казанский авиационно-технический колледж им. П. В. Дементьева готовит для КАЗ специалистов рабочих специальностей, на базе предприятия организуется демонстрационный экзамен по стандартам WorldSkills, практика учащихся и последующее трудоустройство. Так в 2019 году было трудоустроено 83 выпускника КАТК, в 2018 — 231 чел., в 2017 — 63 чел. в свободное от учёбы время.

Основная подготовка специалистов под специфику нашего предприятия ведётся внутри предприятия.

С начала 2018 года на КАЗ им. С. П. Горбунова — филиале ПАО «Туполев» проводится работа по внедрению новой системы наставничества. Анализ реализации программы адаптации вновь принятого персонала, выявил следующие проблемы:

1. Недостаточная усвояемость новой информации.
2. Наличие производственного брака на начальных этапах освоения профессии.
3. Недостаток наставников по узко квалифицированной специфике работы.
4. Трудности в освоении особо ответственных специальных технологических процессов.

Результаты данного анализа подчеркнули актуальность проблемы обучения вновь принятого персонала. Одной из эффективных технологий повышения усвояемости обучения является метод визуализации учебной информации, который является наиболее простым и эффективным способом передачи информации.

В феврале 2019 года службой директора по персоналу было принято решение о старте реализации молодёжного проекта «Обучающие видеопособия для вновь принятых молодых рабочих», в рамках которого планировалось создать 5 обучающих фильмов для обучения узкоспециализированным специфичным рабочим процессам.

В июле 2020 года был презентован первый обучающий фильм «Слесарно-сборочные операции в агрегатно-сборочном производстве». Videopособие раскрывает и поэтапно показывает специфику сборки элементов в агрегатно-сборочном производстве в соответствии с внутренними и внешними нормативными документами: системы менеджмента качества, технологическим процессом, системой охраны труда и промышленной безопасности, профессиональным стандартом.

Перспективы использования квадрокоптеров в системе безопасности аэродрома «Стригино»

Сеитов С.К.

МГУ имени М. В. Ломоносова, г. Москва

Цель исследования состоит в разработке направлений по обеспечению безопасности на аэродроме «Стригино» с использованием квадрокоптеров.

Для достижения заявленной цели сформулирована группа задач:

– конкретизировать направления повышения экономической эффективности в сфере безопасности на аэродроме «Стригино»;

– выдвинуть и обосновать направления по использованию квадрокоптеров в работе аэродрома «Стригино».

В ходе исследования использовались следующие методы:

1) анализ и логическая обработка собранных сведений: вычисление и систематизация существующей информации; сравнение и обобщение данных;

2) расчётно-конструктивный метод (для анализа оптимальных параметров создаваемого квадрокоптера).

На базе данного исследования решены нижеперечисленные проблемы:

– раскрытие направлений повышения эффективности в сфере безопасности за счёт квадрокоптеров на аэродроме «Стригино», обслуживающем Нижний Новгород и Нижегородскую область (которые в перспективе могут быть апробированы и в других российских аэродромах);

– разработка оптимальных характеристик конструкции квадрокоптера, применимых в области обеспечения безопасности на территории аэродрома «Стригино»;

– формулирование направлений и предложений в сфере применения квадрокоптеров на предприятиях воздушного транспорта.

Библиографический список

1. Arminski K., Zubowicz T. Robust identification of quadcopter model for control purposes // 22nd International Conference on Methods and Models in Automation and Robotics (MMAR). — 2017. — Pp. 337—342.
2. LeMieux J. Introduction to Unmanned Systems: Air, Ground, Sea & Space; Technologies and Commercial Applications / Unmanned Vehicle University Press, North America and International: Phoenix, AZ, USA, 2013. — 336 p.
3. Kostyukevich Y., Efremov D., Ionov V., Kukaev E., Nikolaev E. Remote detection of explosives using field asymmetric ion mobility spectrometer installed on multicopter // Journal of mass spectrometry: JMS. 2017. Vol. 52 (11). Pp. 777—782.
4. Use of Fire-Extinguishing Balls for a Conceptual System of Drone-Assisted Wildfire Fighting / Aydin B., Selvi E., Tao J., Starek M. // Drones. — 2019. — Vol. 3 (17). — Pp. 2—15.
5. Ложечников И.А. Анализ статистических данных о столкновениях воздушных судов гражданской авиации с птицами в России в 2014 году // Современные научные исследования и инновации. — 2015. — № 12. [Электронный ресурс]. URL: <http://web.snauka.ru/issues/2015/12/60267> (дата обращения: 30.08.2020).
6. Федеральное Агентство Воздушного Транспорта (ФАВТ). Информация по безопасности полётов №14. Информация по орнитологическому обеспечению безопасности полётов на территории Российской Федерации. — 6 с.
7. Завадская Н.С. Повышение производительности труда на предприятиях воздушного транспорта с использованием беспилотных летательных аппаратов. — СПб: Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации, 2020. — 67 с.

Перспективные методы обеспечения жизнедеятельности экипажей космических миссий (на материалах иноязычных источников)

Ульянкин А.И., Демина П.Н., Мырмина В.П.
Московский авиационный институт, г. Москва

Цель данного исследования — анализ перспектив применения и экономической выгоды использования прорывных для аэрокосмической медицины технологий CRISPR/Cas9 (редактирования геномов), криоконсервации и 3D-биопечати для обеспечения максимальных условий сохранения жизни участников длительных межпланетных экспедиций и восстановления здоровья экипажей без возвращения аппаратов на Землю.

Выбор данных технологий как перспективных направлений обоснован повышением интереса мировой науки к инженерному обеспечению космической медицины для полётов на дальние расстояния и необходимостью усиления научных исследований в областях генной инженерии и терапии, анабиоза и аддитивных биотехнологий на службе космосу.

Редактирование генома в аспекте сопротивляемости вирусным инфекциям, сердечно-сосудистым заболеваниям (ССЗ), нарушениям обмена веществ, первичным дефектам иммунной системы, гемофилии, мышечной дистрофии, Т-клеточной противоопухолевой иммунотерапии, муковисцидозу, лейкомии выделяются как ультрасовременные направления развития не только генной инженерии, векторной трансформации ДНК, но и генной терапии, развитие которых для межпланетных миссий позволит получить экономическую выгоду. Значительные успехи достигнуты в областях трансгенеза, применения рекомбинантных ДНК технологий, регенерации тканей, соматической гибридизации. Особенно показательны эксперименты на МКС с применением технологии CRISPR-Cas9 для редактирования ДНК.

Отдельное внимание уделяется вопросу целенаправленного редактирования генома, клеточным клонированию, программированию цинк-пальцевых нуклеаз (ZFNs) и транскрипционным активатор-подобным эффекторным нуклеазам (TALENs), созданию кластеризованных регулярно чередующихся коротких палиндромных повторов — CRISPR-ассоциированной нуклеазы 9 (Cas9) и перспективе применения данных разработок для дальних космических полётов и выживания на новых планетах. Проанализированы результаты работ учёных США, Канады, Германии, Испании за последние годы. Анализ результатов доказывает целесообразность продолжения исследований по данной тематике.

Следующая находящаяся на пике научных изысканий технология, рассмотренная в данном исследовании, это криоконсервация, в рамках которой самым радикальным и выгодным с экономической точки зрения способом гибернации является крионика, поскольку крионированные организмы значительно дешевле и проще поддерживать в замороженном состоянии, что крайне перспективно в дальних космических перелётах.

Анализ научных трудов таких лидеров данного направления космической медицины как Benjamin P. Best, Robert Ettinger, Takeda Y, Amir Arav и др. представлен в таблице 2. Результаты показывают, что возможность заморозить и разморозить человека без существенных последствий в будущем переходит из области фантастики в область реально осуществимой практики и рассматривается реальным применением в межпланетных перелётах. Таблица 3 показывает ситуацию на рынке крионирования и представляет обзор крупнейших организаций — поставщиков данного вида услуг в США, России и Китае.

Делается вывод о потенциале применения искусственной гибернации, экономической выгоде применения систем жизнеобеспечения гибернационной камеры, криосохранения в условиях обитаемого космического модуля для путешествий на Марс, в котором экипаж будет погружён в состояние гибернации на время полёта. Доказаны преимущества криоконсервирования для стерильности хранения биоматериала с сохранением его

свойств, изучены процессы замораживания объектов с разными скоростями в криохранилищах, анализируется влияние криосохранения на биостаз.

Исследуя перспективы применения новых технологий для длительных космических полётов, авторы данной работы считают принципиально важным изучение преимуществ 3D-биопечати для космоса, наряду с потенциалом аддитивных технологий для печати фрагментов реактивных двигателей (3D-принтер «Роутер 3131», Россия), прототипов ракетных двигателей (Aerojet Rocketdyne, Blue Origin, США), кислородно-углеродородной силовой установки (Rocket Lab, США) и печатью технических деталей на орбите (3D-принтер Zero G, США), медицинских деталей (3D4MD, Канада).

Потенциал биопечати в космосе подтверждается разработками российской компании 3D Bioprinting Solutions.

Авторы данной работы, основываясь на исследованиях Ali Khademhosseini и Gulden Samci-Unal, считают 3D-биопринтингом роботизированную аддитивную биофабрикацию, обладающую потенциалом для создания или моделирования жизнеспособных органоподобных или тканевых структур в трех измерениях. Принципиально важным для понимания потенциала использования данной технологии в космических полётах является вопрос о биочернилах (англ. bioink), особом биоматериале, содержащем живые клетки.

Показаны результаты исследований, проведённых на биопринтерах в условиях гравитации и подтверждающих потенциал использования биопечати в тканевой инженерии, в условиях микрогравитации на МКС, биофабрикация клеток мышечной ткани в космосе, прорывные технологии изготовления уникальных биочернил, использование особых условий нахождения живых клеток в магнитном поле — магнитной биопечати являются прорывными технологиями, нацеленными на биофабрикацию без отторжения тканей.

Особое внимание уделяется вопросу международного сотрудничества по биопринтингу на примере партнерства компаний «3D Bioprinting Solutions, Meal Source Technologies, Aleph Farms и Finless Foods» для обеспечения функционирования специального биопринтера на МКС.

Особенно авторы данного исследования отмечают следующий факт: работа в космосе сопряжена с множеством рисков, и травмы неизбежны. В условиях космической изоляции сложно оказать срочную помощь. Вместо принятой сегодня процедуры экстренного возвращения экипажа на Землю, возможно эффективное использование биопринтинга.

Хотя данное исследование не ставит своей целью изучение лингвистической составляющей проблемы, авторы обращают особое внимание на обязательность владения словарем терминов по данной тематике на русском и английском языках, без которого невозможны ни изучение современного состояния проблемы, ни обмен научным опытом.

Общие выводы по результатам исследования следующие:

1. Наиболее перспективными современными тенденциями инженерного обеспечения медицинского обслуживания экипажей в дальних космических перелётах авторы считают целенаправленное редактирование генома, криоконсервацию и 3D-биопринтинг, экономическая выгода применения которых для космоса рассматривается положительно.

2. Изучение иностранных языков дает качественно новый подход к овладению передовым опытом мировой науки.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

У

Usmonov T.B. 126

А

Абдуллин И.Н. 103
 Абукаев А.Р. 229
 Авершин А.А. 80
 Аверьянов И.О. 180
 Аврамов Н.А. 119
 Агаев Р.Н. 42
 Агаповичев А.В. 223
 Агешин Е.С. 215
 Агуреев Л.Е. 215
 Акимов В.Н. 94
 Аксенов И.В. 21
 Акулов О.Ю. 46
 Алавердян Ю.А. 278
 Александров А.А. 216
 Александров Б.Е. 144
 Алексеенков А.С. 160
 Алешин К.Г. 54
 Аль Дарабсе А.М. 150
 Альперина Н.А. 126
 Амосов А.И. 261
 Андроняк А.П. 124
 Антонов Д.И. 75
 Астапов А.Н. 234
 Атопшев Ю.С. 104

Б

Бабунов А.В. 81
 Багиян А.Б. 160
 Балабан А.Л. 105
 Балабан И.Г. 105
 Балакин Д.А. 106
 Балясный К.В. 54
 Бараковский Ф.А. 81
 Баранова М.Е. 245
 Барановски С.В. 217
 Баркова М.Е. 82
 Барышников К.Н. 132
 Берникова М.Ю. 64
 Берсуцкая О.Д. 171
 Бикинсева А.П. 22, 23
 Богодухова Е.С. 219
 Богомоллов М.А. 55
 Бондарев Е.А. 111
 Борисов С.А. 120

Брусникин П.М. 84
 Бубликов М.А. 219
 Бугай И.А. 236
 Будков А.С. 151
 Букирёв А.С. 152
 Булычев Р.Н. 244
 Бутурлакин А.И. 263
 Бычкова А.А. 127

В

Вакулин А.Ю. 56
 Вельможин Д.С. 23
 Вивчарь Р.М. 181
 Виницын Н.К. 156
 Войтов Д.Ю. 182
 Волков А.П. 107
 Волкова А.С. 188
 Воронков А.В. 104

Г

Гайнанов Р.В. 127
 Гайнутдинов Т.М. 220
 Галин М.А. 112
 Ганюшкина Н.А. 25
 Герасименко С.Ю. 128
 Герман Ю.О. 266
 Глотова Марина 257
 Голиков Н.С. 57, 72
 Головин С.С. 154
 Гордеев С.В. 57
 Горчилина Е.А. 221
 Грабовский И.И. 58
 Григорьев Д.С. 25
 Григорян А.С. 25
 Гришина А.Ю. 23, 26
 Гуляев М.Н. 67
 Гущина О.А. 109

Д

Дабабне Исса 150
 Давидчук В.А. 221
 Дегтярев В.С. 27
 Дегтярева А.В. 27
 Демина П.Н. 282
 Дмитриева М.О. 223
 Добровольский И.С. 69
 Должанский М.П. 154
 Доронина В.Ю. 23

Дубакина Д.И. 182
 Дубова П.К. 262
 Дубовицкий Е.И. 183
 Дубовицкий М.А. 184
 Дудкин С.О. 84
 Дьяков Д.Е. 155
 Дюков В.А. 186
 Дяченко И.А. 207

Е

Евламповев А.В. 224
 Егоров А.А. 276
 Екатерина А.Е. 229
 Емельяненко К.А. 227
 Елифанцев К.В. 58
 Еремкина М.С. 225
 Ефимов Д.С. 156
 Ефромеев А.Г. 177

Ж

Жагров Е.К. 111
 Жигулин И.Е. 227
 Жирнов А.В. 85
 Жуков М.В. 132
 Журавлёв Д.О. 186

З

Загидуллин Р.С. 129
 Заграничных А.С. 34
 Зайцева Е.В. 228
 Закота А.А. 188
 Замуреев Я.С. 28
 Захаров В.М. 130
 Захаров Н.Б. 229
 Зверев А.В. 231
 Здорова М.В. 86
 Зельцер А.Г. 29
 Зибров С.И. 263
 Зиганшин Б.Р. 59
 Зинина А.И. 173

И

Иванов А.С. 157
 Иванов Б.С. 215
 Иванов К.В. 31
 Иванова С.И. 190
 Изосимов А.В. 188
 Ильющенко Л.А. 89

Исаков С.С.	211
Ишенин Д.А.	264

К

Кадеров В.А.	87
Кадилов А.А.	61
Казимарданов М.Г.	66
Какшин В.В.	107
Калинин Р.М.	21
Калугина М.С.	229
Каляганова В.Ф.	49
Капитнов А.Е.	62
Каплин М.А.	64
Карабут В.В.	190
Карачевцев Д.Ю.	111
Каргаев М.В.	191
Карпук А.Н.	193
Каташов А.В.	68
Каташова М.И.	68
Катриченко А.А.	196
Качалина М.А.	158
Качурина Е.С.	207
Кашинский С.В.	172
Кенжахметов Ж.Е.	193
Ким И.Ю.	92
Кимяев А.И.	159
Кириюшкин А.Е.	195
Кишук П.С.	230
Клюев А.Ю.	65
Клюкман Е.Ф.	266
Ковальчук Д.В.	31
Ковинский А.А.	131
Козлов А.Е.	267
Козловцев С.А.	269
Козляков П.Ю.	71
Козырь А.В.	88
Колодяжный Д.О.	182
Коломенский Б.А.	231
Колосова Т.В.	231
Кондратьев Д.В.	270
Коновалов М.С.	193
Константинова Е.П.	112
Коренчук К.Ю.	89
Коркина Д.В.	196
Корнилов А.В.	113
Коровин А.В.	197
Коротеев А.В.	21
Коротков А.И.	76, 131
Корчагин К.С.	113
Косачёв В.В.	89
Косицына С.И.	115
Косоваягин К.В.	43

Костин В.А.	232
Костюк Н.А.	164
Котельников А.В.	71
Котельников И.К.	160
Красилова А.К.	207
Краснова Е.В.	272
Круглова И.Д.	245
Кругловский С.В.	200
Крылов А.А.	90
Кувырзин Р.В.	160
Кудряшов Л.И.	116
Кузнецов А.М.	75
Кузнецов А.С.	232
Кузнецов С.С.	197
Кузьмин Н.В.	31
Кулаков М.В.	27, 33
Курьянов И.Ю.	116
Кусков И.Э.	34
Кучменко А.В.	117

Л

Лаптев И.Н.	215
Ларин Г.Г.	233
Ласточкин А.П.	161
Ласточкина А.А.	161
Латков В.В.	273
Лебитков В.К.	50
Лисовинов А.В.	34
Лифанов И.П.	234
Лифанова Р.З.	91
Лищенко Р.И.	243
Лосев Д.А.	275
Лоскутова Е.В.	132
Лукин А.А.	236
Лунев А.С.	266
Лупанчук В.Ю.	161
Лысых Н.С.	207
Ляпустина Н.Г.	278

М

Макарин М.А.	163
Макаров П.В.	43
Макарова Л.В.	236
Максимов А.Д.	77
Малаховский М.А.	236
Малгатаев К.Л.	276
Малевич Н.А.	87
Мальцева О.А.	50
Маркова Е.В.	150
Марковцева В.В.	237
Матковский Н.О.	239

Медведев А.А.	96
Меденкова О.С.	239
Мензульский С.Ю.	182
Мещерин А.Н.	104
Минайлов А.В.	55
Мингалев С.В.	66
Минина О.В.	198
Миняйло Я.Ю.	199
Митрофанова О.А.	64
Михайлов И.В.	128
Моисеев Д.В.	276
Мокрова М.И.	164
Мусатов В.Н.	118
Мырина В.П.	282
Мысищев А.Д.	124

Н

Набережнев Д.Ю.	119
Надточий В.Н.	120
Насонов Ф.А.	216, 232
Неретин Е.С.	151, 157
Нерисян Д.Г.	174
Неруш М.Н.	34
Несучкина Е.С.	257
Никандров Г.В.	161
Никитин В.В.	200
Никитина А.П.	165
Николаев Е.В.	201
Ногуманов Р.И.	240
Нозирзода Ш.С.	242
Норкайте Ю.Ю.	49

О

Оболенский В.Ю.	166
Омельченко В.В.	134
Осипов А.А.	121

П

Павлов А.В.	121
Павлюк П.Ю.	35
Панин М.И.	242
Пантенков Д.Г.	35
Пасов В.Е.	167
Пермяков А.И.	67
Петров И.Н.	243
Пименов В.Н.	164
Писарев Н.С.	37
Поджарская М.С.	92
Подолова Е.Ю.	202
Подрез Н.В.	122
Попарецкий А.В.	71

Попов Е.П.	38
Попов Ю.В.	168
Попова Т.В.	244
Порываев Д.А.	169
Потоцкая А.М.	40
Прокопенко Д.А.	275
Прохоренко И.С.	68
Прохоренко П.А.	41
Пузырецкий Е.А.	204
Пушкарев М.Д.	278

Р

Рагулин И.А.	41
Разживин В.А.	243
Рахметов И.А.	193
Резина Л.Д.	206
Ремизов И.А.	69
Ремпель Г.Б.	69
Роговенко О.Н.	171
Родионов К.А.	190
Ролдугин С.С.	263
Рубинов С.Б.	111
Рубцов В.А.	43
Рыжикова А.А.	279
Рыкалин А.В.	134
Рысистов А.В.	94

С

Савельев А.С.	171
Савченко А.Ю.	152
Саламатин В.С.	244
Салахов А.М.	42
Сальникова Е.В.	206
Сапожников Д.В.	171
Сатаева Н.Е.	227
Сатарова В.И.	245
Сверлов М.Д.	236
Сединин И.Н.	206
Сеитов С.К.	281
Семенит С.В.	160
Семина М.В.	215
Сидоренко А.В.	31
Сидоров И.И.	58
Силин Н.Д.	172
Симаков С.П.	136
Синельников А.О.	96
Синякин В.П.	70
Сладков И.С.	57, 72
Смагин А.А.	42
Соболев Д.Д.	136
Соколов Е.С.	96

Соловатов И.А.	138
Соловьев Л.С.	138
Солодкова М.А.	232
Сопин С.В.	207
Сотников Е.В.	190
Сочнев А.В.	59, 61
Спирягин В.В.	140
Становов А.В.	97
Стариков П.А.	71
Старков Д.А.	71
Старков И.Н.	247
Старостина Т.В.	142
Стахович А.А.	43
Степанов А.А.	42
Степанов Р.Н.	43
Степушин А.С.	247
Стрельников И.В.	249
Судариков А.В.	250
Сухих Е.П.	172

Т

Табакон Е.В.	173
Талалаева П.И.	57, 72
Терехин А.В.	254
Тимохин В.С.	251
Титов Д.А.	174
Тищенко О.Д.	253
Трахман Р.А.	254
Трусфус М.В.	103
Тусов П.А.	45
Тычинская М.С.	254

У

Ульянкин А.И.	282
Унченко И.В.	123
Усенко Д.Е.	94
Усс А.Ю.	73

Ф

Фаизов М.Р.	142
Федоренко Д.С.	209
Федоров И.В.	75
Федоров Р.В.	46
Федюнин Д.А.	76, 131
Фокин И.В.	256
Фурс И.В.	172, 176

Х

Хабибуллин Ф.Ф.	142
Хайруллин Р.Р.	196

Хайруллина Л.Р.	75
Хакимов Р.В.	242
Хамадов Р.Р.	76, 131
Харькина О.А.	86
Хобта Р.Г.	34
Хоменко К.А.	46
Хуанг Чун-Пинь	211
Худас А.А.	98
Хуторной И.Н.	49

Ч

Чаровский М.А.	161
Чебаков Е.В.	143
Чебаненко В.А.	212
Чекалов Д.И.	96
Чекушов Е.А.	101
Челноков А.В.	140
Черкасова Н.Д.	177
Чернышов В.В.	49
Чжо М.Х.	257
Чижикова Л.А.	98
Чмыхало А.И.	140
Чубенко Т.А.	77
Чуланов А.А.	124
Чурилин С.В.	99

Ш

Шабунин А.А.	67
Шалин А.В.	247
Шамак В.А.	186
Шахов С.В.	231, 258
Шейна Е.А.	92
Широков А.А.	86
Ширшов С.Н.	144
Шитиков И.С.	145
Шихин С.М.	146
Шлык П.И.	206
Штепура А.А.	158
Шувалова М.А.	101
Шутько А.П.	158

Ю

Юденков В.Э.	50
Юдин А.В.	212

Я

Языков М.Д.	134
Яриков А.В.	49
Ясаков Б.А.	62

ISBN 978-5-4465-3002-1

12-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс
научно-технических работ и проектов в области авиационной
и ракетно-космической техники и технологий
«Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

Сборник аннотаций конкурсных работ

mforum@mai.ru
<http://mforum.mai.ru>
Учёный секретарь
Васильева София Николаевна

Подписано в печать 02.11.2020
Формат 148x210мм
Бумага офсетная.
Тираж 500 экз. Заказ № 1411

Отпечатано
Типография «Логотип»
г. Можайск, ул. Мира, 83