

Организатор



Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Партнёры и спонсоры



ПАО «Объединённая
авиастроительная
корпорация»



Госкорпорация
«Роскосмос»



АО «Объединённая
двигателестроительная
корпорация»



АО «Вертолёт
России»



АО «Корпорация
Тактическое ракетное
вооружение»



Филиал ПАО
«Компания «Сухой»
«ОКБ Сухого»



ПАО «Корпорация
Иркут»



Филиал ПАО
«ОДК-УМПО» ОКБ
им. Лялюки



АО «Конструкторское
бюро приборостроения
им. А. Г. Шипунова»



ОАО «Арзамасский
приборостроительный
завод им.
П. И. Пландина»



АО «Госнипп»



Филиал ПАО
«ОДК-УМПО»



АО «РКК «Энергия»
им. С. П. Королёва»



Журнал
«Линия Полёта»



НП «Клуб выпускников
МАИ»

При финансовой поддержке

Росмолодежь



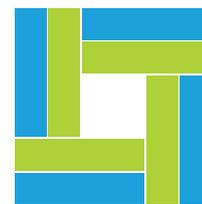
Ресурсный
Молодежный
Центр



+7 499 158-44-05
+7 499 158-29-77 (факс)
mforum@mai.ru
mforum.mai.ru
vk.com/foum_mbaik

Молодёжь и будущее авиации и космонавтики 2018

МОСКВА 2018



Молодёжь
и будущее
авиации
и космонавтики

Конкурс
научно-технических
работ и проектов

Сборник аннотаций конкурсных работ



19–23 ноября
МАИ

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

«Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

Аннотации конкурсных работ

Москва, 2018

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

УДК 629.7
ББК 39.62:94.3

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

ISBN 978-5-6041283-2-9

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2018

Уважаемые участники и гости X юбилейного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»!

Рад приветствовать вас на X юбилейном конкурсе научно-технологических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». С именем каждого из вас сегодня связаны надежды и самые смелые ожидания огромной авиакосмической отрасли. Вы — тот самый вечный двигатель и универсальный катализатор, который будет способствовать росту, развитию и расширению лидерства нашей страны на глобальных рынках.

Вам предстоит решить множество задач в поисках ответов на стоящие технологические вызовы, но у вас есть главное оружие в этой, на первый взгляд, неравной борьбе. Это ваша энергия, молодость, пылкий ум, стремящийся к знаниям и навыкам, волевой характер, недюжинные способности и, конечно, крепкое плечо опытных наставников. Не забывайте, что именно они в своё время создали мощный научно-производственный комплекс, опираясь на который вы можете с уверенностью смотреть в будущее.

Площадка конкурса даст вам не только возможность проявить себя, рассказать о своих разработках, но и получить оценку своих идей и проектов от опытных экспертов, прикоснуться к их знаниям и компетенциям.

Искренне желаю участникам и гостям конкурса найти ответы на все свои вопросы, почувствовать вдохновение и эффективно применить полученные знания.

*Проректор по научной работе
Московского авиационного института
(национального исследовательского
университета)
Ю.А. Равикович*



ОБЪЕДИНЕННАЯ
АВИАСТРОИТЕЛЬНАЯ
КОРПОРАЦИЯ

Участникам

X-го Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

От имени Объединённой авиастроительной корпорации приветствую участников X Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодежи и будущее авиации и космонавтики».

За годы проведения Конкурс стал значимым и авторитетным мероприятием для всех, кто увлечён содержательными идеями, нацелен на их практическую реализацию и результат.

Сегодня участие в научных, инженерных конкурсах является важной составляющей в образовательном и профессиональном развитии молодых учёных и специалистов.

Объединённая авиастроительная корпорация внимательно и комплексно ведёт поиск, оказывает поддержку и осуществляет профессиональную подготовку талантливой молодёжи.

Уверен, что очередной Конкурс даст старт новым перспективным проектам, представляющим интерес не только в научном плане, но и востребованным в промышленности.

Желаю успехов и новых достижений в вашей деятельности!

Президент ПАО «ОАК»

Ю.Б. Слюсарь

Участникам X Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

От имени Объединенной двигателестроительной корпорации приветствую участников X 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 (национальный исследовательский университет) при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ и ведущих организаций авиационной, космической и оборонной отраслей, включая ОДК, является значимым событием для авиационно-космической отрасли промышленности России. Каждый год в конкурсе принимают участие сотни талантливых ученых, перспективных специалистов, аспирантов и студентов, которые будут строить будущее отечественной авиации и космоса. Среди них – и сотрудники предприятий нашего холдинга.

Уверен, что все представленные проекты займут не только достойные места на конкурсе, но и найдут свое практическое применение.

Для ОДК МАИ является одним из основных опорных вузов, отсюда выходят специалисты с уникальным багажом знаний: их талант и приобретенные знания востребованы в корпорации. Мы намерены всячески развивать и укреплять сотрудничество с университетом, прикладывать максимум усилий для того, чтобы его лучшие выпускникиполнили ряды российских двигателестроителей. Конкурс «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» - один из примеров многогранной и упорной работы института в деле формирования кадров будущего. Желаю удачи и новых свершений всем участникам конкурса!

*С уважением,
Генеральный директор АО «ОДК»
А.В. Артюхов*



АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«КОРПОРАЦИЯ «ТАКТИЧЕСКОЕ РАКЕТНОЕ ВООРУЖЕНИЕ»

ул. Ильюна, 7, г. Королёв, Московская обл., Россия, 141080
Тел./факс: +7(495) 542-57-09, тел.: 516-33-86, факс: 511-94-39; E-mail: kmo@ktrv.ru; http://www.ktrv.ru
ОКПО 07500313 ОГРН1035020364021 ИНН/КПП 5059000013/507450001

JOINT STOCK COMPANY «TACTICAL MISSILES CORPORATION»

7, Ilyusha st., Korolev, Moscow region, Russia, 141080

Phone/fax: +7 495) 542-57-09
phone: 516-33-86, fax: 511-94-39

**Приветствие участникам X Всероссийского межотраслевого молодёжного
конкурса научно-технических работ и проектов
«Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»**

Уважаемые друзья!

От имени АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» приветствует вас в числе участников 10-го, юбилейного, Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Конкурс проходит в рамках Международной недели аэрокосмических технологий «Aerospace Science Week» и вы являетесь причастными к одному из крупнейших аэрокосмических научных событий в России.

Россия по праву гордится историей отечественной авиации и космонавтики. именами выдающихся учёных, знаменитых конструкторов и испытателей. Конкурс поддерживает глубокие профессиональные российские традиции, объединяет специалистов ведущих предприятий и вузов, представляет новейшие разработки инженерной мысли. Развитие авиации и космонавтики, как высокотехнологичной основы оборонно-промышленного комплекса России, является одной из приоритетных задач руководства страны, особенно с учётом нынешней геополитической обстановки.

Корпорация придаёт большое значение задачам развития науки России, повышения её интеллектуального потенциала, необходимости выработки механизмов эффективного взаимодействия науки и промышленности, и поэтому всецело поддерживает проведение данного конкурса и площадку его проведения – Московский авиационный институт.

Искренне надеюсь, что результаты работы Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» послужит стремительному развитию таких высокотехнологичных отраслей как авиация, космонавтика и ракетостроение.

Плодотворной работы, объективной оценки выполненных проектов и максимально эффективной реализации поставленных задач!

С уважением,
Генеральный директор

Б.В. Обносов

Филиал
Публичного акционерного общества
«АВИАЦИОННАЯ ХОЛДИНГОВАЯ
КОМПАНИЯ «СУХОЙ»
«ОКБ Сухого»
(Филиал ПАО «Компани» «Сухой»
«ОКБ Сухого»)

Россия, 125284, Москва,
ул. Полыкарлова, 23 А, а/я 604
тел. 8 (495) 941-78-41, (495) 941-78-36
факс 8 (495) 941-01-91, (495) 945-66-06
E-mail: okb@okb.sukhoi.org
ОГРН 1037740000649, ИНН 7740000090

«03» «08» 2018 г. № 52/18-А/7

На № _____ от _____

Приветствие участникам, экспертам и гостям
X Всероссийского межотраслевого
молодёжного конкурса научно-технических
работ и проектов
«Молодёжь и будущее авиации
и космонавтики»

Уважаемые друзья!

От имени ПАО «Корпорация «Сухой» приветствую всех участников юбилейного, уже десятого по счёту, 10-го, Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

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

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

Хорошей традицией конкурса являются именные премии, и «Компания «Сухой», уже не первый год с гордостью является партнёром конкурса. Премии имени выдающегося авиаконструктора Олега Сергеевича Самойловича, создателя уникальных систем управления самолётов Юрия Ильича Шенфинхеля получили лучшие работы направления «Авиационные системы», в которых актуальность и научная новизна сочетались с детальной проработкой реализацией в проектах новейших самолётов и вертолётов. В этом году «Сухой» устанавливаем именные премии в честь Александра Фёдоровича Барковского – главного конструктора и руководителя ОКБ Сухого, уделявшего много внимания молодым специалистам, продолжившего «фирменную» традицию Павла Осиповича Сухого доверять решения самых сложных технических задач молодёжи.

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

С уважением,

Первый заместитель генерального
директора – директор филиала
АО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого»

М.Ю. Стрелец

ОГЛАВЛЕНИЕ

Направление №1 Авиационные системы. 29

УВЕЛИЧЕНИЕ СТОЙКОСТИ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА Аксенова О.Н.	30
РАСЧЁТ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ НА ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНУЮ ПОЛОСУ Бикинеева А.П., Гришина А.Ю.	31
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ РАСЧЁТ АЭРОУПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ НА ОСНОВЕ МЕТОДА РИТЦА И МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ Благодарёва О.В.	31
УЛУЧШЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЁМНИКОМ ТОПЛИВА В ПОЛЁТЕ ¹ Бухтоярова В.И., ² Борисова Л.В., ³ Торбина Е.А.	34
ПРОЕКТ ДОРОЖНОЙ КАРТЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ Верейкин А.А.	36
СПОСОБ АДАПТИВНОЙ КОРРЕКЦИИ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ ПАЛУБНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ Верещагин Ю.О., Волошин В.А.	38
ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ КОСМИЧЕСКОГО КРЫЛАТОГО КОРАБЛЯ Воронка Т.В.	41
СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ МАЛОГАБАРИТНОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА БЛИЖНЕГО ДЕЙСТВИЯ Гончаров С.А.	42
РАСЧЁТ И ИССЛЕДОВАНИЕ АВАРИЙНОЙ БЕЗДВИГАТЕЛЬНОЙ ПОСАДКИ В ЗОНЕ БЕЗОПАСНОГО ПИЛОТИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Гришина А.Ю., Бикинеева А.П.	43
ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ БЕСПИЛОТНОГО ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Джамакеев И.Б.	43
НЕПОСРЕДСТВЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОДЪЁМНОЙ СИЛОЙ ДЛЯ ПАРИРОВАНИЯ ПОРЫВОВ ВЕТРА Ермакова Д.И.	44
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРЫВНО-ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ В КАВЕРНАХ Ерохин П.В., Рогов П.В.	45

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЩИТКОВ НА СТРУКТУРУ ПОТОКА В КАВЕРНЕ Ерохин П.В., Урусова О.А.	46
ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ПУТЁМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ Ерохин П.В., Кудашкина Е.А.	47
ВНЕДРЕНИЕ ЦИФРОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ СИСТЕМ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ Жаббаров К.Р., Гришаев Р.В., Князев В.А.	48
ОСОБЕННОСТЬ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ОПЕРЕНИЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ ЗАКРЕПЛЕНИЯ Зотов А.А.	50
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ ИЗДЕЛИЙ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВАНИИ НА РАЗЛИЧНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВАХ Иванова В.В.	52
ИССЛЕДОВАНИЕ МАНЕВРЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА СУ-24 Иманова Л.С.	54
ДВУХСПИРАЛЬНЫЙ МАГНИТОКУМУЛЯТИВНЫЙ ИСТОЧНИК ЗАЖИГАНИЯ СВЕЧИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ Каланов Х.Х., Байдемирова К.А., Дунаев А.В.	55
МОДЕРНИЗАЦИЯ ОСНОВНОГО ЗВЕНА ЗАКРЫЛКА САМОЛЁТА ИЛ-112В Камалин А.В.	56
БЕЗОПАСНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВЕРТОЛЁТНОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ ВЕТРОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ Каргаев М.В.	57
АНАЛИЗ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ НА ПРИМЕРЕ САМОЛЁТА МИГ-29 СМТ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ВИДАХ НАГРУЖЕНИЙ ШАССИ Минаев П.Н.	59
ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ВЕНТИЛЬНЫЙ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ ТОПЛИВНОГО НАСОСА Минияров А.Х., Жеребцов А.А., Вавилов В.Е.	59
УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЁТА С ТРИММЕР-СТАБИЛИЗАТОРОМ Моисейкина А.А.	61
ПРОЕКТ СКОРОСТНОГО ВЕРТОЛЁТА СХЕМЫ «СИНХРОПТЕР» С ТОЛКАЮЩИМ ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ Никитин С.О., Макеев П.В.	61
ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЁТА МИГ-29КУБ Подкорытов Е.Н., Дулин В.В.	63

МАКСИМИЗАЦИЯ ДАЛЬНОСТИ АВТОНОМНОГО ПОЛЁТА БЕСПИЛОТНОГО ПЛАНИРУЮЩЕГО КРЫЛАТОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Полищук М.В.....	64
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОГНОЗНОЙ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЁТА ВБЛИЗИ ЭКРАНА Романов М.А.	64
СОЗДАНИЕ ЛЁГКОГО УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО САМОЛЁТА С ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА БАЗЕ ZODIAC СН-650 Сашин А.П.	65
БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ТИПА «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» Смирнов А.Н.	66
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ АРМИРОВАННЫХ ПЛАСТИКОВ ПРИ СОЗДАНИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ Сухинин М.В.	67
АНАЛИЗ ПРИЧИН ИЗМЕНЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК НАБОРА ВЫСОТЫ САМОЛЁТА ИЛ-96 Тажетдинов И.Р.	69
ВСТРАИВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ДОПОЛНЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ В ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ АВИАСТРОИТЕЛЬНОГО ЗАВОДА Тимохин В.С., Тонких Д.П.	69
ОБЩАЯ МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ШУМА НА ТЕРРИТОРИИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ, УЧИТЫВАЮЩАЯ ТРЕБОВАНИЯ «ИКАО» Фиев К.П., Светлов В.В., Савченко Н.С.....	71
ПРОЕКТ ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ Чикунев Н.Е.....	71
ОЦЕНКА ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ АВАРИЙНОГО ТОРМОЖЕНИЯ САМОЛЁТА ПО МОКРОЙ ПОЛОСЕ Якименко О.И., Калий Д.С.	72

Направление №2 Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки ... 74

РАСЧЁТ, ПРОФИЛИРОВАНИЕ И ПОЛУЧЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ Боровиков Д.А., Агапов А.В., Горбунов А.А.....	75
ДИЛАТОМЕТРИЧЕСКИЙ МИКРОДВИГАТЕЛЬ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА Вавилов И.С., Литая Р.Н., Ячменев П.С.....	75
МНОГОЦЕЛЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО ТИПА ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ Волокитин А.А.....	78

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОЛЁТНЫХ УСЛОВИЙ НА ПОВРЕЖДАЕМОСТЬ ДИСКА ТВД ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО ЛА Гогаев Г.П., Немцев Д.В.	80
РАЗРАБОТКА ТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ НА ПЕРСПЕКТИВНОМ ЭКОЛОГИЧЕСКОМ МОНОТОПЛИВЕ НА ОСНОВЕ ДИНИТРАМИДА АММОНИЯ Гоца Д.А.	82
ИЗГОТОВЛЕНИЕ И ИСПЫТАНИЯ ВТСП КАТУШЕК ДЛЯ МАЛОМАСШТАБНОГО МАКЕТА ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ БПЛА Занегин С.Ю., Шишов И.М.	84
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ НА БАЗЕ СПИРАЛЬНОГО ШАГОВОГО ДВИГАТЕЛЯ Каланов Х.Х., Байдемирова К.А.	84
РАСЧЁТ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ УСТАНОВКИ ДЛЯ ИМИТАЦИИ ДОЖДЯ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ Калинина К.Л.	85
РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК И ДВИГАТЕЛЕЙ Колычев А.В.	86
ДВИГАТЕЛЬ-МАХОВИК ДМ10-1000Ц С ЦИФРОВЫМ УПРАВЛЕНИЕМ Кубрак В.Н.	88
ИССЛЕДОВАНИЕ ЛИНЕЙНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА Куроедов А.А., Семёнов П.А.	89
КАЛИБЕРНОЕ ВОЗДУХОЗАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ Оськин А.С.	91
РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И ИССЛЕДОВАНИЕ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД С ПОМОЩЬЮ ЛАЗЕРНОГО ДОПЛЕРОВСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ СКОРОСТИ ¹ Попов Д.А., ² Леванова М.Д., ² Самохвалов Н.Ю.	92
КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К ПОВЫШЕНИЮ РЕСУРСНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЁТА Приказчиков Е.А.	93
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИКИ ПЛОСКОЙ ТУРБИННОЙ РЕШЁТКИ ЛОПАТОК СО СТУПЕНЧАТЫМИ ВЫХОДНЫМИ КРОМКАМИ Салманов Р.А., Воронин А.Ю., Пайков А.М.	94

ТВЕРДОТОПЛИВНАЯ ГАЗОРЕАКТИВНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ РАЗГОННОГО БЛОКА Смирнов Д.С., Богданович А.Б.	96
РАСЧЁТ ЭФФЕКТИВНОЙ ТЯГИ ДОЗВУКОВОГО МАЛОРАЗМЕРНОГО ВРД И ХАРАКТЕРИСТИК ЕГО УЗЛОВ В ТРЕХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ Стариков П.А., Боровиков Д.А., Склярова А.П.	96
ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ В СИСТЕМАХ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ Терентьев А.А., Габдуллина Р.А., Биктагирова А.Р.	97
ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ НЕСИММЕТРИЧНОГО ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ РАСХОДА ВОЗДУХА Тимофеева К.Р.	99
МОДИФИКАЦИЯ РАБОЧИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛЕЙ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ ПОКРЫТИЯМИ ИЗ КЕРАМОКОМПОЗИТОВ Фертиков А.О.	100
ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ГАЗОТУРБОВОЗА Филинов Е.П.	101
ИССЛЕДОВАНИЕ СНИЖЕНИЯ ЭМИССИИ В МАЛОРАЗМЕРНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ Юсеф В.М., Давыдов. Н.В.	102

Направление №3 Системы управления, информатика и электроэнергетика..... 105

РАСПРЕДЕЛЁННАЯ ИНФОРМАЦИОННО - МЕДИЦИНСКАЯ АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ДИАГНОСТИКИ СОСТОЯНИЯ Бирюкова К.С.	106
СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ РАССТОЯНИЙ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЕ ШУМОВУЮ МОДУЛЯЦИЮ Борукаева А.О., Бердииков П.Г., Филатов В.И.	108
МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ЭКСТРЕМАЛЬНОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ С ЗАПОМИНАНИЕМ ЭКСТРЕМУМА Ватаева Е.Ю.	109
БЛОК АДАПТАЦИИ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ Вилесов А.В.	110

МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА ЭРГАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ Волков С.С.....	111
МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ПРОКЛАДКИ МАРШРУТА ПОЛЁТА ГРУППЫ БПЛА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСТАВЛЕННЫХ ЗАДАЧ С УЧЁТОМ ВОЗДУШНОЙ ОБСТАНОВКИ И ВОЗМОЖНОГО ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ Воронина А.В.....	113
РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМИЧЕСКОГО МЕТОДА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МАШИНЫ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ Гранкина О.О.	114
АВТОМАТИЗАЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРОЦЕССОВ АВИАСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА Гусев П.Ю.	115
ПРЕЦИЗИОННЫЕ ПОВОРОТНЫЕ СТЕНДЫ С ЦИФРОВЫМИ СИСТЕМАМИ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ Депутатова Е.А., Гнусарев Д.С.	118
АЛГОРИТМ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ В БОКОВОМ КАНАЛЕ УПРАВЛЕНИЯ Евдокимчик Е.А.	120
ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ НА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДАХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ Журавлев А.В., Шашмурин И.В.....	121
АВИАЦИОННЫЙ ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС С УЛУЧШЕННЫМИ МАССОГАБАРИТНЫМИ ПОКАЗАТЕЛЯМИ ДЛЯ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА Князев А.С.	124
ПЕРСПЕКТИВНЫЙ СИНХРОННЫЙ ГЕНЕРАТОР ДЛЯ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ ^{1,2} Коренчук К.Ю., ² Архипова Е.В.	126
РАЗРАБОТКА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ДАТЧИКА БОЛЬШИХ УГЛОВЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ДЛЯ СТАРТОВОЙ ПЛОЩАДКИ КОСМОДРОМА Кукушкин А.Н.	127
ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА САМОЛЁТА СУ-30 В СРЕДЕ SIMULINK С ВОЗМОЖНОСТЬЮ ИССЛЕДОВАНИЯ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ Локтиков А.Ю., Шаров И.В.	128

ПОДХОД К ПОСТРОЕНИЮ АЛГОРИТМА КОНТРОЛЯ ЦЕЛОСТНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Лукашова А.Е...	130
ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ САХАРНОГО ДИАБЕТА Мейнгард Е.П., Шевгунов Т.Я., Кобзева И.Н.....	131
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ СОВРЕМЕННЫХ ЦИФРОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ Петрухин К.А., Бесчетнов Д.С., Гусев П.Ю.	132
ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА ДЛЯ ЗАДАНИЯ ПОКРЫТИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЭЛЕКТРОННОГО МАКЕТА ИЗДЕЛИЯ В СРЕДЕ ТС/NX Румянцева Н.Ю.	133
КИНЕТИЧЕСКИЙ НАКОПИТЕЛЬ ЭНЕРГИИ Русанов Д.В., Подгузов В.А.....	135
К ЦЕЛЕРАСПРЕДЕЛЕНИЮ ОБЪЕКТОВ ПО НЕСКОЛЬКИМ КРИТЕРИЯМ Сафронов Д.В.	136
РАЗРАБОТКА КОНВЕРТОПЛАНА-КРЫЛО С ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ Снегирев М.В., Полозов Н.В., Монгуш Д.С.....	137
СЕНСОР ПО ИНТЕГРАЛЬНОЙ ТЕХНОЛОГИИ МИКРОМЕХАНИКИ И АКУСТОЭЛЕКТРОНИКИ НА СТРУКТУРЕ НИОБАТ ЛИТИЯ- КРЕМНИЙ КАК ЭЛЕМЕНТ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ В РАЗЛИЧНЫХ СИСТЕМАХ ДЛЯ АВИАЦИИ И КОСМОНАВТИКИ Строганов К.А., Бакулин Е.М.	138
АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПЛАНИРУЮЩЕГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЙ СОКРАЩЕНИЕ ПОТЕРЬ СКОРОСТИ Таныгин А.В.	140
ТЕХНОЛОГИИ ВИРТУАЛЬНОЙ И ДОПОЛНЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ В РКК «ЭНЕРГИЯ» Фадеев И.С.....	143
ВИРТУАЛИЗАЦИЯ АППАРАТУРЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ОТЛАДКИ АЛГОРИТМОВ НА СИМУЛЯТОРЕ МИКРОПРОЦЕССОРА Шошин И.С.	143

**Направление №4 Информационно-
телекоммуникационные технологии
авиационных, ракетных и космических
систем..... 145**

ИССЛЕДОВАНИЕ ДОБРОТНОСТИ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КОЛЬЦЕВОГО МОНОБЛОЧНОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА С ПОЛУПРОВОДНИКОВЫМ ЛАЗЕРНЫМ ДИОДОМ Авершин А.А.	146
ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИСПЫТАНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ Дрозд О.В.	147
УНИФИЦИРОВАННАЯ КОНСТРУКЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЕШИФРАТОРОВ КОМАНДНОЙ И ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ Егоров И.С., Яхутин С.А., Демидюк О.М.	150
АНАЛИЗ ЦИКЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАДИОСИГНАЛОВ НА ОСНОВЕ ПРОГРАММНО-ОПРЕДЕЛЯЕМОГО РАДИО Ефимов Е.Н.	152
ОРГАНИЗАЦИЯ АДАПТИВНОГО МУЛЬТИПЛЕКСИРОВАНИЯ ТРАФИКА МУЛЬТИСЕРВИСНЫХ СЕТЕЙ В КАНАЛООБРАЗУЮЩЕЙ АППАРАТУРЕ ЗЕМНЫХ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С УЧЁТОМ ИЗМЕНЯЮЩЕЙСЯ ПОМЕХОВОЙ ОБСТАНОВКИ Ковальский А.А.	153
АПРОБАЦИЯ ОСНОВНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ КРИТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ НА ПРИМЕРЕ СРАВНЕНИЯ МОДУЛЯТОРОВ ¹ Коровин А.В., ² Шабанов А.А.	156
УСТРОЙСТВО ОЦЕНКИ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ИНФОРМАЦИОННОЙ СЕТИ В УСЛОВИЯХ ИЗМЕНЕНИЯ ВХОДНОГО ТРАФИКА Косниковский Н.Е.	157
СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТЕЛЕФОННОЙ АППАРАТУРЫ Курилов А.В.	158
РАЗРАБОТКА ГИБРИДНОЙ СИСТЕМЫ ЛОКАЛЬНОЙ ТЕРМОСТАБИЛИЗАЦИИ НА ОСНОВЕ МИКРОКАНАЛЬНЫХ ТЕПЛООБМЕННИКОВ С ПОРИСТЫМИ ВСТАВКАМИ И ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ Левин В.С., Васильченко Д.В., Башарина Т.А.	160
АКТИВНО-ПАССИВНАЯ ДИАГНОСТИКА ИСКУССТВЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ В ИОНОСФЕРЕ СО СПУТНИКА Мурлага А.Р., Ершов Г.В.	161
ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ И КОРРЕЛЯЦИОННЫЙ АНАЛИЗ СИГНАЛОВ ЦИФРОВЫХ ИНТЕРФЕЙСОВ Нужнов М.С., Денисов А.А.	162

ПРЕЦИЗИОННЫЙ КВАРЦЕВЫЙ МАЯТНИКОВЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР С ЦИФРОВОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ И НАСТРАИВАЕМЫМ ДИАПАЗОНОМ ИЗМЕРЕНИЯ Скоробогатов В.В., Николаенко А.Ю.....	163
ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ ИНФОРМАЦИОННОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ И АДАПТАЦИИ ЦИФРОВЫХ РАДИОСЕТЕЙ К УСЛОВИЯМ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ Стуров Д.Л.	165
АЛГОРИТМ ПАССИВНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ И ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО УГЛОМЕРНЫМ ДАННЫМ ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОЙ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Ханов А.С.....	166
ТЕХНОЛОГИЯ ФОРМИРОВАНИЯ ПАНОРАМНЫХ РАЗНОСПЕКТРАЛЬНЫХ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ ОБЗОРНЫХ АВИАЦИОННЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ Холопов И.С., Храмов М.Ю., Кудинов И.А.	167
СИСТЕМА МОНИТОРИНГА УГЛОВЫХ КООРДИНАТ ИСТОЧНИКОВ РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ Чистяков В.А.	170
КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ, ФОРМИРУЕМЫХ МНОГОДИАПАЗОННЫМИ РАДИОЛОКАТОРАМИ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ Яценко Е.А., Брянкин А.А.	171

Направление №5 Ракетные и космические системы 173

ЭЛЕКТРОИНДУКЦИОННЫЙ МЕТОД РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ПОЖАРООПАСНОЙ СИТУАЦИИ В МОДУЛЯХ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ Антонов В.В.....	174
ПРОЕКТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ Баркова М.Е.	175
МНОГОРАЗОВЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ С АЭРОДИНАМИЧЕСКИ НЕСУЩИМ КОРПУСОМ Волков А.Н.	177
АГРЕГАТ ПОСАДКИ И ЭВАКУАЦИИ КОСМОНАВТОВ Грошев А.Н.	178

ГЕКСАКОПТЕР С ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА Давыдов П.К.	179
ОПТИМИЗАЦИЯ ПАНЕЛЬНЫХ ТЕПЛООБМЕННИКОВ- ИЗЛУЧАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК Ильмов Д.Н., Мавров В.А.	181
ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЦЕНТРОБЕЖНОГО СТЕНДА ПРИ КВАЗИСТАТИКО-КОЛЕБАТЕЛЬНОМ НАГРУЖЕНИИ ИСПЫТУЕМОГО ОБЪЕКТА Лобастов И.А., Палешкина Ю.В., Алексеева Н.Н.	183
РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЁЖНОСТИ СОВРЕМЕННОЙ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ С НЕДОСТАТОЧНОЙ СТАТИСТИКОЙ Марченко М.В., Гордеева С.В.	185
МОДЕЛИРОВАНИЕ УСТРОЙСТВА АРРЕТИРОВАНИЯ И ДИНАМИКИ РОТОРА ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА С АКТИВНЫМ МАГНИТНЫМ ПОДВЕСОМ ДЛЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА Поляков М.В.	186
НАДУВНАЯ КОНСТРУКЦИЯ ОБОЛОЧКИ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ДАЛЬНИХ И ДЛИТЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЁТОВ Рамазанова Д.Р.	187
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ СОЛНЕЧНОГО ЗОНДА С УЧЁТОМ СТРУКТУРЫ ВЫСОКОПОРИСТОГО ЯЧЕИСТОГО УГЛЕРОДНОГО МАТЕРИАЛА Салосина М.О.	188
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ВНЕШНЕГО БЛОКА АККУМУЛЯТОРОВ ПЕРСПЕКТИВНОГО НАНОСПУТНИКА Симаков С.П., Соболев Д.Д.	189
СФЕРИЧЕСКИЙ СЕГМЕНТИРОВАННЫЙ ДЕТЕКТОР ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ РЕГИСТРАЦИИ И КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕХНОГЕННЫХ И МЕТЕОРИТНЫХ ЧАСТИЦ Таипова Д.Р., Баранов Н.А.	190
ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ОСНОВАННОЕ НА РЕШЕНИИ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ТЕПЛООБМЕНА Чебаков Е.В.	192
РАЗРАБОТКА УЧЕБНО-ПРАКТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ПО ИЗУЧЕНИЮ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ Черданцева Е.Д., Лукьянов С.Д., Майгуров М.В.	193

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ПЛАНИРОВАНИЯ СЪЕМКИ ГРУППИРОВКОЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ Шихин С.М.	194
---	-----

Направление №6 Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение..... 196

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ДВУХРЕЖИМНОГО ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА С КОМБИНИРОВАННЫМ РЕГУЛИРОВАНИЕМ СКОРОСТИ С ИНЕРЦИОННОЙ НАГРУЗКОЙ Алексеев А.С., Найденов А.В.	197
УСТРОЙСТВО ЗАЩИТЫ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ОТ МЕХАНИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПОРАЖАЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ Андреев М.В., Трофимчук М.В., Березовский Д.В.	198
РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГАЗОГИДРАВЛИЧЕСКОГО АВИАЦИОННОГО КАТАПУЛЬТНОГО УСТРОЙСТВА Беклемищев Ф.С., Алексеев А.С.	199
РАЗРАБОТКА АРХИТЕКТУРЫ И КОНСТРУКТИВНОГО ИСПОЛНЕНИЯ БОРТОВОГО СЕРВЕРА ДАННЫХ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В СОСТАВЕ КОМПЛЕКСА РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНЦЕПЦИИ ИНТЕГРИРОВАННОЙ МОДУЛЬНОЙ АВИОНИКИ ^{1,2} Брусникин П.М., ² Титов А.Г., ^{1,2} Дудкин С.О.	200
РАЗРАБОТКА ЧЕЛОВЕКО-МАШИННОГО ИНТЕРФЕЙСА СИСТЕМЫ САМОЛЁТОВОЖДЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ ^{1,2} Будков А.С., ^{1,2} Неретин Е.С., ² Пономарев К.А.	202
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВОЛНОВОЙ ПЕРЕДАЧИ С ТЕЛАМИ КАЧЕНИЯ НА КИНЕМАТИЧЕСКУЮ ПОГРЕШНОСТЬ ПЕРЕДАЧИ Васильев М.А.	203
РАЗРАБОТКА БОРТОВОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЁТА МС-21 ^{1,2} Деваев Н.А., ² Лунев Е.М., ² Ильин А.М.	204
РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ СИНТЕТИЧЕСКОГО ВИДЕНИЯ ДЛЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ Дяченко С.А., Неретин Е.С., Воронцов Т.П.	205

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ В РЕЖИМЕ СКРЫТНОГО НАБЛЮДЕНИЯ Закота А.А., Куковякин А.В.	206
РАЗРАБОТКА АРХИТЕКТУРЫ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ БОРТОВЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНЦЕПЦИИ РАСПРЕДЕЛЁННОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ МОДУЛЬНОЙ АВИОНИКИ Иванов А.С., Неретин Е.С., Будков А.С.	209
ФОРМИРОВАНИЕ БАЗЫ ОБЪЕКТОВОГО СОСТАВА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ДЛЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ МАРШРУТА НАЗЕМНЫХ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ Киб Н.А.	210
ПРИМЕНЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ НАДСТРОЙКИ В ФОРМЕ СРЕДЫ РАДИКАЛОВ ДЛЯ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ В КЛАСТЕРЕ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ Лупанчук В.Ю.	212
ГАРАНТИРУЮЩЕЕ УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЕЙ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ СБЛИЖЕНИИ С МАНЕВРИРУЮЩЕЙ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛЬЮ Ляпин Н.А.	215
КИНЕМАТИКА БЕЗРАМОЧНОГО ШАРНИРА БОКОВОЙ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ Макарин М.А., Крылов Н.В.	216
ОБНАРУЖЕНИЕ ПРЕПЯТСТВИЙ НА ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЕ НА ОСНОВЕ ГЛУБОКОЙ СВЁРТОЧНОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ OBSTACLEGAN Мизгинов В.А., Князь В.В., Данилов С.Ю. ...	217
РАЗРАБОТКА ОПЫТНОГО ОБРАЗЦА БЕЗАЗОРНОГО РОЛИКОВИНТОВОГО МЕХАНИЗМА И ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ЕГО ИСПЫТАНИЙ Носов А.С.	218
АНАЛИЗ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ МЕМБРАНЫ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВНУТРЕННЕГО ДАВЛЕНИЯ Олехвер А.И.	219
СПОСОБ ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ Пашко А.Д., Беличук А.А.	220
О СОСТАВЛЕНИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВОЛНОВОЙ ПЕРЕДАЧИ С ПРОМЕЖУТОЧНЫМИ ТЕЛАМИ КАЧЕНИЯ, УЧИТЫВАЮЩЕЙ ВИБРАЦИОННЫЕ НАГРУЗКИ Подшибнев В.А.	221
ВНЕДРЕНИЕ МОДУЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ФЕРМЫ ГИДРОПОННОГО ТИПА В СИСТЕМУ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ	

КОЛОНИАЛЬНОЙ БАЗЫ Полторак Д.С., Тупицын А.В., Сикриер А.В.	223
АССИМИЛЯЦИЯ БОЕПРИПАСОВ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ И НАЗНАЧЕНИЯ В КАЧЕСТВЕ БОЕВЫХ ЧАСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ Попов Ю.В.....	223
ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПОСОБОВ ПОВЫШЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ И ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ^{1,2} Савельев А.С., ² Бурмистров И.Н.....	226
РАЗРАБОТКА БЛОКА ЧЕТЫРЁХКАНАЛЬНОГО АДАПТИВНОГО КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕВЫМИ ПРИВОДАМИ Семенит С.В., Карабашлыков Г.А., Кутяева Д.М.	227
РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА ЭЛЕРОНА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Сухоруков В.А., Гуськов А.А., Шкаров И.Ф.....	227
БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ НА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЯХ И УСТРОЙСТВО ЗАПУСКА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЯХ Уразбахтин Р.Р., Вавилов В.Е.....	229
ИНФРАЗВУКОВОЙ ШУМОПЕЛЕНГАТОР КАК СОСТАВНАЯ ЧАСТЬ ОБЗОРНО-ПРИЦЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Хатунцев В.Ю.....	230
ПРОГРАММА, РЕАЛИЗУЮЩАЯ СПОСОБ ОБНАРУЖЕНИЯ И СОПРОВОЖДЕНИЯ ОБЪЕКТОВ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ РЕАЛЬНЫХ СЦЕН Шахов А.С.	231
МЕТОД И АЛГОРИТМЫ МЕЖКАНАЛЬНОЙ ГРАДИЕНТНОЙ РЕКОНСТРУКЦИИ МНОГОСПЕКТРАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ В ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПЛЕКСАХ ВОЗДУШНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ РАЗВЕДКИ Шипко В.В.	232

Направление №7 Математические методы в аэрокосмической науке и технике..... 235

АНАЛИТИЧЕСКОЕ И ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПОЛОЖЕНИЯ РАВНОВЕСИЯ В ФОТОГРАВИТАЦИОННОЙ ЗАДАЧЕ СИТНИКОВА Авдюшкин А.Н.	236
--	-----

О ПЕРИОДИЧЕСКИХ ДВИЖЕНИЯХ СИММЕТРИЧНОГО СПУТНИКА, РОЖДАЮЩИХСЯ ИЗ ЕГО КОНИЧЕСКОЙ ПРЕЦЕССИИ Антипов А.А.	238
АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ И РАСЧЁТНЫХ СХЕМ АРОЧНЫХ ШПАНГОУТОВ Белых М.А.	239
ОЦЕНКА ТЕПЛОПРОЧНОСТНОГО СОСТОЯНИЯ СОСТАВНОГО КРЫЛА КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ В АВТОНОМНОМ ПОЛЁТЕ НА МАРШЕВОМ УЧАСТКЕ В СИСТЕМЕ ANSYS Блинов П.А., Цветков О.И.	240
ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ НАГРУЖЕНИЯ АГРЕГАТОВ САМОЛЁТА ПРИ ПОМОЩИ ЛОЖЕМЕНТОВ И ЛЯМОК НА ЭТАПЕ ПОДГОТОВКИ К СТЕНДОВЫМ ИСПЫТАНИЯМ Бутенко Н.Ю., Снигиров А.А.	241
О ЛИНЕАРИЗАЦИИ СООТНОШЕНИЙ КЕПЛЕРОВОЙ ТЕОРИИ В БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ЗАДАЧАХ ВЕРОЯТНОСТНОГО АНАЛИЗА Васильева С.Н.	242
СТРАТЕГИЯ АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ИНФОРМАЦИОННОЙ НАДЁЖНОСТИ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ В СОСТАВЕ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ Грошев А.В.	244
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИПОВЕРХНОСТНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ОСНОВЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЗАДАЧ СВЯЗАННОЙ ТЕРМОУПРУГОЙ ДИФФУЗИИ Давыдов С.А., Гафуров У.С.	245
РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ Дроздов С.Н.	246
ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЁТ КИЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО МАНЕВРЕННОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ Дубовицкий Е.И.	248
АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ МУЛЬТИАГЕНТНЫХ МЕТОДОВ УСЛОВНОЙ ГЛОБАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ Каранэ М.С.	249
ПРИМЕНЕНИЕ СМЕСИ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ДЛЯ АНАЛИЗА И ОЦЕНКИ СВЕРХМАЛЫХ РИСКОВ В ЗАДАЧАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ САМОЛЁТОВ Кириллин А.В., Баскакова О.С.	251
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТАЭВРИСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ В ЗАДАЧАХ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ Крючков А.Ю.	253

МЕТОДОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ПРОЧНОСТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ПУТЁМ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ Миршавка Ю.А.	255
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА КОНДЕНСАЦИИ ГАЗА В СОПЛАХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ УСТАНОВОК Назаров В.С.	255
ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ Найденова Л.С.	256
АЛГОРИТМ ВЫБОРА БИНАРНЫХ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ НА ОСНОВЕ МЕРЫ ЦЕННОСТИ ИНФОРМАЦИИ Р.Л. СТРАТОНОВИЧА Новиков П.А.	258
РАСЧЁТ НАБЛЮДАТЕЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ОПТИМИЗАЦИЯ ИХ ПОСТРОЕНИЯ ПО ЗАДАННОМУ КРИТЕРИЮ Подковкин В.А., Никулина А.Н., Попов П.Б.	258
ПРИМЕНЕНИЕ И РАЗРАБОТКА ВЕРОЯТНОСТНОЙ МОДЕЛИ ПОВЕДЕНИЯ ПРИКЛАДНОЙ МНОГОАГЕНТНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ- БЕСПИЛОТНИКОВ ¹ Попков С.И., ² Асадулин В.А.	259
РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЁТА ГАСИТЕЛЯ ПУЛЬСАЦИЙ ПОТОКА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО СНИЖЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЖЕННОСТИ ГИДРОСИСТЕМЫ ¹ Сафин А.И., ² Мугинов М.М., ² Белов Г.О.	260
ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ЗАПУСКОВ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (МКА) И БОЛЬШИХ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК МКА НА СОСТОЯНИЕ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ Степанов Д.В., Степанова Г.В.	260
ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО И АНАЛИТИЧЕСКОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ДВИЖЕНИЙ СПУТНИКА Сухов Е.А.	261
ВЕРОЯТНОСТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИГНАЛОВ И ПОМЕХ АВИАЦИОННЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ Титов А.В. ...	262
МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ИМПЕДАНСНЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГЛУБИНЫ ЗАЛЕГАНИЯ ДЕФЕКТОВ В МНОГОСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ ИЗ ПКМ ПО ВЕЛИЧИНЕ МЕХАНИЧЕСКОГО ИМПЕДАНСА НА ПОВЕРХНОСТИ Чертищев В.Ю.	264

РАЗРАБОТКА ОПТИМИЗАЦИОННОЙ МЕТОДИКИ НЕСУЩИХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ Юдин А.В.	265
--	-----

Направление №8 Новые материалы и производственные технологии в области авиационной и ракетно-космической техники 266

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА ПАССИВНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ ДЛЯ ВЫСОКОНАДЕЖНОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ Алыков А.Н., Кулибаба А.Я., Булаев И.Ю.	267
ПРИМЕНЕНИЕ МАГНИТОЛЕВИТАЦИОННЫХ ПОДВЕСОВ И СОВРЕМЕННЫХ НАКОПИТЕЛЕЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ВЫВОДА ГРУЗОВ НА ОРБИТУ ЗЕМЛИ Арсланова Д.Н., Базаров А.М., Васильева О.С.	269
МЕХАНИЧЕСКОЕ И МИКРОСТРУКТУРНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАЗЦОВ ИЗ НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛИ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЕКАНИЯ Бабайцев А.В.	272
МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СВЕРХЛЁГКОГО КРЫЛА ПАССАЖИРСКОГО АВИАЛАЙНЕРА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ Барановски С.В.	273
ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДЕФОРМАЦИОННОЙ И ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ НА ФАЗОВЫЕ И СТРУКТУРНЫЕ ПРЕВРАЩЕНИЯ В ЛИСТОВЫХ ПОЛУФАБРИКАТАХ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ23, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ, РАБОТАЮЩИХ В УСЛОВИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО НАГРУЖЕНИЯ Басарева Е.П.	276
СНИЖЕНИЕ ТРУДОЁМКОСТИ РАСЧЁТА УП ДЛЯ ВПО СЧПУ ЗА СЧЕТ ВНЕДРЕНИЯ БИБЛИОТЕКИ РЕЖИМОВ РЕЗАНИЯ В SIEMENS NX 10 Будников С.В.	278
РАЗРАБОТКА РЕЦЕПТУРЫ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТЕРМО-, МОРОЗОСТОЙКОЙ РЕЗИНЫ Пониженной ГОРЮЧЕСТИ С ТЕМПЕРАТУРНЫМ ДИАПАЗОНОМ ЭКСПЛУАТАЦИИ ОТ МИНУС 60 ДО 500 °С И ДЕТАЛЕЙ ИЗ НЕЁ Венедиктова М.А., Брык Я.А.	279

РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ СТЕНДА ДИАГНОСТИКИ РЕСУРСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛИТИЙ-ИОННЫХ АККУМУЛЯТОРОВ ^{1,2} Воронцова Е.О., ^{1,2} Лобанов Д.К.	280
РАЗРАБОТКА И СОЗДАНИЕ НОВОГО УНИВЕРСАЛЬНОГО МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО МАТЕРИАЛА, ОБЛАДАЮЩЕГО ПОГЛОЩАЮЩИМИ И ЭКРАНИРУЮЩИМИ СВОЙСТВАМИ В ШИРОКОМ СПЕКТРЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ И ВНЕДРЕНИЕ ЕГО В СЕРИЙНОЕ ПРОИЗВОДСТВО ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ Гюльмагомедов Н.Х., Евсеев Д.А., Гурьянов С.М.	283
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ В ОПРЕДЕЛЕНИИ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОВОЛОКИ БРНХК-2,5-0,6-0,7 Еськова Е.А., Герус Д.С., Ремшев Е.Ю.	284
ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ЗАМЕНЫ ЗАПОЛНИТЕЛЯ В ТРЁХСЛОЙНОЙ КОНСТРУКЦИИ СТВОРОК ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ Иордан Ю.В.	285
СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕФОРМИРУЕМЫХ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ В АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ Калугина М.С.	286
ПРИМЕНЕНИЕ ИЗНОСОСТОЙКИХ ЕСТЕСТВЕННЫХ КОМПОЗИТОВ В ТЕХНОЛОГИИ РЕМОНТА И МОДИФИЦИРОВАНИЯ ЛОПАТОК РОТОРА ГТД Климов В.Г. .	288
ПНЕВМОТЕРМИЧЕСКАЯ ФОРМОВКА ДЕТАЛЕЙ И МНОГОСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ20 Колесников А.В., Михайлов И.В.	289
ИССЛЕДОВАНИЕ И МОДЕЛИРОВАНИЕ СВОЙСТВ ЛИСТОВЫХ АВИАЦИОННЫХ МЕТАЛЛОВ ПРИ МНОГОПЕРЕХОДНОМ ДЕФОРМИРОВАНИИ Кудрявцев С.А.	291
ПРИМЕНЕНИЕ ИЕТМ-ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТАВА Кульбик В.В.	292
ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКОЕ УПРОЧНЕНИЕ РАБОЧЕГО ЛОПАСТНОГО КОЛЕСА Курганов А.В.	293
ИССЛЕДОВАНИЕ КИНЕТИКИ И МЕХАНИЗМА ОКИСЛЕНИЯ КЕРАМИКИ В СИСТЕМЕ $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 ПРИ 1650°С НА ВОЗДУХЕ Лифанов И.П., Астапов А.Н.	294

СПОСОБ И УСТРОЙСТВО ЭКСПРЕСС-КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННОГО ТОПЛИВА Манучаров Д.Р., Астахов М.О., Москвин Н.В.	296
ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПАСПОРТА ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ Меркулова Т.А.	298
ФОРМООБРАЗОВАНИЕ ПОДСЕЧЕК НА ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЯХ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПОДВИЖНОГО ПРИЖИМА Мироненко В.В.	300
МЕТОДИКА ИНДИВИДУАЛЬНОГО ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ ДЛЯ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ Мишанов Р.О.	300
МЕТОДИКА ВЫЯВЛЕНИЯ ДЕФЕКТОВ, ПРОГНОЗИРОВАНИЕ И ОЦЕНКА ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ Мусаев С.Д., Грушин И.А., Долгова М.И.	302
ЦЕЛЕВОЕ МОДИФИЦИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИОННЫХ ЭПОКСИУГЛЕПЛАСТИКОВ КАК МАТЕРИАЛОВЕДЧЕСКИЙ ПОДХОД К СНИЖЕНИЮ ВЛИЯНИЯ ДЕФЕКТОВ НА НЕСУЩУЮ СПОСОБНОСТЬ Насонов Ф.А.	303
ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОВЫШЕННОГО РЕСУРСА ЛОПАТОЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ НАСОСНОГО ОБОРУДОВАНИЯ Некрылов А.М.	305
3D-НАПЕЧАТАННАЯ АНТЕННА ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ Павлович О.В., Масленникова А.А., Царькова Ю.М.	305
РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОГНОЗА ЭФФЕКТИВНЫХ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КОМПОЗИЦИОННОЙ ПОРИСТОЙ КЕРАМИКИ НА ОСНОВЕ НИТРИДА КРЕМНИЯ Поляков П.О., Бабайцев А.В.	306
АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ГАЗОВЫХ БАЛЛОНОВ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ Пузанов М.Е.	307
ИССЛЕДОВАНИЕ И ПРИМЕНЕНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ В ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ ТУГОПЛАВКИХ МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ Ремшев Е.Ю., Ермоленков П.А., Афимьин Г.О.	308
ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ СОЗДАНИИ ОБОРУДОВАНИЯ СПЕЦИАЛЬНОГО СООРУЖЕНИЯ Сенникова А.Г.	308

СОКРАЩЕНИЕ КОЛИЧЕСТВА БРАКА ПО ГАЗОВОЙ ПОРИСТОСТИ В ОТЛИВКАХ ОСОБОГО НАЗНАЧЕНИЯ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА ВАЛ-14 Сивурова Т.И.	310
ПОДГОТОВКА ПОВЕРХНОСТЕЙ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ ПОД ПОКРЫТИЕ КОМБИНИРОВАННЫМ СПОСОБОМ Силаев Д.В.	312
ЗАКАЛКА С ВОДО-ВОЗДУШНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ЗАГОТОВОК АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ СИСТЕМЫ AL-LI-MG Соколов С.А.	312
ТЕХНОЛОГИЯ ГИДРОИМПУЛЬСНОЙ ОЧИСТКИ ЖИДКОСТНЫХ СИСТЕМ И АГРЕГАТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ Степанов Р.Н., Рачков П.В., Грешнов А.С.	313
ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ СФЕРИЧЕСКОГО ТРЕНАЖЁРА Фаизов М.Р.	315
АКУСТООПТИЧЕСКИЙ ЭНДОСКОПИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ ДЛЯ ОДНОВРЕМЕННОГО ВИЗУАЛЬНОГО И СПЕКТРОМЕТРИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ТРУДНОДОСТУПНЫХ ПОЛОСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ^{1,2} Хохлов Д.Д., ^{1,2} Мачихин А.С., ^{1,3} Батшев В.И.	316
РАЗРАБОТКА ЭКОНОМНОЛЕГИРОВАННОГО НИКЕЛЕВОГО ЖАРОПРОЧНОГО СПЛАВА ДЛЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН Хрящев И.И., Данилов Д.В.	317
ЦИФРОВОЕ ПРОИЗВОДСТВО: CAD/CAM/CAE СИСТЕМЫ, OMW-ТЕХНОЛОГИИ И НЕЙРОСЕТЕВЫЕ АЛГОРИТМЫ АНАЛИЗА ДАННЫХ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ АВИАСТРОИТЕЛЬНОЙ ОТРАСЛИ Чигринец Е.Г., Верченко А.В.	318
КОНСТРУКЦИЯ МАЛОГАБАРИТНОЙ ГОЛОВКИ ЗАКРЫТОГО ТИПА ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СВАРКИ ПНЕВМОГИДРОСИСТЕМ ДИАМЕТРОМ ДО 18 ММ В МОНТАЖНЫХ УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕННОЙ ДОСТУПНОСТИ Чичков С.А.	320
ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАГОТОВОК ИЗ ПОРОШКА ГЕКСАБОРИДА ЛАНТАНТА МЕТОДОМ ХОЛОДНОГО ПРЕССОВАНИЯ Ше В.Р., Протопопов Е.В.	321
СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТЕКЛЯННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ ТЕРМООПТИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ КОСМИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ ^{1,2} Юдин А.Д., ² Дмитриев А.О.	322

Направление №9 Экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса

..... 324

КОНЦЕПЦИЯ ВНЕДРЕНИЯ RFID-ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАПРОМЫШЛЕННЫЕ ПРЕДПРИЯТИЯ ГА РФ Бублик Д.А.	325
РАЗРАБОТКА МЕРОПРИЯТИЙ ПО ПОВЫШЕНИЮ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ ПРОДУКЦИИ ПРЕДПРИЯТИЯ «АКЦИОНЕРНАЯ ХОЛДИНГОВАЯ КОМПАНИЯ «СУХОЙ» Войнов С.М., Осипова А.О.	326
АКТУАЛИЗАЦИЯ СОЗДАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ КАК ИНСТРУМЕНТОВ МЕНЕДЖМЕНТА И ПЛАНИРОВАНИЯ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ОБОРОННО- ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА Гаврилова И.А.	327
СИСТЕМА ОПЕРАТИВНО-КАЛЕНДАРНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ ВЕРТОЛЁТОСТРОИТЕЛЬНОЙ ОТРАСЛИ Голубник С.В.	329
ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ НОВЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАГИСТРАЛЬНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ Карпов А.Е.	330
АВТОМАТИЗАЦИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОГНОЗОВ ЭКСПОРТНОГО ПОТЕНЦИАЛА ПРЕДПРИЯТИЯ Козлов А.Е.	332
СОЗДАНИЕ БЕЗОТРЫВНОЙ СИСТЕМЫ ТРУДОУСТРОЙСТВА ПИЛОТОВ-ВЫПУСКНИКОВ ¹ Коротков А.А., ² Приказчиков Е.А.	334
ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОРАЗОВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ (МТКС) ПО СРАВНЕНИЮ С ОДНОРАЗОВЫМИ Левченко Н.А.	335
ПОВЫШЕНИЕ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЁТА ПРИ ВНЕДРЕНИИ ЕДИНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОСТРАНСТВА Лифанов И.П.	336
ФОРМИРОВАНИЕ ПРОФИЛЬНЫХ ЦЕНТРОВ ПРОФОРИЕНТАЦИИ В УСЛОВИЯХ СТАНОВЛЕНИЯ СРЕДЫ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ Прохорова В.С., Затолокина А.Р.	338
ОЦЕНКА СТОИМОСТИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ИННОВАЦИОННОГО ПРОЕКТА ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНОГО ИЗДЕЛИЯ Сикриер А.В.	340

РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ В ПРОИЗВОДСТВО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УЧЁТА РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА НА БАЗЕ «1С:ПРЕДПРИЯТИЕ» Соловьёва О.И., Яковлев А.В.....	341
ОЦЕНКА КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ АВИАКОМПАНИИ «АЭРОФЛОТ» НА МЕЖДУНАРОДНОМ РЫНКЕ Хаджаев З.Ш.....	343
РАЗРАБОТКА И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПРИ ИНТЕГРАЦИИ СИСТЕМ МЕНЕДЖМЕНТА Шатохина А.В.	345

Направление №1

Авиационные

системы

УВЕЛИЧЕНИЕ СТОЙКОСТИ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА

Аксенова О.Н.

ПАО «ВАСО», г. Воронеж

В настоящее время на предприятии активно внедряются процессы, позволяющие сэкономить затраты, при этом улучшая качество продукции. К одним из таких процессов относится нанесение износостойкого покрытия на режущий инструмент. Внедрение данного процесса на ПАО «Воронежское акционерное самолётостроительное общество» позволит:

- повысить износостойкость инструмента;
- снизить трудоёмкость;
- снизить материалоемкость.

Таким образом, если выполнять напыление инструмента силами ПАО «ВАСО», то предприятие снизит затраты за счёт повышения стойкости инструмента в 1,3 раза (этот факт подтверждается Протоколом испытания режущего инструмента ц. № 20 от 16.12.88 г.). Так же имеется возможность нанесения покрытия 3 раза на инструмент, нанесение данного покрытия увеличивает режимы механической обработки деталей, что позволяет использовать инструмент на больших скоростях и повышать производительность.

Коллектив ПАО «ВАСО» самостоятельно напылял инструмент на имеющейся установке (для проведения опыта), в результате чего был сделан вывод: напыление режущего инструмента невозможно на имеющейся установке, требуется её модернизация. Для модернизации были проанализированы услуги нескольких компаний, наиболее перспективные из них: НПП «Булат» и «Новые плазменные технологии». Для нанесения износостойких покрытий на инструмент используется принципиально новый технологический процесс вакуумно-плазменного нанесения покрытий с ассистированием пучком высокоэнергетических ионов металлов. Сущность технологии – вакуумное нанесение покрытий из плазмы с одновременным облучением пучком высокоэнергетических ионов металлов (технология IBA-D-Ion-BeamAssistedDeposition).

В настоящее время ведутся переговоры с НПП «Булат» для того, чтобы данная компания напылила сверла для ПАО «ВАСО» (так как на имеющейся установке невозможно выполнить данный процесс), затем данный инструмент будет испытан и при подтверждении положительных результатов можно сделать вывод о том, что модернизация установки ННВ-6,6-И1-УХЛ4 рентабельна. Таким образом, если модернизировать установку, внедрить технологический процесс нанесения износостойкого покрытия на режущий инструмент на ПАО «ВАСО», то экономический эффект данного проекта будет 8 288 870,6 руб. Период окупаемости 1 год 2 месяца.

РАСЧЁТ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ НА ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНУЮ ПОЛОСУ

Бикинсева А.П., Гришина А.Ю.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Маркин Н.Н.

В данной работе был проведен расчёт посадки пилотируемого космического корабля нового поколения. В качестве прототипа был выбран космический корабль «Клипер».

Рассматривается задача расчёта посадочных характеристик и посадки космического корабля. Основная задача участка захода на посадку и посадки – точный разворот вектора скорости космического корабля на посадочный курс и приведение его по опорной траектории на ВПП в заданную точку касания с точностью, гарантирующей безопасность и комфортность приземления. Управление движением космического корабля на участке захода на посадку сводится к отслеживанию заданной опорной траектории и стабилизации программных зависимостей приборной скорости.

Небольшое аэродинамическое качество и ограниченные энергетические возможности регулирования скорости полёта предопределили использование двухглыссадной схемы захода на посадку с участком сопряжения между ними.

В работе представлены формулы расчёта, различные графики изменения параметров полёта от времени таких как: траектория снижения, траектория снижения на участке выравнивания, вертикальная скорость, скорость полёта, угол наклона траектории, нормальная перегрузка и т. д. На участке пробеге расчёт характеристик был проведен с использованием тормозного парашюта и без него.

В ходе работы были получены следующие результаты:

- Требуемая длина ВПП для космического корабля должна быть не менее 2600 метров;
- Дистанция пробеге при посадке составляет 2000 км и может быть уменьшена использованием парашюта до 1850 м;
- По мере захода на посадку скорость изменяется от 120 м/с до 90 м/с.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ РАСЧЁТ АЭРОУПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ НА ОСНОВЕ МЕТОДА РИТЦА И МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Благодырёва О.В.

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

Проведён сравнительный анализ расчётов аэроупругой устойчивости упругой крылатой ракеты, смоделированной на основе метода Ритца и на основе метода конечных элементов (МКЭ).

Крылатая ракета совершает продольное короткопериодическое движение в несжимаемом потоке воздуха. Ракета моделируется с помощью балочной схемы, включающей в себя фюзеляж, две прямые консоли крыла и отклоняемые органы управления – рули высоты. Корпус

и крыло представляются упругими балками, работающими на изгиб с поперечным сдвигом и на кручение, а стабилизатор ракеты рассматривается как абсолютно жёсткое тело. Предполагается, что упругие колебания консолей крыла происходят в соответствии с гипотезой плоских сечений. Аэродинамические нагрузки определяются на основе квазистационарной теории плоскопараллельного обтекания поперечных сечений крыла. Также учитывается продольное сжатие корпуса ракеты под влиянием силы тяги двигателя.

Неизвестные функции поперечных перемещений оси фюзеляжа, поперечных перемещений оси крыла и угла закручивания крыла представляются в виде разложений по обобщённым координатам, представляющим собой движение по собственным формам колебаний свободной конструкции с закреплёнными органами управления. Рассмотрены три модели крылатой ракеты: 1) фюзеляж и крыло моделируются на основе метода Ритца; 2) фюзеляж моделируется с помощью метода Ритца, а крыло с помощью МКЭ; 3) конечно-элементная модель ракеты. Построены графики изменения собственных частот ракеты в зависимости от изменения скорости полёта и силы тяги двигателя. Определены критические скорости и области устойчивости полёта ракеты соответственно для каждого из методов.

Все вычисления произведены в программной среде «Wolfram Mathematica 8».

ЛИТЕРАТУРА

[1] Гроссман Е.П. Курс вибраций частей самолёта. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1940. – 312 с.

[2] Образцов И.Ф., Савельев Л.М., Хазанов Х.С. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1985. 392 с.

[3] Благодарёва О.В. Применение метода Ритца и метода конечных элементов к расчёту аэроупругих колебаний крылатой ракеты // Электронный журнал «Труды МАИ». 2017. Выпуск №95. www.mai.ru/science/trudy/

[4] Благодарёва О.В. Задача об аэроупругих колебаниях крылатой ракеты на основе метода Ритца ракеты // Электронный журнал «Труды МАИ». 2018. Выпуск №100. www.mai.ru/science/trudy/

[5] Благодарёва О.В. Расчёт на безопасность от флаттера крыла малого удлинения методом полиномов // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. Выпуск №68. www.mai.ru/science/trudy/

[6] Благодарёва О.В. Исследование флаттера композитного крыла // Электронный журнал «Труды МАИ». 2014. Выпуск №74. www.mai.ru/science/trudy/

[7] Безуевский А.В., Ишмуратов Ф.З. Влияние квазистатических деформаций на характеристики аэроупругости самолёта с крылом большого удлинения // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 14-25.

[8] Dribusch C., Missoum S., Beran P. A multifidelity approach for the construction of explicit decision boundaries: application to aeroelasticity, Structural and Multidisciplinary Optimization, 2010, vol. 42, no 5, pp. 693-705.

- [9] Лукьянов О.Е., Островой А.В., Мендес С.М.А., Климов Е.А., Шахов В.Г. Особенности аэродинамических характеристик беспилотных летательных аппаратов с крылом большого удлинения // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2018. Т. 21. № 1. С. 30-39.
- [10] Гришанина Т.В. Расчёт деформаций и колебаний крыльев большого удлинения с учётом конусности. // Известия вузов. Авиационная техника. – 2004. № 2. С. 10-13.
- [11] Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Аэродинамические характеристики профиля крыла с нелинейно деформируемой мембраной в дозвуковом потоке // Механика композиционных материалов и конструкций. 2016. Т. 22. № 4. С. 491-501.
- [12] Grishanina, T.V. and Shklyarchuk, F.N., Unsteady Oscillation of a Deformable Airfoil Section in Incompressible Flow, Russian Aeronautics, 2009, vol. 52, no. 2, pp. 129–137.
- [13] Chedrik V.V., Ishmuratov F.Z., Kuzmina S.I., Zichenkov M.C. Strength/aeroelasticity research at multidisciplinary structural design of high aspect ratio wing. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, ICAS 2010, 2010, pp. 2335-2345.
- [14] Zichenkov M., Ishmuratov F. Nonlinearities and uncertainties of aeroelasticity characteristics in aircraft design and certification. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014, 2014, ICAS 2014 CD-ROM PROCEEDINGS.
- [15] Balunov K.A., Chedrik V.V., Ishmuratov F.Z., Karkle P.G. Aeroelastic optimization of wing shape and structural parameters for different aircraft configurations. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD 2015, 2015.
- [16] Шклярчук Ф.Н. Аэроупругость самолёта: Учебное пособие. – М.: Издательство МАИ, 1985. – 77 с.
- [17] Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Динамика упругих управляемых конструкций. – М.: Издательство МАИ, 2007. – 328 с.
- [18] Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Избранные задачи аэроупругости. М.: Издательство МАИ, 2007. – 48 с.
- [19] Рабинович Б.И. Прикладные задачи устойчивости стабилизированных объектов. – М.: Машиностроение, 1978. – 232 с.
- [20] Четаев Н.Г. Устойчивость движения. – М.: «НАУКА» Формалит, 1990. – 176 с.
- [21] Микишев Г.Н., Рабинович Б.И. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. – М.: Машиностроение, 1971. – 564 с.
- [22] Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
- [23] Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Колебания упругих систем: Учебное пособие. М.: Издательство МАИ, 2013. – 100 с.

УЛУЧШЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЁМНИКОМ ТОПЛИВА В ПОЛЁТЕ

¹Бухтоярова В.И., ²Борисова Л.В., ³Торбина Е.А.

^{1,2,3}ПАО «Туполев», ²МАИ, ³МГТУ им. Баумана, г. Москва
Научный руководитель — Дворецкий И.Г.

Основываясь на данных об осуществлении дозаправок топливом в полёте самолётов Ту-142МК и Ту-95 без производства «выстрела» пневматической пушкой системы сжатого воздуха управления приёмником топлива в полёте при контакте с топливозаправщиками типа Ил-78М, предлагается пересмотреть состав и конструкцию данной системы. Демонтировать два баллона типа 12-150 ГОСТ 949-73 объёмом 12 литров каждый, а также значительное количество пневматических агрегатов, а в дальнейшей перспективе проработать вопрос по переводу системы сжатого воздуха на бескомпрессорный вариант, решив таким образом проблему отказов пневмоагрегатов из-за попадания значительного количества влаги в пневмосистему в процессе маневрирования над морем.

В отличие от реактивных самолётов, управляющихся без «выстрела», самолёты с турбовинтовыми двигателями типа Ту-142/Ту-95, обладают более высокой управляемостью и стабильностью в полёте, следовательно, «выстрел» приёмником топлива не требуется, что позволяет демонтировать пневматическую подсистему «выстрела-уборки» и приёмника топлива в полёте.

Анализ рынка/Научная обоснованность

Для анализа рынка можно обратить внимание на Ту-142МК, который стоит на вооружении ВМФ России, и в настоящее время активно эксплуатируется в Индии – стране, которая, являясь нашим стратегическим союзником, в значительной степени контролирует безопасность судоходства в Тихом океане.

Приёмник топлива стреляющего типа «пневматическая пушка» применялся, в частности, на реактивных самолётах Ту-22 и его модификациях, а также первом опытном Ту-160. Однако в дальнейшем от такой схемы отказались из-за ухудшения аэродинамических характеристик самолёта в связи с большим сопротивлением набегающего потока воздуха и перешли на убирающийся в полёте в носовую часть фюзеляжа «штангу», в которой «выстреливание» не предусмотрено. Данная схема успешно применяется на самолёте Ту-160 под наименованием «модифицированная система приёмника топлива в полёте», которую планируется распространить на Ту-22М3М.

Однако в укороченном носу с кабиной штурмана Ту-142 разместить такой приёмник невозможно, но отказ от «выстрела» позволит оптимизировать состав и конструкцию системы сжатого воздуха управления приёмником топлива, приведет к снижению массы и габаритов, увеличению ресурса эксплуатации, сократит время зарядки сжатым воздухом на земле и облегчит работу бортовых воздушных компрессоров, а также повысит надёжность пневмосистемы.

Детальное описание проекта, включая способы реализации

Входящие в систему сжатого воздуха баллоны 12-150 ГОСТ 949-73 самолётов Ту-142 МК (МЗ), Ту-142 МР, Ту-95 МС служат для подачи

воздуха под давлением к баллонам и исполнительным механизмам системы «выстрела – уборки» дозаправки топливом в полёте. Указанные баллоны, в отличие от других, применяемых в авиации, являются нестандартными. Из-за загруженности зон кабины лёгчиков и малыми габаритами отсеков не удалось разместить стандартные (покупные) баллоны, выпускаемые специализированными предприятиями. Указанные баллоны пришлось разрабатывать и производить непосредственно на самолётостроительном заводе ПАО «ТАНТК им. Г.М. Бериева», что вызывает определённые трудности с дальнейшим обслуживанием и ремонтом баллонов.

Два двенадцатилитровых баллона 12-150 ГОСТ 949-73, обслуживают систему управления приёмником топлива, которая подразделяется на две подсистемы:

- Подсистему «выстрела – уборки» подвижной телескопической части приёмника топлива;
- Подсистему открытия топливного клапана.

Предлагается снять подсистему управления «выстрелом – уборки» приёмника топлива, оставив подсистему открытия топливного клапана.

Эффективность, в т.ч. экономическая

Предлагаемая доработка позволит снизить массогабаритные характеристики бортовой системы сжатого воздуха, значительно сократит эксплуатационные расходы и трудоёмкость обслуживания самолётов, исключит затраты на изготовление, испытания и эксплуатацию непрофильной продукции для самолётостроительного предприятия (12-и литровых баллонов), увеличит ресурс конуса топливозаправщика из-за прекращения стрельбы по нему. Исключит необходимость проводящейся в настоящее время сложной и непрофильной для самолётостроительного завода работы по продлению ресурса баллонам, которая требует специального дорогостоящего оборудования. При демонтаже пневматической подсистемы «выстрела – уборки» масса уменьшится на ~31 кг.

Оценка рисков

Отсутствие выстреливания приёмника топлива облегчает работу бортовых компрессоров, снижает износ конуса топливозаправщика. Стабильное движение самолётов в полёте Ту-142МК и Ту-95МС по курсу позволяет лётчику попасть неподвижным приёмником в конус топливозаправщика. По примеру Ту-22М2, на котором по ОСВ-2 (соглашение между СССР и США об ограничении стратегических вооружений, под действие которой попала именно система дозаправки топливом в воздухе) был снята подсистема «выстреливания – уборки» пневматической пушки, но оставлена подсистема открывания топливного клапана, которая оставляла возможность быстрого восстановления работоспособности системы для производства заправки топливом в полёте). Лётные экипажи Ту-22М2 при использовании специально доработанного самолёта Ту-134УБЛ под «пневматическую пушку», получили достаточный навык «контактирования» с топливозаправщиком типа М-4 и Ил-76 без «выстрела».

В настоящее время ТУ-22М3 переводится в разряд стратегических самолётов установкой приёмника топлива типа «штанга», выстрел на которой не предусматривается.

Аналогичная система успешно эксплуатируется на Ту-160.

Повышения рисков при внедрении предлагаемого изменения не ожидается.

Перспективы внедрения. Жизнеспособность.

Внедрение предлагаемого изменения возможно для самолётов Ту-142МК, Ту-95МС и их модификаций. Такой проект вполне жизнеспособен, поскольку при несложной и недорогой реализации (снятие агрегатов) даёт значительное уменьшение массы системы, повышение надёжности за счёт снятия двух баллонов и восемнадцати пневмоагрегатов, упрощает эксплуатацию самолёта.

В перспективе приведёт к дальнейшей модернизации пневмосистемы с возможностью перехода на бескомпрессорную.

Повышение надёжности и безотказности, а также улучшение эксплуатационных характеристик будет способствовать повышению авторитета российской авиации как в Индии (являющейся крупнейшим экспортёром военных самолётов), так и в других странах.

ПРОЕКТ ДОРОЖНОЙ КАРТЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Верейкин А.А.

Филиал ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого», г. Москва
Научный руководитель — д.т.н., академик Погосян М.А.

Актуальность. При разработке филиалом ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого» системы автоматических взлёта и посадки (САВП) [1-4] возникла задача анализа возможных направлений развития двух основных составляющих системы: алгоритмической и информационной, выбора оптимальной траектории развития этих составляющих, которая, в свою очередь, во многом определяет траекторию развития системы в целом.

В процессе этой работы были выявлены некоторые ключевые проблемы, характерные в целом для технологий, на основе которых могут быть построены перспективные системы управления летательными аппаратами (ЛА), намечены возможные пути их решения, которые выражены в виде некоторых целей и способов их достижения. Способы достижения целей, в свою очередь, выражены в виде определённых технологий и систем (как уже существующих, так и планируемых к разработке), построенных на основе этих технологий. Таким образом, работа вышла за пределы САВП и приобрела самостоятельное значение.

Целью настоящей работы является определение целевого состояния технологий управления ЛА, выявление возможных путей и стратегий перехода от текущего состояния к целевому и формирование наглядного представления об этом в форме дорожной карты.

Методы. Для достижения поставленной цели был применён метод научно-технического прогнозирования с привлечением анализа источников научно-технической информации и построением по результатам прогноза технологической дорожной карты [5]. При формировании раздела дорожной карты, связанного с САВП, использовались результаты имитационного моделирования.

Результаты. Определены основные проблемы, сопряжённые с развитием систем управления ЛА, сформулированы цели, достижение которых должно привести к решению данных проблем, предложены пути достижения этих целей в виде определённых технологий и систем, построенных на основе этих технологий. Сформированы предложения по развитию нормативно-правовой базы. Определены ориентировочные сроки развития технологий, разработки систем и достижения поставленных целей. Определены технологии и системы, отработка которых целесообразна на малых беспилотных летательных аппаратах (БЛА). Разработана дорожная карта развития перспективных технологий управления ЛА. По результатам анализа дорожной карты определены направления трансфера технологий, сформирован перечень сквозных технологий, развитию которых следует присвоить наивысший приоритет. В обеспечение выполнения поручения Правительства РФ [6] определены возможные направления диверсификации технологий.

Выявленные в процессе работы основные проблемы, поставленные цели, пути их достижения и основные сквозные технологии подробно описаны в тексте работы. Приведём лишь области существования проблем:

1. Идентичность цифрового и реального продуктов;
2. Применение нечётких алгоритмов управления;
3. Системы приводов ЛА;
4. САВП;
5. Совместное функционирование ЛА;
6. Обеспечение безопасности полёта;
7. Управление ЛА экипажем;
8. Эксплуатация авиационной техники;
9. Управление авиационным комплексом на уровне принятия решений.

Заключение. Потенциальные преимущества разработанной дорожной карты состоят в возможности формировании целостного видения ситуации, обеспечении возможности движения к заданным целям альтернативными путями (параллельно или по пути, представляющемуся оптимальным). Всё это, в конечном итоге, призвано обеспечить высокую устойчивость поступательного развития технологий управления ЛА, ведь даже несмотря на возможность неудач в разработке той или иной технологии или системы, эти неудачи, в силу присутствия проработанных альтернативных решений, не приобретут глобального характера. В силу вероятностного характера прогнозов, лежащих в основе дорожной карты, необходимы периодические (хотя бы раз в 3 года) анализ ситуации, подтверждение приоритетов и корректировка прогнозов.

По результатам анализа дорожной карты могут быть выделены два основных тренда в развитии технологий управления ЛА: переход от событийного принципа управления к ситуационному, и переход от классической теории автоматического управления к неклассической, позволяющей более полно использовать преимущества нечётких алгоритмов управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вережкин А.А., Лернер И.И. К вопросу фильтрации нестационарных процессов применительно к задачам автоматической

посадки // Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием “Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли”: труды. Казань: Изд-во Академии наук республики Татарстан, 2016. – Т. 2. С. 404-409.

2. Верейкин А.А., Лернер И.И. Технологическая база автоматической посадки перспективных авиационных комплексов для перспективных авиационных комплексов “ОКБ Сухого” // Научно-техническая конференция “Гидравлика”. (22.11.16, МГТУ им. Н.Э. Баумана). – М. 2016.

3. 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.

4. Лернер И.И., Верейкин А.А., Орехов М.И. Технологии автоматической посадки для перспективных авиационных комплексов «ОКБ Сухого» // Третья Всероссийская Научно-техническая конференция «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами». (22.09.17, ГосНИИАС). М., 2017. Тезисы докладов. Том 1. М.: «Научтехлитиздат», 2017. С. 200-201.

5. Попов С.В., Сергеева В.В. Трендовое проектирование и научно-технологический форсайт – от конкуренции к синтезу // Наука. Инновации. Образование. 2010. Вып. 9. С. 170-178.

6. Сайт Правительства России. Поручение Правительства РФ от 8 декабря 2016 г. «Об обеспечении выполнения поручений Президента России по реализации Послания Президента Федеральному Собранию от 1 декабря 2016 года». Режим доступа: <http://government.ru/orders/selection/404/25588> (дата обращения 08.09.18).

СПОСОБ АДАПТИВНОЙ КОРРЕКЦИИ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ ПАЛУБНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ

Верещагин Ю.О., Волошин В.А.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора

Н.Е. Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Научный руководитель — к.т.н., доцент Верещиков Д.В.

Боевые возможности истребителей определяются способностью энергично маневрировать в широком диапазоне высот и скоростей полёта при наличии различных авиационных средств поражения на внешних подкрыльевых узлах подвески. Высокие стоимость и эффективность современных авиационных средств поражения обуславливают возможность выполнения этапов боевого полёта с несимметричным размещением внешних подвесок. Несимметричное размещение внешних подвесок приводит к изменению аэродинамических и инерционных характеристик самолёта, усилению перекрестных связей каналов крена и рыскания и, вследствие этого, к различной реакции самолёта скоростью крена на отклонение лётчиком ручки управления в сторону подвески и в противоположную ей сторону. В результате этого при маневрировании в ближнем воздушном бою и при выполнении посадки растут потребные усилия, затрачиваемые лётчиком для перемещения ручки управления

по крену, возрастают время и пространственная протяженность маневров, а, следовательно, снижаются оценка лётчиком пилотажных характеристик самолёта и его боевая эффективность. Применительно к палубному истребителю МиГ-29КР, ситуация усугубляется следующими факторами: дифференциальное отклонение элеронов по сигналам цифровой комплексной системы управления КСУ-941 приводит к появлению неблагоприятного скольжения и, вследствие этого, к снижению располагаемой скорости крена; ужесточаются требования к траектории для посадки на палубу корабля в пределах узких диапазонов по продольному и боковому отклонению от точки касания; наблюдаются существенные аэродинамические возмущения в следе за кораблем, а так же его качка; в результате разворота посадочной палубы относительно продольной оси корабля направления скоростей корабля и самолёта никогда не совпадают, что требует выполнения посадки «со сносом». В связи с этим возникает необходимость обеспечения требуемых значений скорости крена палубного истребителя, в условиях различного рода внешних возмущений, а также при наличии аэродинамической несимметрии.

Для решения описанной проблемы авторами было предложено компенсационное воздействие на самолёт в канале крена за счёт автоматической коррекции углов отклонения левого или правого элеронов в зависимости от величины требуемой скорости крена и направления вращения самолёта. Степень коррекции определяться адаптивным по отношению к аэродинамическим и инерционным характеристикам самолёта алгоритмом в законе функционирования его системы управления.

Для достижения указанной цели были решены следующие задачи:

1. Проведён анализ результатов исследований и технических решений в части улучшения поперечной управляемости маневренных самолётов;
2. Разработана имитационная модель динамики полёта палубного истребителя с внешними подвесками;
3. Разработана методика оценки вероятностей наведения палубного истребителя с внешними подвесками в ближнем воздушном бою и последующей за ним посадки на корабль.
4. Разработан способ адаптивной коррекции углов отклонения элеронов палубного истребителя с внешними подвесками при автоматизированном управлении и рекомендаций по его реализации на самолёте МиГ-29КР.

Имитационная модель динамики полёта палубного истребителя с внешними подвесками в ближнем воздушном бою и при посадке на корабль построена на основе математической модели динамики полёта самолёта и пилотажного стенда, отличается от известных наличием моделей: маневрирующей воздушной цели; прицельной индикации в режиме «прогноз – дорожка»; корабля в условиях качки; оптической системы посадки; внекабинной индикации, учитывающей действительный угол обзора из кабины самолёта; регистрации захвата цели и точностных характеристик посадки на корабль.

Методика оценки вероятностей наведения палубного истребителя в ближнем воздушном бою и последующей за ним посадки на корабль разработана впервые и заключается в:

- регистрации в процессе проведения полунатурного эксперимента на пилотажном стенде воздушного боя с последующей за ним посадкой на корабль количества непрерывных временных интервалов удержания цели в области «прогноз – дорожки», углов крена и рыскания самолёта, его координат при касании палубы и усилий на ручке управления в канале крена;

- учёте зарегистрированных параметров при расчёте вероятности наведения на воздушную цель и вероятности посадки на корабль;

- комплексной оценке лётчиками пилотажных характеристик самолёта по шкале пилотажных оценок, которая определяет качество выполнения задачи пилотирования и степень загрузки лётчиков компенсацией недостатков в управлении креном, подтвержденную зарегистрированными усилиями на ручке управления.

Способ адаптивной коррекции углов отклонения элеронов заключается в подаче на два электрогидравлических рулевых привода, подвижные штоки которых обеспечивают раздельное отклонение левого и правого элеронов, дополнительных по отношению к сигналам от автоматизированной системы управления самолётом корректирующих сигналов, величины которых рассчитаны в цифровом вычислительном устройстве и зависят от направления вращения самолёта.

Способ обеспечивает вычисление корректирующих сигналов для отклонения левого и правого элеронов, значения которых предотвращают развитие неблагоприятного скольжения, обеспечивают требуемое значение скорости крена с ошибкой не более 7% и адаптированы к режиму полёта, направлению вращения, типу и характеру размещения внешних подвесок.

Реализованный с учётом сформулированных рекомендаций на самолёте МиГ-29КР с внешними подвесками способ адаптивной коррекции углов отклонения элеронов позволяет:

- Увеличить количество непрерывных временных интервалов удержания цели в области «прогноз – дорожки» при ведении ближнего воздушного боя с использованием пушки в 2,26 раза;

- Увеличить среднее количество точных посадок на корабль в 2,3 раза.

При этом средняя оценка пилотажных характеристик самолёта при наведении на цель в ближнем воздушном бою увеличивается на 20%, а усилия, реализуемые лётчиком на центральной ручке управления, снижаются в 1,48 раза.

Основные результаты работы опубликованы в 24 печатных изданиях, 7 из которых в изданиях, рекомендованных ВАК, а также в 2 научно-исследовательских работах. В результате работы получены 2 свидетельства о регистрации программ для ЭВМ, 2 патента (на изобретение и полезную модель). Результаты работы были реализованы в Лётно-испытательном центре ГЛИЦ им. В.П.Чкалова (акт реализации от 10.03.2018 г.); в НИЦ (г. Санкт-Петербург) ЦНИИ ВВС Минобороны России при военно-научном сопровождении опытно-конструкторских работ по созданию, модернизации корабельных многоцелевых истребителей (акт реализации от 14.02.2018 г.); в ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина» (акт реализации от 23.12.2017 г.).

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ КОСМИЧЕСКОГО КРЫЛАТОГО КОРАБЛЯ

Воронка Т.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Маркин Н.Н.

Рассматривается устойчивость и управляемость многооразового крылатого космического корабля «Клипер». Аэродинамическая схема крылатого космического корабля с посадкой на взлётно-посадочную полосу является перспективной. По сравнению с разрабатываемым многооразовым космическим кораблем «Федерация» крылатый космический корабль обладает большим аэродинамическим качеством, маневренностью. Особенностью космического корабля «Клипер» является статическая неустойчивость на малых углах атаки, что требует использования аэродинамических органов управления и системы стабилизации.

В качестве аэродинамической схемы крылатого космического корабля рассматривается низкоплан, построенный по схеме «бесхвостка» с трапециевидным крылом умеренной стреловидности и вертикальным хвостовым оперением. Управление продольным движением осуществляется балансировочным щитком, который состоит из двух отклоняемых внутренних элевонов. Для управления движением рысканья используются рули направления. Управление по крену осуществляется элевонами. Космический корабль оснащен четырьмя жидкостными реактивными двигателями для управления движением центра масс и 12 реактивными газовыми двигателями.

Выполнен расчёт характеристик продольной статической устойчивости для гиперзвуковой скорости полёта. Исследовано влияние отклонения щитка на степень продольной статической устойчивости по перегрузке. Определены статические характеристики продольной управляемости с учётом зависимости продольного момента от угла атаки и угла отклонения щитка для различных значений скоростного напора. Исследованы переходные процессы по перегрузке для нескольких значений скоростного напора. По результатам исследований получены удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости для значений скоростного напора не менее 1500 Па.

Перспективным является использование автоматической системы управления для улучшения устойчивости и управляемости для развития концепции данного проекта.

**СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ
МАЛОГАБАРИТНОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ
С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
БЛИЖНЕГО ДЕЙСТВИЯ**

Гончаров С.А.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — к.т.н. Кузнецов В.А.

Одним из перспективных направлений развития беспилотной авиации является разработка беспилотных летательных аппаратов (БЛА) ближнего действия, используемые на больших и средних высотах при большой продолжительности полёта. Размещаемые на таких БЛА сенсоры в сложных условиях съёмки малоэффективны, что ведёт к невозможности обеспечения непрерывности мониторинга. Для исключения зависимости от времени суток и погодных условий необходимо использовать радиолокационный модуль полезной нагрузки БЛА. Однако в связи с жёсткими ограничениями по массогабаритным характеристикам и энергопотреблению оборудования для БЛА размещение существующих на сегодняшний день образцов радиолокационных станций с синтезированием апертуры антенны (РСА) невозможно, что обуславливает актуальность данной работы. В работе проводится синтез оптимальной структуры радиолокационной станции с синтезированной апертурой антенны по минимаксному критерию «массогабаритные характеристики – разрешающая способность», при этом высокое разрешение РЛИ достигается, в том числе, применением полученных в результате параметрического синтеза квазиоптимальных по критериям минимальной ошибки оценки фазы и минимальной энтропии изображения алгоритмов формирования и автофокусировки РЛИ. Также подробно рассмотрен фильтр компенсации дальностей, который позволяет повысить отношение сигнал/шум отражённого от целей на больших дальностях сигнала. Приводятся результаты экспериментов по получению радиолокационных изображений. Комплекс представленных решений предлагается реализовать в виде универсального радиолокационного модуля БЛА ближнего действия, позволяющего обеспечить реальную непрерывность мониторинга и, в конечном счёте, занять преимущественные позиции на мировом рынке ДЗЗ в сегменте радиолокационных данных, полученных с помощью БЛА ближнего действия.

Все научно-технические решения реализованы с помощью открытого и бесплатного программного обеспечения: операционной системы Linux, среды программирования Python и среды проектирования Python и трассировки многослойных печатных плат KiCad.

РАСЧЁТ И ИССЛЕДОВАНИЕ АВАРИЙНОЙ БЕЗДВИГАТЕЛЬНОЙ ПОСАДКИ В ЗОНЕ БЕЗОПАСНОГО ПИЛОТИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Гришина А.Ю., Бикинсева А.П.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Маркин Н.Н.

Объектом исследования в настоящей конкурсной работе является аварийная бездвигательная посадка тяжёлого беспилотного летательного аппарата (БПЛА) в зоне безопасного пилотирования. То есть внештатная ситуация, в которой происходит крушение беспилотного судна, либо в жилой местности, где тяжёлый БПЛА может нанести урон людям и жилым постройкам, либо же на территории врага, где мы можем потерять ценную информацию. Данная задача предполагает решение проблемы, с которой можно столкнуться при эксплуатации военного беспилотника.

Целью исследований является рассчитать область безопасной посадки тяжёлого БПЛА, управляющегося дистанционно с земли, у которого вдруг происходит аварийная ситуация – отказывает двигатель или заканчивается топливо.

В процессе выполнения конкурсной работы были проведены различные расчёты, касающиеся данной задачи и выбраны оптимальные значения, подходящие практически для всех типов БПЛА, а также исследования, касающиеся аэродинамических качеств беспилотников и принципа их работы в целом. Для аналитического решения задачи применялись правила геометрии и законы аэродинамики. Также рассмотрены особенности систем управления БПЛА и их основные компоненты.

В ходе работы получены ответы на множество вопросов, касающихся аэродинамики БПЛА, а также написана универсальная программа в системе MATLAB, которая удовлетворяет решению поставленной задачи, т.е. показывает на графике все возможные варианты посадки самолёта в безопасной зоне пилотирования с определенным углом захода на вираж и с известным радиусом виража.

ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ БЕСПИЛОТНОГО ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Джамакеев И.Б.

«Восход» Филиал МАИ, г. Байконур

Научный руководитель — к.т.н., доцент Шестопалова О.В.

В данной работе представлены результаты эскизного проектирования гиперзвукового летательного аппарата: выбор двигательной установки, расчёт массы аппарата в первом приближении, определение аэродинамической схемы аппарата, математическое моделирование аэродинамических нагрузок. Рассмотрена концепция применения такого аппарата и перспективы применения данных технологий.

Основной целью разрабатываемого гиперзвукового летательного аппарата будет являться его использование в качестве лёгкого высокоскоростного военного аппарата.

В результате проектирования была выбрана следующая схема гиперзвукового летательного аппарата:

- Моноплан – «бесхвостка» с центральным расположением трапециевидного крыла малого удлинения с большим углом стреловидности и вертикальным оперением малого удлинения;

- Комбинированная двигательная установка с сверхзвуковыми регулируемыи воздухозаборником и соплом, располжёнными под фюзеляжем;

- Боевая и полезная нагрузка для решения задач расположена внутри раскрываемых отсеков фюзеляжа для обеспечения малого лобового сопротивления при больших скоростях полёта.

Проводился расчёт массовых и геометрических характеристик летательного аппарата. Проводилось моделирование аэродинамических нагрузок в САПР SolidWorks.

Перспективами создания данного летательного аппарата является отработка всех технологий, предназначенных для достижения гиперзвуковой скорости:

- 1) создание новых материалов, способных сохранять свои прочностные свойства при высокотемпературном нагреве;

- 2) создание многорежимной двигательной установки или других типов двигательных установок для больших скоростей полёта;

- 3) создание системы управления аппаратами такого типа.

В будущем технологии и идеи, отработанные на гиперзвуковом летательном аппарате, могут стать основой для создания гиперзвуковой транспортной и пассажирской авиации. Также в перспективе возможно создание многоразовых космических систем на базе данных технологий. В обозримом будущем рассматриваются следующие многоразовые системы:

- 1) двухступенчатая авиационно-космическая система, состоящая из гиперзвукового самолёта – разгонщика и космического аппарата;

- 2) одноступенчатая авиационно-космическая система с комбинированной двигательной установкой.

НЕПОСРЕДСТВЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОДЪЁМНОЙ СИЛОЙ ДЛЯ ПАРИРОВАНИЯ ПОРЫВОВ ВЕТРА

Ермакова Д.И.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Маркин Н.Н.

Рассматривается система парирования порывов ветра для лёгкого самолёта гражданского назначения. Исследования выполняются для лёгких самолётов со взлётной массой до 5 тонн; с дальностью полёта до 2000 км на высоте не более 5000 м при скорости не более 400 км/час. Система управления рулем высоты не является автоматизированной.

В условиях полёта на высотах до 5 км при малой дозвуковой скорости существенное влияние на динамику возмущенного движения оказывают

ветровые порывы и атмосферная турбулентность. Для обеспечения комфорта экипажа и пассажиров рассматривается разработка системы непосредственного управления подъёмной силой планера аэродинамическими органами. Назначение данной системы состоит в уменьшении перегрузок, создаваемых атмосферной турбулентностью в горизонтальном установившемся полёте.

Отсутствие контура автоматической стабилизации параметров продольного движения в канале руля высоты определяет необходимость включать систему стабилизации нормальной перегрузки в горизонтальном полёте и выключать при маневрировании;

Результаты исследования показали, что использование системы парирования ветровых воздействий позволяет на порядок уменьшить пиковую величину нормальной перегрузки при ветровом порыве. Время воздействия перегрузки от импульсного ветрового порыва уменьшается с 2 секунд до 0.35 секунды. При гармоническом ветровом воздействии амплитуда нормальной перегрузки уменьшается более чем в 10 раз на интервале частот турбулентности от 0.1 до 2 герц. На частотах близких к частоте работы привода система парирования ветровых воздействий органами НУПС становится не эффективной.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРЫВНО-ВИХРЕВЫХ ТЕЧЕНИЙ В КАВЕРНАХ

Ерохин П.В., Рогов П.В.

ПАО «Туполев», г. Москва

В настоящее время как у нас в стране, так и за рубежом проводятся исследования, направленные на изучение замкнутых отрывно-вихревых течений (вихревых ячеек). Известны различные способы их получения: между щитком и поверхностью крыла, между двумя перегородками (установленными на поверхности крыла) и в кавернах (к которым можно отнести ниши шасси, бомболоки и т.д.).

В данной работе представлено сравнение экспериментальных и расчётных данных по распределению коэффициента давления по стенкам каверны, а также приведены численные исследования структуры течения с различным отношением глубины (a) к длине (b) при различных моделях турбулентности.

Расчётная модель представляла собой стенку с расположенной на ней каверной бесконечной ширины.

Численное моделирование проводилось в двухмерной постановке задачи. Для построения сложной структурированной расчётной сетки использовалась программа ANSYS ICEM CFD. Численное исследование проводилось путём решения уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу на вычислительном программном комплексе для гидродинамики ANSYS FLUENT на высоте $H=0$ м при числах $M=(0.082\pm 0.2)$ при числах $Re \approx (4\cdot 10^5 \pm 1,2\cdot 10^8)$.

В результате расчётным путём было получено влияние отношения глубины каверны к её длине на аэродинамические коэффициенты. Также были получены предварительные данные по выбору оптимальной модели

турбулентности при дальнейших исследованиях отрывных течений в кавернах.

Полученные результаты позволили сделать следующие выводы:

1. При исследовании отрывно-вихревых течений на вычислительном программном комплексе для гидрогазодинамики ANSYS FLUENT при малых дозвуковых скоростях течения рекомендуется использовать модель турбулентности $k-\epsilon$, так как полученная картина течения при этой модели турбулентности хорошо согласуется с результатами эксперимента;

2. Наименьшее влияние на аэродинамические характеристики будут оказывать каверны с отношением длины к высоте меньше единицы;

3. При $1.5 \leq b/a \leq 6$ наиболее выгодным вариантом является вариант, у которого длина каверны превышает высоту в 4 раза;

4. Варианты каверн с удлинением, расположенным в диапазоне $\lambda = b/a = (0,5 \div 4)$ позволяют получить значение коэффициента подъемной силы больше $C_{y\alpha} > 0$.

Данные исследования являются предварительными. Необходимы дальнейшие расчёты в 2х и 3х мерной постановке для оценки влияния геометрических параметров каверны на её обтекание при различных числах M и при разных значениях давления и температуры.

Проведённые исследования могут быть использованы при проектировании ниш шасси, бомболоков и различных отсеков, применяемых в конструкции ЛА, а также для изучения их влияния на аэродинамические характеристики изделия в целом

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЩИТКОВ НА СТРУКТУРУ ПОТОКА В КАВЕРНЕ

Ерохин П.В., Урусова О.А.

ПАО «Туполев», г. Москва

Безопасность отделения различных грузов от летательного аппарата (ЛА), в том числе и из внутренних отсеков, зависит от разных параметров полёта, таких как числа Маха (M), Рейнольдса (Re), высота полёта, угла атаки, угла скольжения и др. Необеспечение безопасного отделения груза от самолёта носителя может привести к значительным повреждениям и потере ЛА. В связи с чем исследования, направленные на обеспечение безопасности отделения грузов от ЛА, являются актуальной задачей.

В данной работе представлены результаты исследований влияния установки щитка перед каверной на структуру потока в ней и на изменение коэффициента подъемной силы, действующего на подвеску и на стенки каверны.

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

Численное моделирование проводилось для трёх вариантов щитков с каверной, также был проведен расчёт для варианта (каверна) и (каверна + подвеска + щиток 1). Значения коэффициентов подъемной силы, действующей на стенки каверны и на подвеску проводился при числах

$M=0.2$ на высоте $H=0$ метров и $\alpha=0^{\circ}, 4^{\circ}$. Значения коэффициента лобового сопротивления $-M=0.2, H=0, \alpha=0^{\circ}$.

В результате проведенных исследований показано влияние установки щитка на формирование отрывно-вихревых структур в каверне, их форму и положение ядра вихря. Получено влияние сорванного потока с щитка на коэффициент подъёмной силы подвески и стенок каверны.

Рассмотрено влияние от появления перфорированных отверстий на щитке на поле скоростей и распределение давления в каверне. Показано влияние диаметра отверстий на структуру течения.

Выделены опорные параметры для качественной оценки характера течения в каверне и поиска оптимальных вариантов геометрии щитков с целью обеспечения безопасности отделения грузов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Рогов П.В., Ерохин П.В. Численное моделирование течения в кавернах //Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием, 10 – 12 августа 2016 г.: Сборник докладов. Том 1. – Казань: Изд-во Академии наук РТ, 2016. – Т.1.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ПУТЁМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Ерохин П.В., Кудашкина Е.А.

ПАО «Туполев», г. Москва

Определение шарнирных моментов аэродинамических управляющих поверхностей самолёта представляет собой очень важную задачу, так как величины шарнирных моментов задают требования к системе управления, прежде всего требуемую мощность приводов. Шарнирные моменты органов управления определяют экспериментально при продувках тензометрированных моделей в аэродинамических трубах. Такой эксперимент является дорогостоящим и трудоёмким, поэтому выполняется на поздних этапах проектирования, когда основные параметры самолёта определены. Для исследования шарнирных моментов на ранних этапах проектирования целесообразно использовать численное моделирование обтекания. Численные методы особенно актуальны для нетрадиционных органов управления, для которых отсутствуют экспериментальные данные.

В данной работе приводится численное исследование изменения коэффициента шарнирного момента элерона и интерцептора крыла Ту-204 и расщепляющегося элерона на стреловидном крыле по углу атаки в зависимости от угла отклонения органов управления, числа Маха и высоты полёта.

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

Расчёт коэффициентов шарнирного момента для элерона и интерцептора, расположенных на консоли крыла Ту-204, проводился

при числе $M=0.2$ на высоте $H=0$ метров и $M=0.78$ на высоте $H=11000$ метров. Численное моделирование коэффициентов шарнирных моментов расщепляющихся органов управления было выполнено при числах Маха $M=0.2\div 0.8$, Рейнольдса $Re\approx 1.5\cdot 10^6\div 6\cdot 10^6$.

В заключении можно увидеть, что численное моделирование обтекания крыла ЛА Ту-204 с отклонёнными органами управления показало хорошую сходимость рассчитанных шарнирных моментов элерона и интерцептора с данными, полученными по результатам эксперимента в аэродинамической трубе. Проведено численное моделирование обтекания консоли стреловидного крыла с расщепляющимися органами управления, в результате чего получены коэффициенты шарнирных моментов верхнего и нижнего щитков. Проведённые исследования дают возможность предварительно оценить величину шарнирных моментов расщепленных органов управления. Качественные и количественные согласования с результатами экспериментов для контрольных точек позволят сократить программу продувок, что приведет к экономии средств.

ЛИТЕРАТУРА

1. Борисова Н.А., Ерохин П.В., Кудашкина Е.А., Лушкин Д.О. Исследование коэффициентов шарнирных моментов расщепляющихся органов управления // Сборник тезисов: Материалы XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике п. Володарского, 20–21 апреля 2017 г. ЦАГИ 2017 г.

ВНЕДРЕНИЕ ЦИФРОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ СИСТЕМ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Жаббаров К.Р., Гришаев Р.В., Князев В.А.

НАЗ «Сокол» – филиал АО «РСК «МиГ», г. Нижний Новгород

На современном этапе развития перед предприятиями авиационной отрасли России стоят следующие основные задачи: цикл изготовления самолёта должен быть не долгим, т.е. сокращён в несколько раз по сравнению с советским периодом. Количество задействованных человеческих ресурсов тоже должно быть уменьшено. Оборудование на НАЗ «Сокол» – филиал АО «РСК «МиГ» не обновлялось и не закупалось, не внедрялись современные технологии и т.д. – поэтому решить основные задачи почти невозможно. Кроме того, выпускавшееся ранее оборудование в России и странах СНГ морально устарело и выпуск его прекращен. Прекращен так же выпуск расходных материалов и запчастей, без чего невозможно эксплуатировать имеющееся у предприятия оборудование. По этой причине некоторые технологии в том числе проведения испытаний приобрели статус «утраченных». К таким технологиям относятся тензометрирование агрегатов самолёта, испытание катапульта, настройка антенн, мониторинг генераторов спец. токов и др. При этом необходимо продолжать стабильный выпуск конкурентной авиационной техники.

В рамках данной работы рассмотрен процесс тензометрирования трубопроводов систем самолётов при отработке силовых установок (СУ).

Тензометрирование является основным методом анализа напряжений, возникающих в трубопроводах систем самолёта из-за особенностей конструктивных решений, неточностей монтажа.

Целью работы является доработка «утраченной» технологии проведения тензометрирования трубопровода гидравлической системы.

Технология тензометрирования устарела морально и физически. Прекратился выпуск комплектующих для проведения тензометрирования. Технология обработки тензометрических данных не исключает погрешностей, связанных с человеческим фактором в части расшифровки результатов. Малое количество измерительных каналов у имеющейся станции влечёт за собой необходимость в проведении большего количества повторяющихся циклов отработки силовых установок, что, в свою очередь, уменьшает ресурс двигателей и требует дополнительных расходов на топливо. Все перечисленные факторы увеличивают цикл отработки изделия.

Для реализации поставленной цели применение программно-аппаратного комплекса на базе LabView стало наиболее рациональным решением по сравнению с другими имеющимися предложениями на рынке высокотехнологичных систем сбора и обработки информации.

Было проведено изучение мирового рынка и найдена система, которая обеспечивает наши требования к оборудованию для испытаний авиационной техники. Это виртуально-измерительная система на аппаратной базе National instrument с инженерным программированием в графической среде Lab View. Данная система получила широкое распространение в мире за счёт своей универсальности, адаптивности и простоты программирования, которое может производить простой инженер-испытатель после соответствующего обучения.

Аппаратные комплексы National Instruments на базе Lab View – признанный лидер среди промышленных программных средств разработки систем моделирования, управления и тестирования. С момента появления в 1986 г. инженеры и ученые во всем мире стали применять Lab View на всех стадиях разработки изделий, добиваясь при этом более высокого качества, сокращая время выхода продукции на рынок, повышая эффективность проектирования и производства.

Lab View представляет собой высокоэффективную среду графического программирования, в которой можно создавать гибкие и масштабируемые приложения измерений управления и тестирования с минимальными временными и денежными затратами. Lab View сочетает в себе гибкость традиционного языка программирования с интерактивной технологией Экспресс ВП, которая включает в себя автоматическое создание кода, использование помощников при конфигурировании измерений, шаблоны приложений и настраиваемые Экспресс ВП. Благодаря этим особенностям и новички, и эксперты могут легко и быстро создавать приложения в Lab View. Интуитивно понятный процесс графического программирования позволяет уделить больше внимания решению проблем, связанных с измерениями и управлением, а не программированию.

Благодаря внедрению представленного программно-аппаратного комплекса были решены сложнейшие задачи по возврату технологии тензометрирования из статуса «утраченных». При этом были достигнуты высокие показатели в сравнении с ранее существовавшей технологией:

- Энергопотребление станции снижено в 30 раз;
- Количество тензометрируемых точек увеличено до 128;
- Время цикла тензометрирования при обработке силовых установок снижено с 7 до 1 дня;
- Трудозатраты снизились с 1362 н/ч до 1115 н/ч на 1 изделии;
- Расход топлива при тензометрировании снизился с 30 т до 20 т на 1 изделии;
- Общий экономический эффект от внедрения для программы 2017 года составил 1 006 000 руб.

Моральное старение и возврат к статусу «утраченной технологии» модернизированной тензометрической станции не угрожают.

ОСОБЕННОСТЬ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ОПЕРЕНИЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ ЗАКРЕПЛЕНИЯ

Зотов А.А.

АО «ГосМКБ «Радуга», г. Дубна, Московская область

Одним из характерных методов повышения экономической выгоды полёта уже долгие годы служит уменьшение массы конструкции летательных аппаратов. С каждым годом процент использования композиционных материалов в летательных аппаратах увеличивается. Это немало связано с некой «модой» на их применение, с их характеристиками, массой. Однако далеко не каждый композиционный материал имеет достаточный модуль упругости, что напрямую связано с вопросом об аэроупругой устойчивости летательного аппарата.

Целью данной работы является исследование влияния различных конструктивных схем закрепления руля высоты малого удлинения на такое явление аэроупругости как дивергенция, с учётом двумерной упругости консоли.

Современные вычислительные средства позволяют рассмотреть данную задачу подробно. Для решения поставленной задачи применяется комплекс инженерного анализа от MSC Software.

В качестве первого объекта исследования была взята модель руля, закрепленного на упорно-радиальном подшипнике. В качестве второго объекта исследования был взят тот же руль, установленный на валу с двумя опорными подшипниками. Для расчёта аэродинамических сил были построены несущие поверхности. Были рассмотрены значения собственных частот и форм обоих вариантов конструкции. Сильная взаимосвязь между формами тонов колебаний руля, расположенного на упорно-радиальном подшипнике, является ключевой особенностью данного закрепления руля. Таким образом, тон колебаний, соответствующий движению руля вдоль потока, становится важным моментом при расчёте аэроупругости.

Была рассмотрена приходящая на вал сила при разных силовых схемах крепления вала. В случае крепления вала на одном упорно-радиальном подшипнике, перемещению вала в районе качалки будет препятствовать пара сил на упорно-радиальном подшипнике, заставляя подшипник работать на изгиб руля.

В случае крепления вала на двух опорных подшипниках, перемещению в районе качалки будет препятствовать две сонаправленные силы, заставляя подшипники работать на перемещение.

В работе была рассмотрена статическая аэроупругость руля с этими закреплениями в сверхзвуковом потоке. В качестве расчётных точек были выбраны различные числа Маха у поверхности земли. Для определенности был выбран угол атаки равный 1 градусу. Фокус аэродинамических сил расположен в пределах 3-х сантиметров от оси вращения, в зависимости от числа Маха. Результаты расчётов показали, что при увеличении числа Маха критический скоростной напор дивергенции увеличивается. В основном это связано с уменьшением значения производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки с увеличением числа Маха. Данный аспект существенно влияет на результат, фактически уменьшая силу воздействия потока на руль с увеличением числа Маха.

Из представленных в статье результатов видно существенное увеличение критического скоростного напора при закреплении руля на валу с двумя опорными подшипниками.

При достаточно большой стреловидности руля малого удлинения, максимум давления приходится вдоль передней кромки. Это ведет к возникновению как крутящих, так и изгибающих аэродинамических моментов. При упругой консоли это ведет к увеличению местных углов атаки, что приводит к увеличению локальных подъёмных сил, что в целом влечет к смещению фокуса аэродинамических сил вперед и вверх относительно бортовой хорды.

Таким образом, упорно-радиальному подшипнику необходимо удерживать большую нагрузку, реализуемую при этом, как пара сил. Данный факт негативно сказывается на критической скорости дивергенции. Автором были предложены два пути решения этой проблемы: установка руля на вал с двумя опорными подшипниками или повышение жёсткости консоли, что приведет либо к изменению материала, а это, как правило, увеличит массу консоли, либо к увеличению толщины профиля, что приведет к увеличению массы и сопротивления. Увеличение жёсткости консоли связано прежде всего с изменением используемых материалов и увеличением строительной высоты. Жёсткостью материала можно варьировать при помощи изменения параметров материала. В работе представлены результаты расчёта статической аэроупругости руля, установленного на упорно-радиальном подшипнике с увеличенным модулем упругости материала, представлены на рисунках. Расчёты показали, что при увеличении жёсткости консоли, критические скоростные напоры увеличиваются. Это объясняется тем, что более жёсткая консоль имеет большее сопротивление на закручивание, что приводит к уменьшению местных углов атаки, а значит и меньший момент сил, приходящий на упорно-радиальный подшипник.

Далее была рассмотрена динамическая аэроупругость руля, а именно такое явление, как флаттер. Расчёт динамической аэроупругости проводился так же с учётом разницы аэродинамических характеристик пластины и реального профиля. Учёт производился путём искусственного изменения плотности среды. Таким образом, было достигнуто равенство действующих сил на руль между пластиной и реальным профилем. Результаты расчёта на динамическую аэроупругость представлены в виде эволюции годографов комплексных частот и демпфирования конструкции. Если рассмотреть все годографы до того момента как один из них резко переходит в правую (положительную) область, можно заметить схождение годографов к одной некой частоте, что говорит о склонности к флаттеру. Из чего был сделан вывод, что явление дивергенции происходит раньше явления флаттера. Обязательно стоит заметить, что этот вывод справедлив лишь для конкретной конструкции консоли руля. Однако из-за использования сравнительно не жёстких композиционных материалов и особенности упорно-радиального подшипника, данное высказывание будет справедливо для большинства подобных рулей. Далее была рассмотрена динамическая аэроупругость руля, закреплённого на двух упорных подшипниках. Наличие перехода годографа в правую (положительную) область свидетельствует о наличии флаттера. Возвращение после этого годографа в левую (отрицательную) область связано с наличием дивергенции в близких к критической скорости флаттера скоростях и рассматриваться не должно.

Представление статической и динамической аэроупругости руля, установленного на упорно-радиальном подшипнике, малого удлинения с достаточно большой стреловидностью, как задачи одномерной недопустимо из-за характера действия сил на узел крепления.

Рассмотренная проблема и выводы показывают возможность использования в качестве узла крепления оперения упорно-радиальный подшипника, а в качестве материала достаточно тонкого оперения – композитных материалов с относительно малым модулем упругости (например, по сравнению со сталью).

При условии учёта вышеизложенных особенностей, данная конструкция показала свою жизнеспособность и может успешно использоваться в качестве руля летательных аппаратов.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ ИЗДЕЛИЙ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВАНИИ НА РАЗЛИЧНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВАХ

Иванова В.В.

АО «ГосМКБ «Радуга», г. Дубна, Московская область
Научный руководитель — Алексунин С.В.

Движение автомобиля по неровным дорогам сопровождается непрерывными колебаниями его поддресоренных и неподдресоренных частей, которые оказывают вредное воздействие на перевозимые грузы, ухудшают условия работы агрегатов и узлов, разрушают дорожные покрытия. Из-за колебаний при движении по неровным дорогам

возрастают динамические нагрузки на основные узлы, детали автомобиля, а также транспортируемые грузы.

Целью исследования является оценка динамических параметров системы (транспортное средство + беспилотный летательный аппарат), позволяющая на стадии проектирования беспилотного летательного аппарата (БЛА) снизить нагруженность несущих (основных) элементов конструкции.

Расчётные модели транспортируемого за автомобилем БЛА и БЛА транспортируемого на тележке были созданы в конечно-элементном пакете Patran. Для расчёта динамики транспортирования БЛА в программном комплексе Adams была создана упрощенная 3D-модель транспортного средства – тягач + полуприцеп и 3D-модель тележки, смоделированы типы детерминированных препятствий. Были определены эксплуатационные перегрузки, действующие на БЛА, сформированы расчётные случаи нагружения. Получены эпюры изгибающих моментов и перерезывающих сил при транспортировании БЛА по детерминированным препятствиям.

Моделируемые БЛА состоят из балочных элементов SVAR с заданными жесткостными свойствами сечений корпуса. Жёсткости элемента характеризуются изгибными жесткостями EI_y и EI_z , крутильной жесткостью GJ_x и жесткостью на растяжение-сжатие EF . Масса системы описывается совокупностью характеристик двух видов элементов. Первый вид – балочные элементы, второй вид – точечные массы. Каждая из масс задаётся её величиной и её глобальными координатами. В местах, где располагаются рамы БЛА, были созданы узлы, к которым MPC связями RBE3 были присоединены грузы, моделируемые элементами Point Mass (точечная масса), при этом учитывались степени свободы закрепления груза.

При анализе плавности хода выделяют следующие основные элементы конструкции, определяющие качество поддресоривания автомобиля: поддресоренная часть, вес которой воспринимается рессорами; неподдресоренные части; подвеска, представляющая собой устройство, обеспечивающее передачу сил и моментов от колёс к поддресоренной части и уменьшение динамических воздействий на поддресоренную часть при движении по неровным дорогам; шины – опорные элементы автомобиля, обеспечивающие надёжный контакт колёс с поверхностью дороги и смягчающие динамические воздействия со стороны неровностей дороги на неподдресоренные части.

Поддресоренная часть грузового автомобиля представляет собой совокупность нескольких упруго связанных масс. Упругие связи между элементами поддресоренной части и упругие деформации её элементов влияют на плавность хода автомобиля в значительно меньшей степени, чем подвеска и шины. Поэтому модель тягача и прицепа представляет собой однородное абсолютно твёрдое физическое тело, основными характеристиками которого являются: масса, координаты центра тяжести, моменты инерции.

Неподдресоренные части представляют собой однородное абсолютно твёрдое физическое тело малых размеров, центр тяжести которого располагается на оси вращения колёс.

Колебательная система, эквивалентная системе поддрессирования моста автомобиля изображает поддрессоренную массу, опирающуюся на пружину с заданной жёсткостью, параллельно которой включен амортизатор с заданным коэффициентом сопротивления. Пружина и амортизатор нижним концом связаны с неподдрессоренной массой, которая через пружину, имитирующую эластичную шину с заданной жёсткостью опирается на поверхность дороги.

Воздействие дороги на транспортное средство определяется геометрическими размерами, формой и характером чередования неровностей. Моделирование проезда через детерминированные неровности осуществлялось путём задания возмущающих перемещений со стороны дороги на колесо.

БЛА, закреплённый на транспортном средстве, нагружается в каждой i -той точке вертикальными инерционными силами и весом G_i .

В результате расчёта эксплуатационные перегрузки и внутренние силы были определены из условий колебаний транспортного средства с закрепленным на нем БЛА и рассматривались как единая упругая система.

В ходе работы были созданы конечно-элементные модели беспилотных летательных аппаратов, учитывающие массово-центровочные характеристики расположения грузов, жесткостные свойства сечений корпуса, а также распределение масс грузов по рамам корпуса беспилотного летательного аппарата.

Были созданы 3D-модели транспортных средств, позволяющие оценить поведение транспортируемых беспилотных летательных аппаратов при детерминированном дорожном воздействии в различных условиях эксплуатации.

Проведена оценка динамических перегрузок, действующих на транспортируемый беспилотный летательный аппарат, построены эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов. Созданная модель позволяет на ранних этапах проектирования оценить нагружение беспилотного летательного аппарата и выбрать оптимальную силовую схему конструкции, а также дать рекомендации по условиям транспортирования.

ИССЛЕДОВАНИЕ МАНЕВРЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА СУ-24

Иманова Л.С.

МАИ, г. Москва

Способность самолёта менять своё положение в пространстве путём изменения скорости полёта по величине и направлению называется маневренностью. Она тем выше, чем быстрее и в более широких пределах может происходить это изменение скорости.

Успешные действия самолёта по наземным целям и в воздушном бою определяются большим числом факторов, среди которых важное место занимают маневренные характеристики самолёта, особенно на предельных режимах.

Маневренность оказывает большое влияние на боевую эффективность самолёта. Чем выше маневренность бомбардировщика, тем больше вероятность того, что он преодолет зону ПВО противника, займёт выгодное исходное положение для атаки наземной цели, сумеет эффективно выполнить атаку и выйти из неё.

Существует большое разнообразие маневров при боевом маневрировании. Самолёт Су-24 является первым самолётом бомбардировочного типа, у которого большая энерговооруженность и наличие крыла с изменяемой геометрией дают возможность лётчику атаковать наземные цели с использованием всех видов сложных манёвров. В связи с этим на самолёте разрешается выполнять фигуры простого и сложного пилотажа: виражи, горку с углами до 60° ; пикирование с углами до 50° ; боевые развороты, перевороты, бочки и спирали.

Рассмотренные в работе маневры должны с одной стороны описывать энергетические возможности самолёта, с другой – пространственно-временные. Таким образом, для исследования в вертикальной плоскости выбрана горка, которая при боевом маневрировании может применяться выполнения атаки наземной цели со сбросом авиабомб с кабрирования и пикирования для быстрого набора высоты, и в горизонтальной – вираж, который во многом определяет возможность горизонтального маневра с постоянной скоростью. Все их характеристики считаются в зависимости от положения крыла и даются рекомендации для выполнения типового маневра.

ДВУХСПИРАЛЬНЫЙ МАГНИТОКУМУЛЯТИВНЫЙ ИСТОЧНИК ЗАЖИГАНИЯ СВЕЧИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Каланов Х.Х., Байдемирова К.А., Дунаев А.В.

УГАТУ, г. Уфа

Научный руководитель — к.т.н., доцент Янгиров И.Ф.

В статье предлагается оригинальная конструкция электромеханического двухспирального магнитокумулятивного генератора для СВЧ-излучения, создана его математическая модель и выведены расчётные соотношения для практического использования. В ходе выполнения работы использованы методы теории электрических цепей, магнитного поля, элементы математического анализа и теория электрических колебательных процессов (биения, резонанса и т.д.) в сложных контурах. В результате получено соотношение, определяющее максимальное значение частоты биений между двумя электрическими контурами, связанными слабой ёмкостной связью, дающие возможность проведения расчётов, необходимых при создании магнитокумулятивного генератора с высоким СВЧ излучением и при его регулировании. Таким образом, приведенная в статье математическая модель магнитокумулятивного генератора основана на принципиально новом сочетании применения законов электродинамики и теории электрических колебательных процессов. На базе указанной модели разработаны

предложения по использованию предложенной конструкции с оригинальным схемным решением.

Результаты работы могут найти применение в системе зажигания свечи летательных аппаратов на высоте более 20 км (что является мировой проблемой), а также для повышения эффективности работы шунтирующего реактора, установки для борьбы с гололёдом, машиностроении, медицине, военной технике, радиофизике и т.д.

ЛИТЕРАТУРА

1. Янгиров И.Ф. Датчик перемещений и ускорений. – М.: Изобретатели машиностроению. – 2002. – №1. – С.1.
2. Хайруллин И.Х., Исмагилов Ф.Р., Янгиров И.Ф. Электромеханический преобразователь со спиральной вторичной системой. – М.: Электротехника. – 1997. – №4. – С.40–43.
3. Третьяков Д.В. Влияние изоляции проводов спирального магнитокумулятивного генератора на его функционирование. – М.: Электричество. – 2001. – №6. – С.49-55.
4. Попов В.П. Основы теорий цепей. – М.: Высшая школа, 1985. – 495с
5. Хайруллин И.Х., Исмагилов Ф.Р., Янгиров И.Ф. Вибрационный электродвигатель со спиральным вторичным элементом. – М.: Электротехника. – 1994. – №9. – С. 12-14.
6. Патент на полезную модель 2015112705/07РоссияМПК H02N 11/00/Опубл.в 27.11.04.2015 Бюл.№33. Электромеханический магнитокумулятивный генератор. Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Янгиров И.Ф., Максудов Д.В., Волкова Т.А.

МОДЕРНИЗАЦИЯ ОСНОВНОГО ЗВЕНА ЗАКРЫЛКА САМОЛЁТА ИЛ-112В

Камалин А.В.

ПАО «Ил», МАИ г. Москва

В статье описана работа по модернизации основного звена закрылка самолёта Ил-112В с использованием технологий цифрового проектирования.

В ноябре 2016 года в отделе 218 «Отдел прочности» ПАО «Ил» был выполнен «Расчёт основного звена закрылка» на статическую прочность деталей основного звена закрылка (далее ОЗЗ) самолёта Ил-112В. Расчётом для конструкции лонжеронов и нервюр основного звена были определены запасы статической прочности $\eta < 1$. В служебной записке от отдела 218 были приведены минимальные запасы статической прочности и рекомендации по усилению ОЗЗ.

Все рекомендации отдела 218 были учтены при выполнении работы по изменению ОЗЗ. В ходе работы по модернизации ОЗЗ совместно с отделом 141 «Отдел технологии и материалов» ПАО «Ил» было принято решение по изменению конструкции сотовых панелей закрылков. Обшивка и дублиеры, стыкованные между собой на клеевой пленке ВК-51А по ТР 1.2.474-84 были заменены одной обшивкой с большей толщиной с размерным травлением по ПИ 1.2.097-2008 с обеспечением перехода толщины зон травления $0,3 \pm 0,1$ мм. Это позволило снизить

массу панели и увеличить технологичность изготовления панели. Результатом выполненной работы является выпуск Электронной Конструкторской Документации (ЭКД) на ОЗЗ.

В результате использования цифрового проектирования и изменения конструкции сотовых панелей, масса каждой из панелей была снижена в среднем на 1,5 кг.

В результате работы по изменению конструкции ОЗЗ был достигнут необходимый запас статической прочности. Масса ОЗЗ была снижена на 37 кг. Кроме этого повышена технологичность изготовления сотовых панелей закрылка, снижено время производства панелей, сокращено количество технологических операций, снижена стоимость производства панелей, сокращено количество деталей в сборочной единице.

БЕЗОПАСНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВЕРТОЛЁТНОЙ ТЕХНИКИ В УСЛОВИЯХ ВЕТРОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Каргаев М.В.

АО «МВЗ им. М. Л. Миля», п. Томилино, Московская область
Научный руководитель — к.т.н., доцент Игнаткин Ю.М.

Лопасть несущего винта современного вертолётa представляет собой сложный агрегат, который должен удовлетворять весьма разнообразным и нередко противоречивым требованиям. Одной из главных проблем, стоящих перед конструктором при создании вертолётa, по-прежнему остается обеспечение прочности лопасти несущего винта.

В настоящий момент задача по проектированию лопастей несущих винтов вертолётов с учётом воздействия ветрового потока окружающей среды ещё не решена в полном объёме.

На этапе статического расчёта лопасти отсутствуют:

- Расчёт свеса лопасти от действия сил собственного веса и ветрового воздействия на стоянке;
- Расчёт напряжений, действующих в лопасти на стоянке, от действия сил собственного веса и ветрового воздействия.

Величины нагрузок, при которых происходит разрушение, появляются остаточные деформации или нарушается функционирование лопасти, должны быть больше, чем максимальные нагрузки возможные в эксплуатации.

Обычно при проектировании лопасти несущего винта в части обеспечения статической прочности ограничиваются её расчётом под действием сил собственного веса. При этом в эксплуатации вертолётов возникают случаи повреждения агрегатов несущего и рулевого винтов после воздействия штормового ветра.

Вместе с тем при относительно небольших скоростях ветра, напряжения, действующие в лопасти, также могут превышать предел выносливости конструкции, вследствие проявления различного рода динамических эффектов. В зависимости от ветрового режима района базирования вертолётов и календарного срока службы лопастей доля усталостных повреждений, вносимых ветровыми нагрузками, может оказаться соизмеримой с повреждаемостью от полётного спектра

нагрузок. Особенно значительным может быть изменение характеристик усталостной прочности конструкции при действии экстремальных ветровых нагрузок, близких к максимально допустимым по условию статической прочности.

В настоящей работе:

1. Установлено, что потеря статической устойчивости незашвартованной лопасти несущего винта вертолѐта под воздействием ветра возможна только на режимах кривой обдувки с отрицательными углами скольжения – при расположении лопасти концом навстречу ветровому потоку.

2. Получены расчётные формулы для определения критических скоростей ветрового потока однородных и неоднородных лопастей в зависимости от угла скольжения – их азимутального положения.

3. Для оценки характеристик устойчивости лопастей несущего винта вертолѐта под воздействием ветра предложен критерий – ветровой коэффициент лопасти.

4. Предложена методика расчёта изгибных напряжений в незашвартованной лопасти несущего винта вертолѐта, находящегося на стоянке в условиях штормового ветра.

5. Определён коэффициент увеличения нагрузки, на основе которого построено решение, позволяющее избежать необходимости прямого интегрирования исходного дифференциального уравнения изгиба лопасти под воздействием ветра.

6. Получены выражения, удобные для вычисления прогибов, углов поворота и изгибающих моментов (напряжений) непосредственно через их значения для «жѐсткой» лопасти.

7. Получены значения предельных для эксплуатации вертолѐта скоростей ветра по условию прочности лонжерона лопасти, а также отсутствия взмаха лопасти над упором горизонтального шарнира.

8. Определён оптимальный угол установки общего шага лопастей несущего винта на стоянке.

Приведенные результаты расчётов, выполнены для лопастей несущего винта вертолѐта Ми-8.

ЛИТЕРАТУРА

1. Каргаев М.В., Мироненко 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.

2. Каргаев М.В., Мироненко Л.А. Расчёт изгибных напряжений в незашвартованной лопасти вертолѐта обдуваемой ветровым потоком// Вестник Московского авиационного института. 2018. Т.25. №3. С. 34-43.

АНАЛИЗ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ НА ПРИМЕРЕ САМОЛЁТА МИГ-29 СМТ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ВИДАХ НАГРУЖЕНИЙ ШАССИ

Минаев П.Н.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — к.т.н., доцент Дулин В.В.

Статья посвящена обзору особенностей формирования безопасности полётов государственной авиации на примере лёгкого фронтового истребителя МиГ-29СМТ. Рассмотрены некоторые особенности нагруженной работы шасси МиГ-29СМТ и важность прогнозирования предотказного состояния данных элементов.

За последние два десятилетия научно-технический прогресс шагнул вперёд. Его достижения особенно коснулись авиационной промышленности. Информатизация и компьютеризация процессов увеличили эффективность эксплуатации и боевого применения авиации. Безопасность полётов с применением новых технологий, стала важнейшей эксплуатационно-технической характеристикой, которая определяет сегодня боеготовность Военно-Воздушных сил в целом.

Актуальность проблемы в том, что в авиационных катастрофах гибнут люди, наносится огромный моральный и материальный ущерб государству. Не выполняются учебно-боевые планы, нарушается боеготовность авиационных частей. Безопасность полётов сформировалась в многоуровневую систему, которая зависит от множества факторов. Эти факторы, случайным образом проявляются во всех жизненных циклах авиационной техники. Например, 1 фактор занимает 33% всех случаев, 2 фактора 32% случаев, 3 фактора 24% и 4 и более составляют 11%.

В обеспечении безопасности полётов принимает участие очень большой круг специалистов. Большинство недостатков проявляется на различных испытаниях и уже непосредственной эксплуатации самолёта.

В государственной авиации согласно статистическим данным отводится ошибкам личного состава от 40-70%, 20-30% - отказы техники и только 5-7% занимают плохие метеоусловия. В данной статье мы рассматриваем второй блок происшествий (отказы техники) на лёгком фронтовом истребителе МиГ-29СМТ.

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ВЕНТИЛЬНЫЙ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ ТОПЛИВНОГО НАСОСА

Минияров А.Х., Жеребцов А.А., Вавилов В.Е.

УГАТУ, г. Уфа

Научный руководитель — к.т.н., доцент Вавилов В.Е.

Целью данного проекта является разработка и исследование перспективного вентиляющего электродвигателя для топливных насосов. В данном проекте представлена конструкция вентиляющего электродвигателя и экспериментальные исследования макетного образца

при различных режимах работы. Испытания макетного образца проводились под воздействием как высоких, так и низких температур, где показал свою высокую надёжность и энергоэффективность при минимальных массогабаритных показателях. Кроме того, разработанная компьютерная модель показала высокую точность и сходимостъ с результатами эксперимента. На основе разработанных компьютерных моделей и экспериментальных исследований доказывается работоспособность предложенного электродвигателя для применения в топливных насосах.

Электрические двигатели (ЭД) являются одними из основных исполнительных элементов, обеспечивающих функционирование систем летательных аппаратов. Традиционно они используются в топливных насосах, насосах подкачки масла, гидравлических станциях, в системах автоматике, в качестве привода вентиляторов и систем механизации крыла. Разнообразие решаемых ими задач на борту летательных аппаратов (ЛА) делает их практически одним из основных потребителей электроэнергии.

С развитием концепции более электрического самолёта и электрифицированного авиационного двигателя количество и разнообразие функциональных задач, решаемых ЭД на борту ЛА значительно увеличивается. При этом увеличивается и потребляемая ими мощность. Так, на ЭД планируется в перспективе возложить задачи кондиционирования воздуха на борту ЛА (сейчас эти задачи решаются пневматической системой летательного аппарата), задачи управления критическими поверхностями ЛА, рулями высоты, системами механизации крыла, управление системами авиационного двигателя (сейчас эти задачи решаются гидравлической системой) и т.д. То есть ЭД будут определять мощность, необходимую для функционирования ЛА. Ввиду ограниченности электрической мощности первичных источников электроэнергии на борту ЛА особенно остро становятся задачи снижения их энергопотребления за счёт повышения энергетической эффективности и повышения коэффициента мощности при сохранении минимальных массогабаритных показателей и высокой надёжности.

Вместе с тем, при расширении области использования ЭД на борту ЛА, одним из основных их назначений остается решение задач функционирования топливной системы. При этом энергоёмкость ЭД необходимых для функционирования топливной системы увеличивается в условиях модернизации систем дозаправки ЛА в воздухе, расширения требований к топливным насосам и т.д. В концепции электрифицированного двигателя, электропривод топливного насоса также является одним из основных узлов, обеспечивающих функционирование всех систем ЛА.

УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЁТА С ТРИММЕР-СТАБИЛИЗАТОРОМ

Моисейкина А.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Маркин Н.Н.

В данной конкурсной работе рассматривается система управления продольным движением самолёта с триммер - стабилизатором.

Триммер используется для частичной или полной аэродинамической компенсации шарнирного момента на установившемся режиме полёта, для уменьшения усилий в системе управления. Использование триммер-стабилизатора позволяет упростить конструкцию.

Традиционное управление продольным движением самолёта включает использование для балансировки переставного стабилизатора на режимах взлёта и посадки, управление рулём высоты и отклонение триммера для уменьшения шарнирного момента.

В случае использования триммер-стабилизатора управление продольным движением осуществляется рулём высоты, а стабилизатор непрерывно работает в следящем режиме для уменьшения момента

Так же в данной работе рассматривается реакция системы триммирования при отклонении механизации самолёта, балансировка моментов в продольном движении, шарнирные моменты и методы их компенсации, линеаризованная математическая модель продольного углового движения самолёта на установившемся режиме горизонтального полёта с учётом приводов руля высоты и стабилизатора и использование метода Back Step для выбора регулятора с ограничением обратной связи.

В процессе выполнения данной работы были проведены различные расчёты и выбраны оптимальные значения, связанные с триммер-стабилизатором. Результаты задач и сравнений, сделанные в данной конкурсной работе, представлены в таблицах и на графиках.

ПРОЕКТ СКОРОСТНОГО ВЕРТОЛЁТА СХЕМЫ «СИНХРОПТЕР» С ТОЛКАЮЩИМ ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ

Никитин С.О., Макеев П.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Игнаткин Ю.М.

Благодаря способности вертолётов совершать вертикальные взлёты и посадку, а также эффективно работать на режиме висения, они стали незаменимыми практически во всех регионах мира. Вместе с тем, в последние годы все острее встают требования к повышению лётно-технических характеристик вертолётов, прежде всего касающиеся увеличения скорости и дальности полёта.

В настоящее время в ведущих странах мира разрабатывается, а в отдельных случаях находятся на стадии испытаний и серийного производства, ряд схем винтокрылых летательных аппаратов (ЛА) вертикального взлёта и посадки, в которых реализованы повышение скорости и дальности полёта. Существует ряд концепций и технических

решений, преимущественно в области аэродинамики, позволяющих повысить крейсерскую скорость полёта вертолётa. В этой связи поисковые исследования и проработка проектов реализации этих технических решений весьма актуальны.

Представленная работа посвящена созданию проекта перспективного пассажирского скоростного летательного аппарата вертикального взлёта и посадки на базе вертолётa с перекрещивающимися винтами схемы «синхроптер» с толкающим воздушным винтом.

В проекте использован комплекс следующих технических решений:

- Снижение окружной скорости вращения лопастей винтов (с 220 до 180 м/с) по мере роста скорости полёта и установка на лопастях специальных стреловидных сужающихся законцовок с целью свести к нулю вероятность волнового кризиса на наступающих лопастях с ростом скорости полёта;

- Уравновешивание несбалансированных боковых опрокидывающих моментов на двух несущих винтах схемы «синхроптер», вращающихся в противоположные стороны;

- Применение несущих винтов с упругими торсионными втулками;

- Применение системы индивидуального управления лопастями для борьбы со срывом потока на отступающих лопастях;

- Компоновка корпуса ЛА, учитывающая специфику принятой схемы, и имеющая малое лобовое сопротивление на околонулевых углах атаки;

- Использование в качестве пропульсивного движителя толкающего воздушного винта, имеющего максимальную эффективность на эксплуатационных режимах.

При разработке проекта продемонстрированы возможности современных компьютерных технологий проектирования. Основной акцент сделан на аэродинамическом проектировании ЛА с внедрением современных тенденций создания скоростных вертолётов. Рассмотрены основные ограничения и возможные пути реализации увеличения скоростей полёта вертолётa. Приведены результаты расчётов аэродинамических характеристик с учётом принятых решений. Сформированы общий вид, компоновка и рассчитаны лётно-технические характеристики (ЛТХ) ЛА.

Разработанный проект обладает следующими характеристиками: взлётная масса 6500 кг, масса полезной нагрузки 1000 кг, максимальная скорость 420 км/ч, статический потолок 4700 м, динамический потолок 5600 м, дальность полёта 1228 км.

Полученные результаты свидетельствуют о достижении показателей, близких к современному мировому уровню, демонстрируемых на аналогичных разрабатываемых винтокрылых ЛА.

Разработанный проект имеет перспективы по дальнейшему совершенствованию ЛТХ за счёт улучшения аэродинамических характеристик корпуса, винтов, а также более полного задействования возможностей системы индивидуального управления лопастями.

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЁТА МИГ-29КУБ

Подкорытов Е.Н., Дулин В.В.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Статья посвящена обзору особенностей конструкции и технической эксплуатации самолёта корабельного базирования МиГ-29КУБ. Рассмотрены особенности конструкции и технической эксплуатации взлётно-посадочных устройств самолёта корабельного базирования МиГ-29КУБ.

Двухместный многофункциональный учебно-боевой истребитель корабельного базирования МиГ-29КУБ предназначен для обучения и тренировки лётного состава различным видам подготовки днём и ночью в простых и сложных метеоусловиях, а также уничтожения воздушных целей, надводных кораблей, береговых объектов противника в интересах решения задач, возлагаемых на ТАВКР «Адмирал Флота Советского Союза Кузнецов» в операциях, проводимых флотом на океанском и морском ТВД.

Самолёт может эксплуатироваться ТАВКР «Адмирал Флота Советского Союза Кузнецов» и береговых аэродромов с искусственным покрытием (бетон) днём и ночью в простых и сложных метеоусловиях на всех географических широтах плавания корабля, в том числе в тропических условиях, при волнении моря до 6 баллов включительно и скорости хода корабля от 10 узлов до максимальной.

МиГ-29КУБ имеет ряд отличий от базового МиГ-29:

- Улучшена антикоррозийная защита планера;
- Усилены стойки шасси, а механизм передней стойки полностью перестроен под условия работы с корабельной палубы;
- Усилен планер, доля композитных материалов доведена до 15%, механизация крыла более сложная для улучшения взлётно-посадочных характеристик, консоли крыла складывающиеся;
- На самолёте увеличен запас топлива и установлена система дозаправки в воздухе;
- Новые покрытия и технологические решения снижают радиолокационную заметность
- На самолёте установлен комплекс РЛС Жук-МЭ, двигатели РД-33МК, новый комплекс ЭДСУ и БРЭО с открытой архитектурой;
- На самолёте установлен гидравлический авиационный крюк.

Данная модификация имеет свои особенности и работает в интересах ВМФ. Истребители МиГ-29К/КУБ, как и другие самолёты унифицированного семейства отличаются улучшенными эксплуатационными характеристиками и повышенной надёжностью агрегатов, систем и узлов.

МАКСИМИЗАЦИЯ ДАЛЬНОСТИ АВТОНОМНОГО ПОЛЁТА БЕСПИЛОТНОГО ПЛАНИРУЮЩЕГО КРЫЛАТОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Полищук М.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.ф.-м.н., профессор Грумондз В.Т.

Работа посвящена вопросам динамики и управления беспилотным планирующим крылатым летательным аппаратом (БПК ЛА). Спроектирована система управления БПК ЛА. Проведён сравнительный анализ баллистических дальностей полёта и максимальных дальностей управляемого полёта для объектов управления.

Объект управления в настоящей работе – БПК ЛА, выполненный по нормальной аэродинамической схеме и оснащённый раскрывающимся крыльевым модулем и цельноповоротными рулями.

Построена математическая модель пространственного движения БПК ЛА, при помощи которой проведено моделирование запуска БПК ЛА с фиксированными нулевыми отклонениями рулевых поверхностей.

Предложена структура стабилизации объекта управления путём стабилизации углового положения БПК ЛА.

Основная задача системы наведения БПК ЛА – формирование управляющих сигналов в систему стабилизации для выполнения той или иной задачи. Предложено условно разделить систему наведения в продольном канале на две подсистемы, которые выполняют определённые задачи. Первая задача – планирование на максимальную дальность – позволяет расширить множество начальных состояний объекта управления. Вторая задача – наведение на заданную точку – обеспечивает точную доставку полезной нагрузки. На данном этапе вторая задача здесь не рассматривалась.

Проведённое математическое моделирование показало, что дальность управляемого полёта превышает дальность баллистического полёта почти в 7 раз, а также превышает дальности полёта современных отечественных аналогов более, чем в 3 раза.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОГНОЗНОЙ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЁТА ВБЛИЗИ ЭКРАНА

Романов М.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Ефремов А.В.

Пилотирование самолёта вблизи экрана – достаточно сложная задача, так как зона действия эффекта экрана достаточно мала и малое изменение высоты может приводить к значительному изменению пилотажных характеристик самолёта. Для устойчивого экраноплана характерны малое удлинение и обратная стреловидность крыла, однако для тех самолётов, для которых полёт в зоне действия эффекта экрана является частью выполнения целевой задачи, такие конструктивные решения нецелесообразны.

Объектом исследования в настоящей конкурсной работе является замкнутая система самолёт – лётчик с статически неустойчивым самолётом вблизи экрана в продольном канале.

Целью исследования является оценка влияния дополнительной прогнозной информации, а именно прогнозного табло на точность выполнения лётчиком задачи выдерживания постоянной высоты полёта в зоне действия эффекта экрана.

В процессе выполнения конкурсной работы была разработана полуавтоматическая система улучшения устойчивости и управляемости самолёта вблизи экрана, рассмотрено использование прогнозного индикаторного окна для улучшения точности стабилизации высоты в зоне действия эффекта экрана. Была разработана математическая модель самолёта с учётом действия экрана, проведено полунатурное моделирование двух случаев: стабилизация высоты лётчиком без использования прогнозной информации и стабилизация высоты лётчиком с использованием прогнозного табло и проведено сравнение точности выполнения поставленной задачи в данных случаях.

СОЗДАНИЕ ЛЁГКОГО УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО САМОЛЁТА С ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ НА БАЗЕ ZODIAC СН-650

Сашин А.П.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Маркин Н.Н.

В современных реалиях экономичность летательных аппаратов, особенно коммерческих, становится главным критерием при выборе заказчиком. Существуют разные пути уменьшения эксплуатационных затрат, мы же выбрали ремоторизацию (замена силовой установки) уже существующего серийного лёгкого самолёта Zodiac СН-650 под электрический двигатель российского производства.

Использование авиационного топлива, начавшееся в 19 веке, открыло целый горизонт возможностей для большинства сфер жизни человека: значительное повышение мобильности, рост числа источников энергии и прочие. Однако теперь, вместе со стремительно развивающимся научно-техническим прогрессом, появляются альтернативные источники энергии.

В целях продвижения альтернативных видов энергии рассматривается выбор электрических двигателей для лёгких самолётов.

Целью данной работы являлось выделение и постановка основных этапов создания электрической версии Zodiac СН-650, отработка концепции его применения и анализ преимуществ по сравнению с ДВС (двигатель внутреннего сгорания) версий.

Первым пунктом решения поставленной задачи является расчёт самой возможности создания самолёта с электрической силовой установкой на базе на базе Zodiac СН-650.

Вторым этапом является выбор оптимальных силовой установки и аккумуляторных батарей для замены стандартного ДВС.

Третьим является внесение изменений в конструкцию летательного аппарата в связи с установкой электромотора и аккумуляторов.

Следующим этапом выступает проработка концепции применения данного воздушного судна, экономические и эксплуатационные преимущества для заказчика.

Результатом проделанной работы является проект лёгкого учебно-тренировочного самолёта с электрической силовой установкой Zodiac CN-650 с уменьшенной стоимостью лётного часа по сравнению со стандартной ДВС версией при использовании в специфических условиях авиашкол и большим модернизационным потенциалом.

БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ТИПА «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

Смирнов А.Н.

Иркутский национальный исследовательский технический
университет,
г. Иркутск

Научный руководитель — к.т.н., доцент Говорков А.С.

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) успешно применяются как в военной, так и в гражданской отраслях. Если рассматривать решаемые ими задачи, то в гражданской отрасли это в первую очередь аэрофотосъёмка, построение геологоразведочных маршрутов, обнаружение лесных пожаров, а также мониторинг нефтепроводов и частных земельных участков. В связи с чем актуальны вопросы, касающиеся создания новых образцов БПЛА. Целью данной работы является разработка беспилотного летательного аппарата типа «летающее крыло», отвечающего заданным характеристикам. При разработке приходилось решать комплекс взаимосвязанных задач проектировочного и прикладного характера. В качестве результатов разработан конструктивный электронный макет БПЛА, а также созданы модели всех его комплектующих. Подобрана компонентная база. Выполнен кинематический анализ подвижных частей крыла. Осуществлен экономический анализ, подтвердивший целесообразность работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лопота А. В. Беспилотные летательные аппараты [Текст] / А. В. Лопота, А. В. Николаев. – СПб.: Изд-во ЦНИИ РТК, 2015. – 18с.
2. Кочегаров А.В. Актуальность применения беспилотных летательных аппаратов для мониторинга, предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера [Текст] / А.В. Кочегаров [и др.]. – Воронеж: Изд-во Воронеж. ин-т ГПС МЧС России, 2016. – 6с.
3. Голубев С.В. Современные системы управления беспилотными летательными аппаратами иностранных армий [Текст] / С.В. Голубев, В.К. Кирьянов // Вестн. Военно Воздушной Академии №2 – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. Проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2015. - Вып. 23. - с.473-478.

4. Nickel Karl. Tailless aircraft in theory and practice / Karl Nickel, Michael Wohlfahrt. – Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994. – 498p. – ISBN 1563470942.

5. Богданов А.П. Сборник задач по конструкции и прочности самолётов [Текст] / А.П. Богданов, Р.И. Виноградов, К.Д. Миртов. – М.: Гос. изд-во оборон. пром., 1959. – 229с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ АРМИРОВАННЫХ ПЛАСТИКОВ ПРИ СОЗДАНИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Сухинин М.В.

ПАО «Туполев», г. Москва

В процессе разработки конструкции и дальнейшей её эксплуатации у потребителя или конструктора может возникнуть потребность замены материалов, используемых для изготовления этой конструкции. Это особенно характерно для конструкций самолётов, вертолёт, ракет и различных видов оружия. Наиболее интересными и многообещающими из числа новых материалов, разрабатываемых в настоящее время, являются армированные пластмассы.

По сочетанию прочности и модуля упругости, армированные пластики с однонаправленной ориентацией волокон существенно превосходят все современные металлические конструкционные материалы. Эти преимущества оказываются более значительными, если принять во внимание низкую плотность пластиков (1300-2000 кг/м³). Основной особенностью армированных пластиков является ярко выраженная анизотропия их механических свойств, определяемая ориентацией волокон в матрице в одном или нескольких направлениях. Выбор ориентации обуславливается распределением напряжений в элементах конструкций. Это даёт возможность оптимизировать структуру материала по весовым характеристикам, что позволяет создавать конструкции с минимизированной материалоемкостью.

Для исследования возможности применения армированных пластиков в авиационной технике, была выбрана деталь в виде одного кронштейна от рамы навески оборудования военного самолёта. Особенностью данного кронштейна является наличие плоскости двойной кривизны, которая должна прилегать к борту самолёта, а также установка проушины под небольшим углом к основанию. Данная особенность существенно усложняет технологический процесс изготовления данной детали, время её изготовления и стоимость. Исходный технологический процесс изготовления данного кронштейна из металла является фрезерованием.

Исходный материал кронштейна – АК4-1Т1. Характеристики материала для линейного расчёта $E = 70560$ МПа (модуль упругости), $\mu = 0,33$ (коэффициент Пуассона), взяты в соответствии с ОСТ1 90073-85. Для нелинейного расчёта использовалась диаграмма растяжения материала в координатах $\sigma - \epsilon$.

Для проведения анализа был выбран максимальный расчётный случай. Согласно схеме нагружения, на раму приложена распределённая

нагрузка, равная весу блока и направленная по линии действия силы тяжести (т.е. вертикально вниз). Вес рамы с оборудованием составляет 265 кг.

Для композитного кронштейна был выбран материал KetaSpire_KT-880_CF30. Композитный материал KetaSpire_KT-880_CF30 состоит из матрицы РЕЕК и углеродных волокон, массовая доля которых составляет 30%. Обладает рядом особых свойств: огнестойкий, высокая усталостная прочность, стойкий к воздействию кислот и действию щелочей. Поставляется в виде гранул чёрного цвета компанией Solvay specialty polymers.

Данный материал был выбран из-за его высоких прочностных характеристик в своём классе и низкой плотности. Характеристики данного материала имеются в базе данных Digimat-MX и доступны любому пользователю программы. Модель материала бралась по результатам испытаний, проведённых при температуре 23°C.

Прочностные расчёты проведены методом конечных элементов с использованием программного комплекса MSC Patran+Nastran. По результатам расчёта вычислены избытки прочности кронштейна, масса кронштейна, определены места разрушения.

Для проведения прочностного анализа композитного кронштейна произведён проектный расчёт тензоров ориентации волокон в каждом конечном элементе сетки. Получение микроструктуры произведено путём моделирования технологического литья армированным пластиком в Digimat RP\Moldex3D. По результатам прочностного анализа композитного кронштейна, произведена его доработка.

По результатам расчёта проводилось сравнение массы композитного и металлического кронштейнов. После доработки масса композитного кронштейна снизилась на 45%. Данное исследование показывает, что композитные детали можно использовать в ненагруженных конструкциях авиационной техники.

ЛИТЕРАТУРА

1. Рыбников Е.К., Володин С.В., Соболев Р.Ю. Инженерные расчёты механических конструкций в системе MSC.Patran-Nastran. Часть 1. Учебное пособие – М., 2003. – 130 с.
2. Рыбников Е.К., Володин С.В., Соболев Р.Ю. Инженерные расчёты механических конструкций в системе MSC.Patran-Nastran. Часть 2. Учебное пособие – М., 2003. – 174 с.
3. В.М. Пестриков, Е.М. Морозов. Механика разрушения твердых тел: курс лекций. – СПб.: Профессия, 2002. – 320 с.
4. Алексеева Н.А., Бонч-Осмоловский Л.А., Волгин В.В., и др. Основы расчёта и конструирования деталей и механизмов летательных аппаратов: учебное пособие для втузов. – М.: Машиностроение, 1989ю – 456 с.
5. Шимкович Д.Г. Расчёт конструкций в MSC.visualNASTRAN for Windows. – М.: ДМК Пресс, 2004. – 704 с.

АНАЛИЗ ПРИЧИН ИЗМЕНЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК НАБОРА ВЫСОТЫ САМОЛЁТА ИЛ-96

Тажетдинов И.Р.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Масленникова Г.Е.

Область допустимых условий эксплуатации гражданских воздушных судов среди прочего определяется требованиями норм лётной годности к характеристикам тяговооруженности. Характеристики тяговооруженности самолёта изменяются не только вследствие отказа силовой установки. Падение тяги самолётов с ТРД также характерно для больших высот полёта. Нормами лётной годности на этот случай диапазон допустимых высот полёта ограничивался наличием нормируемого запаса по тяге на высотах крейсерского полёта, либо определялась наличием запаса до допустимого угла атаки при воздействии на самолёт вертикальных порывов заданной скорости изменения V_y .

В результате оценки лётных характеристик в процедуре сертификации экземпляра самолёта Ил-96-300 ФГУП ГосНИИГА было выявлено несоответствие характеристик набора высоты самолёта заявленным в РЛЭ.

Задача в работе – провести анализ соответствующей статьи об исследованиях изменений характеристик набора высоты, результатом которых был вывод о необходимости пересмотра ограничений высоты крейсерского полёта с учётом изменившихся высотно-скоростных характеристик силовой установки ПС-90, а также определить актуальные значения этих ограничений.

С целью определения фактических характеристик набора и действующих ограничений по высоте с учётом доработок двигателя необходимо провести исследования полётных данных.

На основе результатов этого исследования предлагается решение проблемы несоответствия характеристик путём создания регрессионной модели зависимости вертикальной скорости при наборе высоты от полётной массы, высоты полёта и величины отклонения температуры наружного воздуха от СА.

С помощью полученной модели построены и приведены барограммы набора высоты различных самолётов Ил-96 и определено действующее ограничение максимальной крейсерской высоты полёта.

ВСТРАИВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ДОПОЛНЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ В ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ АВИАСТРОИТЕЛЬНОГО ЗАВОДА

Тимохин В.С., Тонких Д.П.

Филиал ПАО «Компания «Сухой» «КНААЗ им. Ю.А. Гагарина»,
г. Комсомольск-на-Амуре

Научный руководитель — Шпак Д.А.

Дополненная реальность (augmented reality, AR) – это результат наложения дополнительной информации на объекты реального мира, необходимой человеку для эффективного осмысления происходящего

и принятия решения или выполнения действия. Например, пилоту Бе-200 для тушения пожара с воздуха нужно учитывать скорость и высоту самолёта, силу и направление ветра, просчитать траекторию полёта так, чтобы под углом сбросить воду и не попасть в горячий поток воздуха. С помощью дополненной реальности в поле зрения пилота можно визуализировать фронт распространения огня и ветра, и тогда пилот сможет с высокой точностью сбросить воду и эффективно тушить пожары.

Мы воспринимаем информацию о реальном мире 5-ю органами чувств, но доминирующими у нас являются зрение и слух. Поэтому самыми распространёнными элементами дополненной реальности являются визуальные образы и звуковые сигналы. Чтобы понять потенциал дополненной реальности нужно знать, как работает наш мозг. Всё дело в уменьшении когнитивной нагрузки.

Возможность осознавать и обрабатывать информацию ограничена нашими умственными способностями. Потребность в этих способностях в конкретный момент называется когнитивной нагрузкой, где каждая выполняемая нами мыслительная операция снижает способность одновременно выполнять другие задачи. Я приведу следующие факторы повышения когнитивной нагрузки:

1. Перегрузка рабочей памяти. Наш разум использует её для обработки информации. Но рабочая память способна удерживать от 4 до 7 элементов.

2. Рассеивание внимания. Мы способны концентрироваться только на одной задаче. Чтобы выполнять несколько задач мы должны переключать внимание, что так же повышает нагрузку на мыслительные процессы.

3. Лишние действия. Например, на схеме есть неизвестные значки, и, чтобы понять их смысл, нужно затрачивать ресурсы на изучение легенды.

4. Необходимость осмысления. Например, для анализа числовых данных часто используют график или диаграмму, по которым ищут закономерности.

5. Неоднозначность. Если информация имеет разный смысл в зависимости от контекста, то её придется анализировать для нескольких ситуаций.

На авиастроительном заводе рабочему нужно разобраться в содержании технологического процесса, удержать в памяти инструкции, применить указания к видимой реальности, а затем действовать согласно этим указаниям — и всё это без отрыва от работы. Между информацией на носителе и ситуацией её применения существует огромная когнитивная дистанция. Её преодоление и создает когнитивную нагрузку.

Повышенная когнитивная нагрузка снижает производительность труда, часто приводит к ошибкам и вызывает умственную усталость.

Цель проекта – с помощью дополненной реальности снизить когнитивную нагрузку исполнителя технологического процесса, сократить ошибки человеческого характера и повысить производительность труда. Задача проекта – разработать методику и инструментарий для встраивания элементов дополненной реальности в производственные процессы авиастроительного завода.

Внедрение дополненной реальности на КнААЗ позволит повысить эффективность и качество производимой продукции, упростит процесс подготовки кадров, и создаст более эффективные средства коммуникации.

ОБЩАЯ МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ШУМА НА ТЕРРИТОРИИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ, УЧИТЫВАЮЩАЯ ТРЕБОВАНИЯ «ИКАО»

Фиев К.П., Светлов В.В., Савченко Н.С.

ООО «Институт акустических конструкций», БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

В данной статье рассматривается разработанная авторами общая методика измерения авиационного шума на приаэродромной территории в Российской Федерации в рамках действующих стандартов в нашей стране и в соответствии с требованиями международной организации гражданской авиации «ИКАО». Целью данной статьи является обоснование использования разработанной методики. Данная методика позволяет производить контроль уровней шума на приаэродромной территории и помогает установить взаимосвязь между фактической линией пути воздушных судов и изменением шума на селитебной территории. При наличии данных о воздушных судах, отклонившихся от стандартных маршрутов взлёта, и данных о шуме на ближайшей селитебной территории возможно аргументированно установить, что является причиной повышения уровней шума на приаэродромной территории, а также принять меры по его снижению.

ПРОЕКТ ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ

Чикунев Н.Е.

АО «РСК «МиГ», г. Москва

Особую сложность при проектировании лёгкого сверхзвукового самолёта представляет разработка конструкции и компоновка отсека основной опоры шасси. В трёхопорной схеме шасси с носовым колесом, что является классическим решением для самолётов подобного класса, необходимо обеспечить положение опорных элементов в выпущенном положении шасси вблизи и позади центра масс. Кроме того, в непосредственной близости от этой зоны находится наиболее выгодное с аэродинамической точки зрения положение миделевого сечения самолёта для небольших сверхзвуковых скоростей. В этой же зоне практически у всех самолётов рассматриваемого класса в фюзеляже имеется расходный топливный бак (из соображений центровки), а также проходит трасса воздушного канала (или каналов). Ощутимый вклад в площадь поперечного сечения самолёта в рассматриваемой зоне, как правило, вносит и крыло. В связи с этим при проектировании лёгких сверхзвуковых самолётов приходится с особой тщательностью подходить к разработке конструкции убирающихся основных стоек шасси.

Рациональное их размещение в убранном положении позволяет не только максимально эффективно использовать внутренний объём самолёта, но и минимизировать площадь критического сечения, близкого к миделю, что положительно сказывается на аэродинамических характеристиках самолёта, особенно сверхзвуковых.

В работе рассмотрена постановка проектной задачи – рационального проектирования шасси и его оптимальной компоновки на самолёте. Показана взаимосвязь этой задачи с аэродинамической компоновкой самолёта и общей компоновкой. Отмечено также влияние результата решения такой задачи на объём самолёта, равно как и на площадь поперечных сечений в зоне шасси. Обобщён мировой опыт по решению этой задачи, предложен набор критериев технического совершенства, определяющих качество проектирования этого агрегата. Рассмотрены различные варианты решения этой задачи и предложена методика оценки результатов для каждого из них.

В результате проведённой работы была спроектирована стойка шасси оригинальной конструкции, включая кинематическую схему. Проведённый анализ в сочетании с набором предложенных критериев технического совершенства позволяет сделать вывод, что спроектированный агрегат отвечает заданным требованиям и может конкурировать с лучшими зарубежными аналогами.

ОЦЕНКА ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ АВАРИЙНОГО ТОРМОЖЕНИЯ САМОЛЁТА ПО МОКРОЙ ПОЛОСЕ

Якименко О.И., Калий Д.С.

ПАО «ТАНТК им. Г.М. Бериева», г. Таганрог

Процесс торможения самолёта при посадке на мокрую взлётно-посадочную полосу (ВПП) имеет значительно большую продолжительность в сравнении с посадкой на сухую ВПП, к тому же при неэффективной работе основной системы торможения или при её отказе в работу включается система аварийного торможения самолёта.

Особенностью системы аварийного торможения колёс самолёта является то, что, с одной стороны, источником давления в этой системе является гидроаккумулятор (ГА) с ограниченной ёмкостью, а с другой стороны, аварийная система торможения, как и основная, включает в себя автоматы антиюза. Срабатывания антиюза в контуре гидросистемы (ГС) аварийных тормозов колёс означает неконтролируемый экипажем расход давления в ГА. На сухой ВПП из-за высокого сцепления срабатывания антиюза практически отсутствуют, но при пониженном сцеплении необходимо убедиться, что достаточное для работы тормозов колёс давление в ГА сохранится до конца пробега.

В данной работе показана оценка располагаемого времени торможения колёс от аварийной системы (до падения давления в ГА ниже минимального) при имитации типичных для торможения на мокрой ВПП колебаний давления в тормозах (затормаживаний – растормаживаний), вызванных срабатываниями антиюза. Оценка проводилась на примере самолёта-амфибии Бе-200ЧС. Для выполнения этой задачи использована

математическая модель аварийной гидросистемы, составленная в среде Matlab Simulink.

Проверена достоверность модели по известному из наземных испытаний количеству задаваемых рычагами аварийного торможения колес циклов затормаживания – растормаживания до разрядки ГА. Циклограмма срабатываний антиюза подобрана по критерию близости спектров колебаний давления при матмоделировании и при торможении на мокрой ВПП в летных испытаниях (ЛИ). Оценка располагаемого времени торможения выполнена с учётом возможного разброса характеристик ГА, зависящего от значения принятого при моделировании показателя политропы.

**Направление №2
Авиационные,
ракетные
двигатели
и энергетические
установки**

РАСЧЁТ, ПРОФИЛИРОВАНИЕ И ПОЛУЧЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Боровиков Д.А., Агапов А.В., Горбунов А.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Агульник А.Б.

Работа посвящена проблематике разработки различных модификаций малоразмерных турбореактивных двигателей, получению характеристик компрессора для термогазодинамических расчётов, и профилированию рабочих колёс на заданные параметры.

Ключевой проблемой в проектировании малоразмерного двигателя является проектирование центробежного компрессора. Авторами работы была проведена верификация методики проектирования центробежных компрессоров. Сравнение результатов газодинамического профилирования элементов микро-ГТД и поверочных расчётов с существующими аналогами (по степени сжатия и расходу воздуха) показали, что имеющиеся в наличии методики не позволяют спроектировать компрессор на параметры, сопоставимые с параметрами прототипов. Сочетание сверхзвуковых скоростей, больших расходов и жёстких требований к габаритам устройства не позволяет использовать имеющуюся исходную методику. Рабочие колеса, спроектированные на необходимые расходы и степени сжатия, не удовлетворяли требования либо к КПД, либо к габаритам.

По результатам расчёта было разработано программное обеспечение, позволяющее осуществить быстрое профилирование рабочего колеса на необходимые параметры и алгоритм расчёта в Ansys, позволяющий получить характеристику спрофилированного рабочего колеса. Работа содержит описание расчёта характеристик компрессора на примере колеса двигателя АМТРegasus, полученного методом 3D сканирования. А также описание работы разработанного программного обеспечения, написанного на языке C# под .NET.

ДИЛАТОМЕТРИЧЕСКИЙ МИКРОДВИГАТЕЛЬ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Вавилов И.С., Литау Р.Н., Ячменев П.С.

Омский государственный технический университет, г. Омск

Проект направлен на разработку и исследование энергоэффективного микродвигателя с электротермическим нагревом рабочего тела корректирующей двигательной установки (КДУ) малого космического аппарата нанокласса (нМКА) (массой до 10 кг и избыточной мощностью не более 5 Вт). Т.к. космические аппараты массового ряда до 10 кг имеют низкую бортовую энергетику (вследствие малой площади панелей солнечных батарей), то применение классических схем КДУ с электромагнитным клапаном отсечки рабочего тела в нМКА не целесообразно (электромагнитные клапаны в КДУ имеют энергопотребление 1-5 Вт). Для получения высоких значений удельного

импульса тяги КДУ необходимо введение в схему КДУ узлов, работа которых основана на более полном использовании тепловой энергии при минимизации расхода рабочего тела. Ограниченная избыточная мощность пМКА является серьёзным препятствием для развития КДУ подобных аппаратов при том, что количество запусков пМКА неуклонно увеличивается.

Такие аппараты снабжены одним-двумя научными приборами и срок их активного существования (САС) находится в диапазоне от 2-3 мес. (низкая орбита) до 6 лет (на высокой орбите) (например, спутник CUTE-1 на орбите с параметрами 818×832 км имел САС 11 лет). Если в случае низкоорбитальных полётов пМКА сам сходит с орбиты и сгорает в плотных слоях атмосферы, то в иных случаях пМКА, после выполнения задачи, становится космическим мусором, проблема которого нарастает с каждым новым запуском.

Подавляющая часть запущенных пМКА являются неуправляемыми и следующим закономерным этапом развития наноспутников является такое же бурное развитие двигательных систем пМКА, однако этого не наблюдается. Для управления САС (решение проблемы космического мусора), создания группировки спутников, устранения ошибок орбит выведения без ДУ не обойтись. Информация о двигательных установках (ДУ) пМКА поступает регулярно, но редко. Представленные образцы большей частью прототипы, находящиеся на стадии отработки технологии. Сдерживающим фактором на этом пути (в отличие от микроэлектроники) является немасштабируемость газодинамических процессов в реактивной ДУ (электрические и солнечные паруса имеют ещё более жёсткие граничные условия, в основном по массе и надёжной технологии развёртывания в реальных условиях). Миниатюризация компонентов ДУ не приводит к линейному уменьшению энергопотребления подсистем ДУ, притом, что избыточная мощность аппарата форм-фактора CubeSat 1U не превышает 1 Вт.

Базовая схема всех реактивных двигательных установок космических аппаратов имеет следующий вид: ёмкость с рабочим телом и системой вытеснения, система подачи и изоляции рабочего тела от окружающего пространства, система редуцирования рабочего тела, система подвода энергии к рабочему телу для достижения требуемых термодинамических параметров, система сброса рабочего тела в окружающее пространство. В том или ином виде базовые структуры встречаются во всех ДУ всех конструкций и всех производителей. Низкая энергетика пМКА задаёт ограничения по конструктивному исполнению базовых систем: обычно вытеснительная система пассивная, основанная на самовытеснении рабочего компонента (если газ находится в критическом состоянии с не высоким давлением насыщенных паров) или на основе аккумулятора давления (в случае применения капельных жидкостей); отсечной клапан обычно электромагнитный и над его миниатюризацией ведётся работа во многих проектных отделах (энергопотребление отсечных клапанов ДУ МКА составляет от 1 Вт (новые разработки в области миниатюризации) до 5 Вт); система редуцирования (газовый редуктор) также является пассивным элементом и идёт работа над упрощением конструкции и уменьшением массы. Электромагнитный клапан является одним из двух энергоёмких элементов системы, наряду с системой

подвода энергии к рабочему телу. Нагрев газа необходим для повышения удельных выходных характеристик ДУ (сохранение значения реактивной тяги при уменьшении расхода газа). Эффективность кондуктивного теплообмена в резистивном микродвигателе не велика, его КПД не превышает 25-30%, поэтому, в условиях ограниченной энергетики аппарата, предпочтение отдаётся системе подачи и отсечки рабочего тела (электромагнитному клапану). В связи с этим широкое распространение и лётную квалификацию имеют ДУ на «холодном газе», где подогрев рабочего тела не осуществляется, а вся избыточная мощность МКА отдаётся для осуществления гарантированной изоляции рабочего тела от окружающего пространства. Удельный импульс ДУ на «холодном газе» не превышает 70 секунд, но при этом такие ДУ имеют высокую степень надёжности, т.к. имеется всего один потребитель электроэнергии с одним подвижным элементом.

Научная новизна проекта состоит в использовании dilatометрического эффекта, возникающего в трубчатом электрическом нагревателе электротермического микродвигателя (ЭТМД), для осуществления работы отсечного клапана и замены газового редуктора. На начальном этапе (на основе испытания первых прототипов) можно выделить следующие преимущества предложения:

1. Превращение отсечного клапана в пассивный элемент, не требующий подвода энергии, как следствие, в системе остаётся один активный элемент – элемент подвода энергии рабочему телу;
2. Полезное использование неизбежного и ранее не учитываемого dilatометрического эффекта;
3. Устранение из системы отдельного редуцирующего элемента, т.к. малые перемещения запорного органа клапана создают условия для щелевого дросселирования рабочего тела (в экспериментах было получено дросселирование с 3 атм. до 140-900 Па – с соплом с критическим сечением 0,4 мм);
4. Полное отсутствие подвижных частей в ДУ, что повышает надёжность системы;
5. Упрощение конструкции, уменьшение номенклатуры элементов, что также увеличивает надёжность (разработанный dilatометрический микродвигатель (ДМД), воплощённый «в железе» содержит не более 2 уникальных деталей);
6. Не дискретность регулирования подачи рабочего тела (аналоговость регулирования), обусловленная только степенью нагрева, что даёт возможность dilatометрической паре самонастраиваться на определённый расход газа;
7. Низкая величина реактивной тяги, что благоприятно для системы ориентации и стабилизации nМКА (большие значения тяги на МКА малой массы приводит к потере аппарата в открытом космическом пространстве).

Работы проводятся на материально-технической базе научно-исследовательской лаборатории «Двигательные установки микротяги малых космических аппаратов» (НИЛ «ДУМИТ МКА») при кафедре Авиа- и Ракетостроение ОмГТУ. В ходе экспериментальных исследований прототипа ДМД были выявлены трудности, обусловленные тем, что предыдущие работы НИЛ «ДУМИТ МКА» проводились

для МКА массового ряда от 10-15 кг и чувствительности имеющейся приборной базы было достаточно. При переходе в область низких давлений и сверхмалых расходов проблема чувствительности вышла на первый план. Поэтому для определения тяги и давления в рабочей камере ДМД был разработан и реализован простой экспериментальный стенд.

МНОГОЦЕЛЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО ТИПА ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Волокитин А.А.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

В статье рассматриваются перспективные направления развития и вопросы по эксплуатации двигателей внутреннего сгорания с круговым параллельным движением ротора-поршня в качестве силовой установки для беспилотных летательных аппаратов.

Из всех существующих типов роторно-поршневых двигателей с точки зрения целесообразности и практической реализации наиболее приемлемыми являются два типа: роторный двигатель с планетарным движением ротора-поршня, часто называемый двигателем Ванкеля, и двигатель с круговым параллельным движением ротора-поршня, которому австралийский инженер Сейрич дал название «орбитального».

Именно эти два типа двигателя были признаны ведущими мировыми фирмами автомобилестроения конкурентно способными по отношению к распространенному поршневому двигателю. Такое признание в некоторой степени является закономерным, так как следует из анализа развития конструкций двигателей роторного типа, начиная с «коловратного» механизма.

Роторный двигатель Ванкеля конструктивно наиболее прост, однако имеет три основных недостатка: первый – растянутая камера сгорания не позволяет эффективно организовать рабочий процесс, а отсюда следует повышенный расход топлива; второй – вибрирующее движение пластин радиального уплотнения в системе ротора и статора приводит к образованию на внутренней поверхности статора рифлений; третий – неравномерный нагрев статора, связанный с перемещением камеры сгорания относительно статора, создаёт температурные напряжения, искажающие конфигурацию рабочей поверхности статора.

Снизить в некоторой степени проявление этих недостатков, в том числе дорогостоящими технологическими способами, удалось только японской фирме «Тойо Кочию», которая стала выпускать автомобили «Мазда» с роторным двигателем Ванкеля. Однако и на сегодняшний день этот двигатель в силу указанных причин не получил распространения.

«Орбитальный» двигатель в том исполнении, которое было запатентовано Сейричем, также имеет существенный конструктивный недостаток. Движение лопастей, разделяющих объём между ротором и статором на рабочие камеры, является поступательным относительно

статора, а относительно ротора концы этих лопастей совершают движение, аналогичное ползуну в синусном механизме. Такое движение лопастей позволило Сейричу наиболее просто решить задачу уплотнения лопастей в статоре, но сделало чрезвычайно сложным их уплотнение в роторе. В итоге этот двигатель выдерживал частоту вращения не выше 4000 об/мин.

Устранить этот недостаток можно, сделав характер движения лопастей возвратно-вращательным относительно ротора и сложным относительно статора (по аналогии с кулисным механизмом). В этом случае несколько усложняется уплотнение лопастей в статоре, но значительно упрощается их уплотнение в роторе и облегчаются условия передачи движения от ротора к лопастям.

Двигатель орбитального типа, у которого лопасти жёстко закреплены на роторе-поршне и перемещаются в прорези двойного шарнира (шарнира в шарнире), размещенного в статоре, разрабатывается в Финляндии изобретателями Хейнола, Кейхманими, Пайокеном.

Круговое параллельное движение ротора-поршня во всех известных схемах достигается за счёт размещения в роторе-поршне и боковых крышках статора нескольких эксцентриков (обычно трёх), имеющих тот же эксцентриситет, что и кривошип вала отбора мощности.

Такое конструктивное решение существенно увеличивает размеры ротора-поршня и двигателя в целом.

На основе описанных выше двух типов двигателей разработан и апробирован новый многоцелевой ДВС с круговым параллельным движением ротора-поршня, и получивший название двигателя «орбитального» типа. В его конструкции совмещены некоторые особенности традиционного поршневого двигателя и альтернативного роторного с шарнирным присоединением лопастей к ротору-поршню.

Специальный зубчатый механизм задает ротору-поршню круговое параллельное движение, последовательно приближая или удаляя участки его поверхности, заключённые между лопастями, относительно внутреннего контура статора, вследствие чего происходит изменение объёма рабочих камер.

Рабочий процесс в двигателе организован в изолированных камерах по типу поршневого двигателя. В то же время в нем отсутствует шатунно-поршневая группа и прямолинейно-возвратное движение поршня. Ротор-поршень совершает круговое параллельное движение, не имеющее неподвижных (крайних) положений.

Орбитальное движение ротору придается посредством шарниров, включающих первые равноотстоящие сегментовидные тела вращения и первые дисковые эксцентриковые элементы, установленные в боковых крышках.

Основной особенностью орбитального ДВС является возможность отсутствия клапанов и их привода, а также конструктивное решение роторной группы и взаимодействующего с ней корпуса, обеспечивающее подачу топлива в камеры двигателя и отвод газов. Это позволяет наиболее просто выполнить объём требований, предъявляемых к ДВС, и повысить его конкурентоспособность.

Двигатель может иметь любое расположение в пространстве – вал отбора мощности может быть расположен горизонтально, вертикально и наклонно. Применение двигателя возможно для малых летательных аппаратов, а также во всех наземных, воздушных и водных видах транспорта.

Выгодным отличием «орбитального» двигателя от обычного поршневого является также его высокая ремонтпригодность. Двигатель разбирается полностью за 0,5 часа и собирается за 1 час.

Испытания двигателя орбитального типа показали:

- а) двигатель реализует расчётную степень сжатия при 3400 об/мин;
- б) имеет расход топлива на холостом ходу не выше двигателя ВАЗ 2106 (с тем же рабочим объёмом и тем же карбюратором).

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОЛЁТНЫХ УСЛОВИЙ НА ПОВРЕЖДАЕМОСТЬ ДИСКА ТВД ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО ЛА

Гогаев Г.П., Немцев Д.В.

МАИ, ОКБ имени А. Люльки - филиал ПАО «ОДК-УМПО»,
г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Марчуков Е.Ю.

Рост стоимости жизненного цикла ГТД выдвигает на первый план проблему полного безопасного использования ресурса авиационных двигателей, чего можно достичь при переходе к эксплуатации по техническому состоянию [1]. Переход на эксплуатацию по техническому состоянию возможен при достаточной контролепригодности изделия, обеспечивающей получение объективной информации, требуемой для достоверной оценки технического состояния.

При этом важнейшей задачей является разработка методов и алгоритмов оценки исчерпания ресурса учитывающих особенности нагружения каждого двигателя.

Используемым в настоящее время методам контроля выработки ресурса, в силу отсутствия учёта реальных условий эксплуатации, присущ избыточный консерватизм, в силу чего происходит преждевременное отстранению двигателей от эксплуатации, что экономически невыгодно и отрицательно сказывается на поддержании требуемого уровня боеготовности парка ЛА.

Таким образом, направление совершенствования методов контроля, анализа нагружения и управления расходом ресурса ГТД, наиболее полно учитывающих особенности эксплуатации каждого двигателя является актуальным.

Особое внимание стоит уделить основным деталям двигателя, разрушение которых могут привести к аварийным или катастрофическим последствиям. Диск ТВД является одной из наиболее нагруженных ОД, работающих при высоких температурах.

Целью работы является исследование влияния полётных условий на повреждаемость диска ТВД высокоманевренного ЛА.

Основной вклад в накопление поврежденности деталей авиационного двигателя двигателя высокоманевренного ЛА вносят поврежденности,

обусловленные реализацией переменных режимов работы (механизм малоцикловой усталости) и работой на максимальных установившихся режимах (механизм истощения длительной прочности).

Как показывает опыт эксплуатации двигателей четвертого поколения в составе высокоманевренных ЛА оперативно-тактической авиации, вклад статической составляющей в общую повреждаемость ОД двигателя существенно меньше циклической. Поэтому, как правило, оценка остаточного ресурса двигателя производится только на основе учёта циклических повреждаемостей его ОД.

Основная идея методики учёта расходования ресурса ОД двигателей 4-го поколения заключается в сравнении фактического значения параметра технического состояния (накопленной поврежденности) ОД двигателя во время эксплуатации с его предельно допустимым значением, накопленным в процессе ресурсных испытаний и последующее определение остаточного ресурса ОД двигателя по результатам этого сравнения.

Для контроля истощения ресурса ОД двигателей предприятием разработчиком определяются типы циклов нагружения, в наибольшей степени влияющих на повреждаемость ОД. Следует отметить, что для каждого семейства двигателей количество значимых типов циклов является индивидуальным.

Алгоритм определения накопленной ОД поврежденности по МЦУ использует закон линейного суммирования. За долю поврежденности, вносимой одним циклом нагружения, принято отношение $\Pi_i = 1/Np_i$ (где Π_i – единичная повреждаемость цикла; i – тип цикла, Np – количество циклов до разрушения, определённое либо экспериментальными методами, либо вычисленное по эмпирической формуле Мэнсона).

Единичная повреждаемость рассчитывается для каждого типа элементарного цикла нагружения и каждой ОД.

В настоящее время значение количества циклов до разрушения Np_i , а значит и единичной повреждаемости Π_i , для каждого типа цикла определяется при экстремальных нагрузках (режим работы изделия, скорость и высота полёта) для заданного диапазона эксплуатации авиационного ГТД.

Однако проведённый анализ эксплуатации высокоманевренного ЛА оперативно-тактической авиации с двигателями 4-го поколения с использованием разработанного программного комплекса «Эксплуатация v.1.0» [2] показал, что при отсутствии участия в боевых действиях, около 80% эксплуатации осуществляется на дозвуковых скоростях и высотах до 10 км, при которых нагруженность ОД значительно ниже максимальной. Следовательно, использование существующей методики приводит к избыточному консерватизму при подсчёте накопленной поврежденности.

Для оценки влияния полётных условий на единичную повреждаемость ОД проведён комплекс расчётов диска турбины высокого давления (ТВД) двигателя 4-го поколения. Полученные результаты показали, что единичная повреждаемость всех типов циклов диска ТВД существенно зависит от полётных условий. Так единичная повреждаемость циклов нагружения в зоне, в которой осуществляется 80 % эксплуатации при отсутствии участия в боевых действиях ниже

значений при максимальных нагрузках для всех типов циклов в среднем на 25%.

Проведённые исследования позволили сделать следующие выводы:

1) Единичная повреждаемость диска ТВД всех типов циклов существенно зависит от полётных условий.

2) Единичная повреждаемость циклов нагружения в зоне, в которой осуществляется 80% эксплуатации при отсутствии участия в боевых действиях ниже значений при максимальных нагрузках для всех типов циклов в среднем на 25%.

3) На примере диска ТВД двигателя 4-го поколения показано, что существующая методика контроля расходования ресурса по МЦУ ОД ГТД двигателей 4-го поколения имеет допущения, которые приводят к снижению достоверности определения накопленной поврежденности и остаточного ресурса двигателя и его ОД, что в свою очередь приводит к досрочному съёму исправного двигателя и увеличению стоимости жизненного цикла.

Для ухода от избыточного консерватизма методики, используемой в настоящее время, необходимо вести накопление циклической поврежденности ОД двигателя с учётом реальных полётных условий. Разработанный авторами способ контроля расходования ресурса по МЦУ ОД ГТД с учётом полётных условий описан в заявке на изобретение [3].

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

ЛИТЕРАТУРА

1. Гогаев Г.П., Немцев Д.В. Совершенствование методики контроля выработки ресурса по малоцикловой усталости основных деталей ГТД высокоманевренных ЛА // материалы XLIV Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения -2018», Том 1, С. 124-126, Москва 2018 г.

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

3. Способ эксплуатации авиационного газотурбинного двигателя по его техническому состоянию // Заявка на изобретение РФ № 2018132554, 12.09.2018 / Богданов М.А., Шубин И.А., Гогаев Г.П., Немцев Д.В.

РАЗРАБОТКА ТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ НА ПЕРСПЕКТИВНОМ ЭКОЛОГИЧЕСКОМ МОНОТОПЛИВЕ НА ОСНОВЕ ДИНИТРАМИДА АММОНИЯ

Гога Д.А.

ОКБ «Факел», г. Калининград

В настоящее время в современном развитии жидкостных ракетных двигателей малой тяги, функционирующих на монотопливах, большое внимание уделяется переходу от токсичных ракетных топлив к более экологически чистым рецептурам.

В начале 2000х годов были проведены первые макетные испытания перспективного монотоплива на основе динитрамида аммония (АДНА). Несмотря на обширные научные исследования «зелёных топлив» на основе АДНА остаются вопросы по оптимизации рецептуры смеси для повышения удельных характеристик, а также изменению дорогостоящих элементов двигателя, таких как камера сгорания из драгоценных металлов, на более доступные и технологичные.

Для оценки физико-химических свойств «зелёного топлива» на основе динитрамида аммония были изготовлены несколько рецептур. Первая рецептура состояла только из трёх основных веществ: динитрамида аммония, спирта и воды, вторая рецептура имела уже в своём составе аммиак, причём на этапе изготовления топлива использовалась аммиачная вода.

По результатам анализа данной рецептуры топлива было установлено, что температура фазового перехода для данного топлива было на уровне 1,5⁰С, однако, полное замерзание топлива произошло при температуре – 52⁰С.

Для работы с указанным топливом были разработаны модельные термокаталитические двигателя малой тяги. Основной проблемой при разработке двигателей на «зелёном топливе» является окислительная среда продуктов сгорания, в частности - пары воды, при высоких температурах термодинамического горения топлива, которая превышает 1600⁰С. Это требует применения новых технических решений, как для материала камеры сгорания и обеспечения её герметичного соединения с узлом впрыска, так и для каталитического пакета, который будет эффективно разлагать пусковой расход и обеспечивать функционирование в широком диапазоне входных давлений рабочего тела.

В ОКБ «Факел» был разработан и введен в эксплуатацию стенд для проведения вакуумных испытаний перспективных двигателей на экологически безопасном монотопливе.

Целью огневых испытаний являлось проверка возможности воспламенения и стабильного горения рецептур «зелёных топлив» в модельном двигателе на «зелёном топливе», а также подбор оптимальной рецептуры и каталитического пакета для обеспечения работоспособности изделия.

Результаты огневых испытаний на модельных двигателях нового поколения показали, что при доработке стехиометрических рецептур «зелёного топлива» с содержанием окислителя свыше 60 % в части повышения горючего позволяют осуществлять эффективное горение. При этом запуск изделия происходит на металлических катализаторах с невысокой удельной поверхностью, которые, однако, в свою очередь обладают высоким ресурсом и стойкостью к продуктам сгорания топлива.

Результаты огневых испытаний продемонстрировали способность модели двигателя функционировать в широком диапазоне входных давлений топлива от 2,5 до 0,9 МПа, при этом удельный импульс тяги

у модели составил от 255 до 200 с. Нарботка модели по массе рабочего тела составила ~ 2 кг, что уже эквивалентно массе топлива, необходимого для штатного функционирования малого космического аппарата массой до 50 кг.

ИЗГОТОВЛЕНИЕ И ИСПЫТАНИЯ ВТСП КАТУШЕК ДЛЯ МАЛОМАСШТАБНОГО МАКЕТА ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ БПЛА

Занегин С.Ю., Шишов И.М.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н. Иванов Н.С.

Статья посвящена исследованию потерь в обмотках маломасштабного макета ВТСП двигателя для беспилотного летательного аппарата. Использование обмоток из высокотемпературных сверхпроводников (ВТСП) в составе электрических машин позволяет увеличить их эффективность за счёт существенно более высокой допустимой токовой нагрузки, а также снизить массу и габаритные размеры. В мире уже реализованы проекты по созданию машин с использованием ВТСП обмоток, работающих на постоянном токе. Однако их удельные параметры оказываются недостаточно высокими, в связи с чем активно ведутся работы по созданию электрических машин, работающих на переменном токе, обмотки статора которых выполнены из ВТСП. Более того, специфика применения данного типа электрических машин на борту малоразмерного летательного аппарата подразумевает питание от силового электрического преобразователя (инвертора). Современные регуляторы электродвигателей формируют фазные напряжения с помощью широтно-импульсной модуляции (ШИМ), в связи с чем форма тока может значительно отличаться от синусоидальной и содержать большое количество гармоник высших порядков. В статье приводятся описание процесса создания опытного образца катушки из ВТСП-ленты 2-го поколения, а также экспериментальные данные, полученные в результате его испытаний различными по форме и частоте токами. Исследования потерь проведены на синусоидальном, прямоугольном знакопеременном токе, а также при работе образца от ШИМ-регулятора напряжения, выполненного по схеме H-мост.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ НА БАЗЕ СПИРАЛЬНОГО ШАГОВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Каланов Х.Х., Байдемирова К.А.

УГАТУ, г. Уфа

Научный руководитель — к.т.н., доцент Янгиров И.Ф.

В работе рассматривается новая конструкция спирального шагового двигателя, которая имеет относительно простую и надёжную конструкцию, технологичен, уменьшенные массо-габаритные показатели и, благодаря своим улучшенным технико-экономическим показателям, найдёт широкое применение в дискретной автоматике, приборостроении,

часовой промышленности. Построена её математическая модель с аналитическим решением и экспериментальные исследования полученных теоретических положений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Янгиров И.Ф. Шаговый двигатель для систем автоматики. Электропружинный двигатель. Ветроэнергетическая станция. // И.Ф.Янгиров / М.; Машиностроитель.1997. №5.- С.27-28.
2. Исмагилов Ф.Р. Обобщенная модель электромеханического преобразователя со спиральным вторичным элементом // Ф.Р.Исмагилов, И.Ф.Янгиров, Д.В.Максудов /Международная научно-техническая конференция «Пром-Инжиниринг» (англоязычное название International Conference on Industrial Engineering). 19-20 мая в г. Челябинске на базе Южно-Уральского государственного университета (национального исследовательского университета).
3. Янгиров И.Ф. Многосекционная пружинная электромеханическая муфта (МСЭМ).-// Янгиров И.Ф., Исмагилов Ф.Р., Максудов Д.В., ЗиялtdиновЛ.Ф /-М.: Технология машиностроения. М: - 2017.- №3.- С.22-25.
4. Хайруллин, И.Х. Вибрационный электромеханический преобразователь со спиральным вторичным элементом. /И.Х.Хайруллин, Ф.Р. Исмагилов, И.Ф. Янгиров // Электричество.- 1995.- №11. – С. 47–50.
5. Немцов М.В. Справочник по расчёту параметров индуктивности – М.: Энергоатомиздат. – 1989 г. – 192 с.
6. Янгиров И.Ф. Аналитическое выражение индуктивности и взаимоиндуктивности спиральных электропроводящих пружин. – М.: Приборы и системы, 2004, N1. – С. 38 – 41.
7. Вольдек А.И. Электрические машины.- Л.: Энергия.- 1974г.

РАСЧЁТ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ УСТАНОВКИ ДЛЯ ИМИТАЦИИ ДОЖДЯ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Калинина К.Л.

РГАТУ им. П. А. Соловьева, г. Рыбинск

Научный руководитель — д.т.н., доцент Гурьянов А.И.

Во время доводки авиационного двигателя важным являются его испытания в условиях полёта, которые включают имитацию процессов обледенения, проверку на попадание птиц в двигатель, моделирование града, атмосферного дождя. Главным требованием при организации последних условий является обеспечение комплекса требований: по концентрации воды в воздухе, спектру распределения капель по размерам, значению среднегеометрического диаметра капель, расходным характеристикам форсунок и условиям взаимодействия облака капель с потоком воздуха.

Существующие в России установки для имитации атмосферного дождя не могут удовлетворить требованиям авиационных правил, связанных с распределением капель по размерам, из-за чего возникают

задержки в сроках подготовки авиационного двигателя российской разработки к серийному производству.

Имитация дождя в модельной постановке возможна в условиях, приводящих к многократному дроблению водяных струй, подаваемых в виде осесимметричных волнообразных жгутов или тонкой пелены из форсунок в поток воздуха на входе в двигатель.

Для проведения сертификационных испытаний авиационного двигателя наиболее оправданным, с точки зрения проектирования систем имитации атмосферного дождя, является анализ методов и выбор схемы организации распыла воды, характеристик облака капель, разработка и обоснование принципиальной схемы испытательного стенда и конструктивных решений форсунок, разработка методики расчёта термогазодинамических, конструктивных и гидравлических характеристик для получения капельного потока, расчётные исследования параметров рабочего процесса и выбор оптимальных режимов работы маломасштабной установки, создание методики опытного исследования и проведение экспериментальных исследований с последующим анализом результатов.

Работа содержит сведения о разработанной методике расчёта характеристик форсунки для необходимых режимов заброса воды в двигатель, об эмпирической проработке форсунки и проведенных расчётных исследованиях параметров рабочего процесса, включающих выбор оптимальных режимов работы установки.

Анализ характеристик факела распыла осуществлен благодаря экспериментальным исследованиям пяти разработанных и изготовленных опытных форсунок, отличных по диаметру и геометрическим параметрам центрального отверстия. В результате исследований разработана форсунка, позволяющая получать значение среднего медианного диаметра 2,656 мм и капли сертификационного спектра.

Результаты экспериментальных исследований стали основой для разработки трёхмерной модели испытательного стенда и коллекторного модуля установки для имитации дождя, соответствующего требованиям к устройствам для сертификации авиационных двигателей. Спроектированный модуль состоит из двух кольцевых магистралей с 45 форсунками. Подобная конфигурация обеспечивает возможность имитации дождя на режимах «малый газ» и «взлёт» с условием одновременного обеспечения концентрации воды в воздухе 20 г/м^3 и значения среднего медианного диаметра капель 2,66 мм, а также работу на переходных режимах с условием поддержания концентрации воды в воздухе 20 г/м^3 за счет изменения расхода воды в каждый из коллекторов согласно функции расхода и функции перепада давления от времени.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК И ДВИГАТЕЛЕЙ

Колычев А.В.

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

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

Работа посвящена экспериментальным исследованиям разрабатываемой в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова Термоэмиссионной системы охлаждения (ТСО) [1-6] лопаток турбин (ЛТ) и других горячих элементов (ГЭ) авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), которая основана на явлении Термоэлектронной эмиссии [7-10]. Основной принцип ТСО заключается в отборе большого количества термоэлектронов при их эмиссии с поверхности ЛТ и других ГЭ. Высокий выход электронов в рабочих условиях достигается за счёт специальной обработки поверхности имеющегося материала поверхности (покрытия) ЛТ. При нагреве ЛТ и ГЭ с их поверхности начинают выходить электроны, забирая с собой большое количество тепловой энергии в экспоненциально-подобной зависимости от температуры.

Разработка защищена патентами на изобретения и полезные модели. При этом патент на изобретение №2573551 «Способ охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки» входит в список «Сто лучших изобретений России 2015 г.», что подтверждено дипломом Роспатента.

Применение ТСО позволит существенно повысить КПД ГТД за счёт повышения температуры рабочего газа перед турбиной и дополнительного термоэмиссионного преобразования, а также повысить надёжность и ресурс ГТД, снизить стоимость их капитального ремонта и технического обслуживания.

Для проведения экспериментальных исследований был разработан стенд, на котором испытывались экспериментальные образцы из различных материалов путём измерения их температуры при нагреве в режиме с термоэмиссионным охлаждением (электронный контур охлаждения [1-6] замкнут) и без него (электронный контур охлаждения [1-6] разомкнут).

В качестве экспериментальных образцов применялись: вольфрамовые электроды (ВЭ) (d 1 мм и 175 мм длиной), вольфрамовые электроды со специальной обработкой (d 1 мм и 175 мм длиной), проволока ХН78Т d 1 мм, образцы из боридной керамики, пластинки и стержни из 20Х25Н20С2, образцы из сплава ЖС6-У с покрытием АЖ-8, предоставленные «ОДК-Сатурн».

В результате тепловизионных измерений на некоторых образцах многократно было зафиксировано снижение их температуры на 10-30°C. Дополнительная обработка некоторых образцов позволила увеличить эффект термоэмиссионного охлаждения с 10-30°C до 45-55°C. Среди них были образцы, на которых было зафиксировано снижение температуры вплоть до 91°C (точечно). На остальных образцах из других материалов фиксировалось в основном повышение температуры. Для сравнения значимым для отрасли является снижение температуры 10-15°C, которое позволяет увеличить ресурс работающих при высокой температуре элементов (ЛТ) в 2-3 раза.

В ходе работ был дан анализ наблюдаемым изменениям температур (охлаждения) и на данной основе сформированы направления дальнейших исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. Колычев А.В. и Керножицкий В.А. Патент на изобретение №2573551 «СПОСОБ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ» / [Текст]: пат. 2573551 Рос. Федерация: МПК F02C 7/12 (2006.1) / Колычев А.В. и Керножицкий В.А.; Заявитель и правообладатель БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Колычев А.В., Керножицкий В.А. - №2014121444/06; заявл. 27.05.2016; опубл. 20.01.2016. Бюл. №2. – 7 с.

2. Колычев А.В., Керножицкий В.А. Патент на изобретение №2578387 «УСТРОЙСТВО ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК» / [Текст]: пат. 2578387 Рос. Федерация: МПК F02C 7/12 (2006.1) / Колычев А.В. и Керножицкий В.А.; Заявитель и правообладатель БГТД «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Колычев А.В., Керножицкий В.А. - № 2014121449/06; заявл. 27.05.2014; опубл. 27.03.2016. Бюл. № 9

3. Колычев А.В., Керножицкий В.А., Охочинский М.Н. [Текст]: пат. На полезную модель №151082 Рос. Федерация: Колычев А.В., Керножицкий В.А., Охочинский М.Н. заявители и патентообладатели: Колычев А.В., Керножицкий В.А., Охочинский М.Н.; - №2014122224/06; заявл. 30.05.2014; опубл. 20.03.2015, Бюл. №8

4. Колычев А.В., Керножицкий В.А. Концепция создания газотурбинных установок на основе применения термоэмиссионных методов охлаждения лопаток турбины // Энергетика Татарстана. Выпуск №3 – 2015г.

5. Колычев А.В., Керножицкий В.А. Оценка максимальной температуры рабочего тела (газа) перед турбиной и кпд газотурбинных установок и газотурбинных двигателей с термоэмиссионной системой охлаждения // Энергетика Татарстана. Выпуск № 6. – 2016 г.

6. Колычев А.В., Керножицкий В.А. Термоэмиссионный метод охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации №6-2016 г. (Из списка ВАК).

7. Б.А. Ушаков, В.Д. Никитин, И.Я. Емельянов Основы Термоэмиссионного преобразования энергии. - Москва.: Атомиздат, 1974, 288 с.

8. Л.А. Квасников, В.З. Кайбышев, А.Г. Каландаришвили. Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок. - М.МАИ.2001г.

9. В.С. Фоменко. Эмиссионные свойства материалов. - Киев: Наукова думка, 1981. – 338 с.

10. А. П. Бабичев, П. Л. Бабушкина, А. М. Братковский и др. Физические величины: Справочник. Под. ред. И. С. Григорьева. — М.: Энергоатомиздат, 1994. — 4232 с.

ДВИГАТЕЛЬ-МАХОВИК ДМ10-1000Ц С ЦИФРОВЫМ УПРАВЛЕНИЕМ

Кубрак В.Н.

АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва

В работе приведена обзорная статья на тему «Двигатель-маховик ДМ10-1000Ц с цифровым управлением», разработка которого ведётся в АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Двигатель-маховик (ДМ) предназначен для использования в качестве исполнительного органа систем ориентации и стабилизации космических аппаратов (КА). Принцип действия двигателей-маховиков основан на законе сохранения импульса: изменяя частоту вращения ротора, двигатель-маховик изменяет свой кинетический момент и создаёт управляющий момент, воздействующий на КА через опору маховика. Для ориентации спутника на орбите необходимо минимум три маховика, расположенных по трем осям вращения КА. Использование двигателей-маховиков в качестве исполнительного органа системы ориентации позволяет добиться высоких точностных характеристик ориентации и стабилизации спутника на орбите.

Но в части обеспечения динамических характеристик двигатели-маховики уступают другому виду исполнительных органов систем ориентации – силовым гироскопам (гиродинам). Тем не менее гиродин, в сравнении с двигателем-маховиком, имеет более сложную конструкцию и большую массу. В некоторых случаях для обеспечения высокой динамики переключений и сохранения высокой точности используют оба типа исполнительных органов.

Описанный в статье двигатель-маховик ДМ10-1000Ц имеет повышенный управляющий момент и способен обеспечить высокую динамику, сохраняя высокие точностные характеристики. В работе дано описание конструкции и принципов работы разрабатываемого двигателя, представлены его основные характеристики.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЛИНЕЙНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Куроедов А.А., Семёнов П.А.

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», г. Москва

Работа посвящена созданию комплексного подхода к определению линейной высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в энергетических установках твёрдого топлива (ЭУТТ), составной частью которого является методика экспериментального определения акустической проводимости зоны горения безметаллических и металлизированных топлив.

Исследование устойчивости выполняется в рамках подхода, основанного на численном решении линеаризованной системы уравнений Эйлера, описывающей динамику продуктов сгорания в камере ЭУТТ. В рамках данного подхода течение в КС представляется в виде суперпозиции основного стационарного и пульсационного течения, распространяемого на фоне стационарного. Предполагается, что амплитуда реализуемых колебаний существенно меньше средних значений соответствующих величин, что позволяет линеаризовать исходную систему уравнений. Поля параметров основного течения определяются отдельно. В качестве граничных условий для линеаризованной системы уравнений используются значения

акустической проводимости зоны горения топлива, определяемые экспериментально.

Для экспериментального определения акустических свойств зоны горения используется импульсная Т-камера. Установка состоит из закрытой по обоим концам трубы, состоящей из пяти съёмных стальных секций. Посередине располагается сопло, ось которого перпендикулярна оси трубы. С торцов трубы располагаются исследуемые образцы топлива и две вспомогательных камеры генерации возмущений давления (ВК). ВК представляют собой полости, отделяемые от объёма основной камеры разрывными мембранами. В самих полостях размещаются пиротехнические составы. Изменение числа секций Т-камеры позволяет варьировать частоту реализуемых продольных колебаний продуктов сгорания, тем самым измерять акустическую проводимость зоны горения в широком диапазоне частот. Среднее давление в камере варьировалось заменой вкладыша критического сечения. Образцы топлива изготавливаются в форме дисков с центральным каналом. Бронируются боковая поверхность самого наполнителя и канала. Экспериментальная методика определения акустической проводимости заключается в последовательной генерации двух импульсов давления в камере установки после инициации основных наполнителей, расположенных по торцам установки. В опыте фиксируются пульсации давления у поверхности горения топлива. После обработки полученных данных вычисляются значения коэффициентов затухания для обоих импульсов давления, которые используются для расчёта акустической проводимости зоны горения.

Верификация комплексной методики определения линейной неустойчивости рабочего процесса в ЭУТТ проводится на экспериментальных данных, полученных для шести ЭУТТ Харрисом и Блумшильдом. Во всех рассматриваемых энергетических установках были установлены заряды твердого топлива с цилиндрическим каналом. Расчётные значения коэффициента затухания α , полученные с использованием описанной методики, лежат в диапазоне 25% отклонения от результатов, полученных экспериментально.

В рамках работы проводились исследования устойчивости рабочего процесса двух энергетических установок, использующих металлизированное топливо, – установка большого удлинения и двухкамерная ЭУТТ. Были проведены исследования устойчивости рабочего процесса в двухкамерной многосопловой ЭУ, использующей безметалльное топливо. Характеристики указанных топлив определяются с использованием разработанной экспериментальной установки.

В результате расчётов показано, что на рассматриваемых интервалах работы рабочий процесс в двухкамерной установке и двухкамерной многосопловой ЭУ неустойчив по отношению к возмущениям малой амплитуды. В то время, как для ЭУ большого удлинения режим работы вначале является устойчивым, затем происходит кратковременная потеря его устойчивости.

Практическая ценность результатов данной работы заключается в том, что предложенная методика позволяет оценить устойчивость рабочего процесса в ЭУТТ, работающих как на безметалльных, так и металлизированных топливах, к возмущениям давления малой

амплитуды. Разработанная экспериментальная установка позволяет определять акустическую проводимость зоны горения в широком диапазоне частот реализуемых колебаний.

КАЛИБЕРНОЕ ВОЗДУХОЗАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С РАКЕТНО- ПРЯМОТОЧНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Оськин А.С.

АО «КБП», ТулГУ, г. Тула

Научный руководитель — д.т.н., профессор Ветров В.В.

Анализ тенденций развития летательных аппаратов (ЛА) ближней зоны с активным стартом показывает, что одним из главных направлений их совершенствования является увеличение дальности полёта. При этом габаритно-массовые характеристики (ГМХ) ЛА остаются на прежнем уровне, что не позволяет использовать экстенсивные пути развития, связанные с увеличением стартовой и бортовой энергетики за счёт массы топлива. В данных условиях важное место занимает направление, связанное с рациональным использованием бортовой энергетики, в рамках которого применяются уже классические решения: улучшение аэродинамической формы снаряда, усовершенствование метательных зарядов, использование ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) и донного газогенератора (ДГГ). Однако потенциал данных решений в настоящее время во многом близок к своему пределу.

В связи с этим особое внимание стали уделять двигательным установкам (ДУ), энергетические возможности которых могут быть улучшены за счёт использования атмосферного воздуха, в частности, речь идёт о ракетно-прямоточном двигателе (РПД).

В настоящее время перспективным является распространение достижений в области создания РПД на ЛА различных классов, движущихся в плотных слоях атмосферы, в том числе и на управляемые артиллерийские снаряды (УАС). В частности, на перспективных УАС возможно увеличение дальности полёта до 50 % по сравнению с дальностями, которые могут быть достигнуты при использовании хорошо известных технических решений (РДТТ и ДГГ).

Одним из ключевых элементов, в значительной степени определяющих эффективность РПД в целом, является воздухозаборное устройство (ВЗУ). Эффективность ВЗУ оценивается количеством проходящего через него воздуха и давлением на входе в камеру дожига на любом режиме полёта в пределах рабочего диапазона.

При размещении РПД на борту УАС принципиальным является выбор между носовым и кормовым расположением нерегулируемого ВЗУ, во многом определяющим облик снаряда в целом. Использование нерегулируемого ВЗУ обусловлено требованиями к надёжности и простоте конструкции ДУ. Этими же требованиями обусловлена необходимость выполнения ВЗУ в калибре УАС без дополнительных выдвигаемых элементов.

Новизна предлагаемой работы заключается в том, что в качестве объекта исследования рассматривается УАС, в подавляющем

большинстве случаев рассматриваются неуправляемые боеприпасы, и производится поиск разумного компромисса между требованиями к ДУ и снаряду в целом, что формализовано в виде наложенных ограничений на габариты, массу снаряда и массу БЧ при максимизации целевой функции – дальности полёта.

С учётом вышеизложенного цель работы может быть сформулирована следующим образом: определение наиболее рациональной конфигурации кормового калиберного ВЗУ на УАС с РПД.

В статье приведены результаты теоретико-экспериментальные исследования характеристик калиберных ВЗУ для (ЛА) с РПД, движущегося в плотных слоях атмосферы. Получены дроссельные характеристики для калиберного четырехканального ВЗУ. Проанализированы дальности полёта УАС с РПД при различных коэффициентах полноты дожигания (0,5-0,9) топлива.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И ИССЛЕДОВАНИЕ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД С ПОМОЩЬЮ ЛАЗЕРНОГО ДОПЛЕРОВСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ СКОРОСТИ

¹Попов Д.А., ²Леванова М.Д., ²Самохвалов Н.Ю.

¹Пермский национальный исследовательский политехнический университет,

²АО «ОДК-Авиадвигатель» г. Пермь

В статье представлены результаты работ по исследованию метода контроля системы охлаждения лопаток турбин ГТД, основанного на измерении поля скоростей за отверстиями перфорации.

Отработка указанного метода выполнена в составе исследовательского стенда с использованием лазерного фазового доплеровского анемометра на трёх лопатках в АО «ОДК-Авиадвигатель»:

- Лопатка №1: с производственным браком (отверстия перфорации частично перекрыты при нанесении ТЗП), без эксплуатации;
- Лопатки №2, №3: после эксплуатации с разной степенью перекрытия отверстий перфорации (вследствие нанесенного ТЗП при производстве, а также налипшего срабатываемого покрытия из компрессора).

По результатам отработки метода в составе стенда:

1. Показана работоспособность метода контроля системы охлаждения лопаток турбин ГТД, основанного на лазерной интерферометрии;

2. Экспериментально продемонстрированы основные особенности распределения воздушных потоков на выходе из отверстий перфорации, связанные с частичным и полным перекрытием отверстий перфорации:

- Нулевые значения скоростей на выходе из отверстий перфорации при полном перекрытии;
- Повышенные значения скоростей на выходе из отверстий при частичном перекрытии;
- Скорости на выходе из отверстий перфорации лопаток №1, №2 и №3 отличаются в пределах 5...30 %.

Для верификации экспериментальных данных проведено численное моделирование лопатки без перекрытия отверстий перфорации (идеальный случай) и с перекрытием (имитация дефекта системы охлаждения по визуальному осмотру лопатки №2) решением системы осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса методом конечных объёмов с неявным алгоритмом интегрирования в коммерческом пакете ANSYS CFX 17.2. Анализ результатов показал, что полученные экспериментальные параметры близки к расчётным.

КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К ПОВЫШЕНИЮ РЕСУРСНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЁТА

Приказчиков Е.А.

УИГА, г. Ульяновск

Научный руководитель — к.п.н., профессор Самохина С.С.

Проведено исследование работы элементов топливной системы самолёта при выполнении маневрирования, набора и снижения, а также попадания в турбулентность. Выявлено, что при эксплуатации в условиях действия перегрузок велика вероятность развития нестационарных течений в области топливопроводной магистрали. При длительном воздействии перегрузок это приводит к нарушению работы двигателя, следствием которого может быть, как перевод в аварийный режим или отключение, так и возгорание во время полёта.

Системы самолёта не могут контролировать возникновение и развитие нестационарных течений, поэтому одна из задач работы – разработка устройства мониторинга движения топлива по топливопроводной магистрали и регулирование до оптимальных значений параметров работы элементов топливной системы.

Анализ авиапроисшествий показал, что проблема возгорания двигателя из-за наличия нестационарных течений действительно существует. Наиболее распространённые последствия возгорания – прогар жаровых труб и мест их соединения с камерой сгорания. Оптимальный вариант компенсации этих последствий – обработка стыков камеры сгорания и жаровых труб термостойчивым составом на основе вольфрама и его вариаций.

Метод нанесения вольфрамового припоя – лазерная наплавка с предварительным распылением состава в зоне наплавки.

Для контроля необходимого количества наносимого состава нужно знать, какое искажение поверхности произошло в результате возгорания. Диагностирование состояния металла можно проводить только тем методом, который не требует разбора двигателя и рассоединения жаровой трубы с камерой сгорания, так как нарушится заводская целостность мест их стыка.

Современные методы позволяют производить подобную диагностику путём вытеснения магнитного потока - Magnetic Flux Leakage (MFL).

Особенность диагностической установки с MFL – возможность совместного использования как диагностического оборудования, так и оборудования для наплавки припоя с установленным распылителем.

Требования, предъявляемые к подобной конструкции: минимальность диаметральной толщины (10-12 сантиметров) для возможности использования в топливопроводной магистрали; протяжённость соединительного элемента от стационарной станции до распылителя не менее 4 метров с учётом изгибов жаровых труб; термостойкость. Подходящий вариант конструкции – зонд-распылитель с установленным оборудованием MFL.

В целом работа представляет собой совокупность исследований, связанных с поиском конструкции устройства контроля работы топливной системы, метода диагностики искажений поверхности и нанесения износостойкого сплава.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИКИ ПЛОСКОЙ ТУРБИННОЙ РЕШЁТКИ ЛОПАТОК СО СТУПЕНЧАТЫМИ ВЫХОДНЫМИ КРОМКАМИ

Салманов Р.А., Воронин А.Ю., Пайков А.М.

РГАТУ им. П.А. Соловьёва, г. Рыбинск

Научный руководитель — к.т.н., доцент Белова С.Е.

При проектировании авиационных ГТД наблюдается стремление повышения температуры газа перед турбиной, для чего применяются более жаропрочные материалы и оптимизируется конструкция лопаток турбины. В последние годы в авиационном и энергетическом двигателестроении с целью получения более высоких уровней КПД решётки активно применяются охлаждаемые лопатки турбин со ступенчатой выходной кромкой. Исследователи уделяли внимание проблеме эффективности решёток со ступенчатыми кромками [1]. В результате проведенных исследований было доказано, что применение такой кромки в значительной мере снижает потери в решётке. Но вопросам геометрии кромки внимания уделено не было. Вместе с тем это интересный вопрос, и полученные данные могут позволить дать ряд рекомендаций разработчику охлаждаемых турбин.

Выполненное исследование нацелено на получение сведений об изменении уровня потерь в выходном сечении решётки при изменении параметров ступени выходной кромки и параметров обтекающего лопатки потока.

На основании полученных результатов сделаны рекомендации по проектированию и применению лопаток со ступенчатыми кромками в зависимости от высоты решетки и геометрии выходной кромки. Полученные результаты исследования влияния геометрии ступенчатой кромки, высоты лопатки и скорости обтекающего лопатку потока представляют собой теоретический и практический интерес. Полученные данные позволяют также расширить представления о динамике вторичных течений в межлопаточном канале, об их взаимодействии с закромочным следом.

Анализ полученных экспериментальных данных свидетельствует, что геометрические параметры ступени в значительной степени влияют на потери в выходном сечении решетки. Оптимальные значения КПД

можно получить на средних величинах вылета ступени выходной кромки. Это явление можно объяснить с позиций динамики вторичных масс в межлопаточном канале. Газодинамическая эффективность плоской решетки во многом определяется аэродинамической кромкой. Если рассматривать лопатку с обычной выходной кромкой (т.е. без ступени), то у этой лопатки образуется самая значительная аэродинамическая кромка (собственно, материал кромки и два сходящих следа). Если рассмотреть наименьшую ступень кромки, то её аэродинамическая толщина будет определяться практически полностью сходящим погранслоем. Он сходит слишком быстро, не успевая увеличиваться. Небольшое увеличение вылета не дает значительного влияния на потери за решёткой. Это объясняется тем, что картина образования аэродинамической кромки сходна с предыдущим случаем. В случае наибольшей ступени кромки погранслоем, стекающий с неё, успевает нарасти, аэродинамическая кромка утолщается за счет этого нарастания, и потери растут.

Что касается исследования влияния скорости трактового газа на уровень потерь за решёткой лопаток со ступенчатыми выходными кромками, то здесь можно сделать два главных вывода. Эксперименты показали, что в так называемых длинных решётках (без взаимодействия вторичных течений) изменение скорости трактового газа практически не влияет на уровень потерь. При определенных высотах рабочей части лопаток вторичные течения начинают взаимодействовать друг в другом. Это взаимодействие проявляется и в распределении потерь по ширине межлопаточного канала, что объясняется изменением динамики вторичных масс. Результаты продувки длинной решетки показывают очевидный максимум потерь, который уже не так заметен на высоте 45 мм (проявление смыкания зон вторичных течений). Изменение скорости при данной высоте тоже не оказывает большого влияния на уровень потерь.

На высотах, соответствующих условиям отсутствия смыкания зон вторичных течений (выше 60 мм), ветвь вихря распространяется по спинке лопатки, как и должно быть в классическом случае.

При стеснении межлопаточного канала, вызывающего взаимодействия вторичных масс, канальный вихрь начинает отходить в определенной точке от спинки лопатки и распространяться к корытцу соседней лопатки. В выходном сечении межлопаточного канала он занимает большую площадь, увеличивая аэродинамическую кромку. Эксперимент показал, что распределение потерь по ширине межлопаточного канала коррелируется с показателями динамики вторичного вихря.

На эффективность решётки лопаток со ступенчатыми кромками влияет также толщина входного пограничного слоя. При исследовании решётки высотой, соответствующей отсутствию смыкания зон вторичных течений, было выявлено пропорциональное снижению толщины входного погранслоя снижению уровня потерь.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сухов М.С. Экспериментальное определение влияния геометрических параметров ступенчатой кромки турбинной охлаждаемой лопатки на КПД турбины // Научное сообщество студентов:

ТВЕРДОТОПЛИВНАЯ ГАЗОРЕАКТИВНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ РАЗГОННОГО БЛОКА

Смирнов Д.С., Богданович А.Б.

АО «Корпорация «МИТ», г. Москва

Настоящая статья посвящена созданию газореактивной системы ориентации с применением твердотопливных азотных газогенераторов для проектируемого разгонного блока на твердом топливе.

По прогнозам аналитиков, которые учитывают тенденции развития средств спутниковой связи и других отраслей, имеющиеся в настоящее время в Российской Федерации разгонные блоки выполнены в универсальном исполнении, и для целого ряда задач, связанных с пусковыми услугами, являются по своим возможностям избыточными и необоснованно дорогими для потенциальных заказчиков. Стоимость разгонных блоков, производимых в Российской Федерации, составляет не менее 400 млн. руб., а по предварительным оценкам стоимость разрабатываемого твердотопливного разгонного блока – не более 200 млн. руб.

В статье приведена цель создания разгонного блока на твердом топливе, его общий вид, описаны выполняемые им задачи и схема функционирования, а также сравнение с существующими в России аналогичными разгонными блоками.

Подробно рассмотрена газореактивная система ориентации с применением твердотопливных азотных газогенераторов, её преимущества над аналогичными системами, основные уравнения проектного расчёта, общий вид системы в целом, конструкция и принципе работы её основных функциональных элементов, принцип действия системы и её элементов. Особое внимание уделяется твердотопливным азотным газогенераторам и азотогенерирующему твердому топливу. В качестве предложения по совершенствованию рассмотренной газореактивной системы ориентации предложена перспективная конструкция редуктора с электромагнитным приводом для обеспечения максимально высокой точности

РАСЧЁТ ЭФФЕКТИВНОЙ ТЯГИ ДОЗВУКОВОГО МАЛОРАЗМЕРНОГО ВРД И ХАРАКТЕРИСТИК ЕГО УЗЛОВ В ТРЁХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ

Стариков П.А., Боровиков Д.А., Склярова А.П.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н. Ионов А.В.

Традиционно при расчёте двигателя считаются характеристики по внутренним параметрам, однако они дают лишь приближенное представление о реальном поведении двигателя на заданном режиме полёта и не учитывают влияние летательного аппарата или внешнего

обтекания самого двигателя. В данной работе рассматривается алгоритм расчёта эффективных параметров двигателя на примере малоразмерного двигателя производства компании AMT Netherlands «Pegasus». В рассмотренном варианте геометрия была получена методом трёхмерного лазерного сканирования узлов двигателя, однако может быть использована геометрия, полученная в результате проектировочных расчётов. Рассмотренная методика может быть применена не только для малоразмерных двигателей. В случае анализа эффективных параметров в системе летательного аппарата методика не имеет принципиальных отличий, но характеристика воздухозаборника и итоговый расчёт действующих сил должны считаться совместно с летательным аппаратом. Также в случае известной характеристики определенного узла можно использовать ее, опустив получение характеристики расчётными методами. Метод может быть использован для двигателя произвольной схемы, набранного из произвольных узлов в случае если они принципиально имеют точки согласования, например, при использовании одного газогенератора с разными КНД или для эффективных параметров комбинированной силовой установки. В данной работе в качестве режима для расчёта эффективной тяги был выбран режим число Маха полёта 1.05 высота 0 (демонстрация сверхзвукового полёта авиамоделью).

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ В СИСТЕМАХ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Терентьев А.А., Габдуллина Р.А., Биктагирова А.Р.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Научный руководитель — к.т.н., доцент Лопатин А.А.

Современные тенденции развития авиационной техники связаны с разработкой летательных аппаратов (ЛА) пятого поколения, к которым относятся Lockheed/Boeing F-22 Raptor (США), ПАК ФА (РФ), МиГ 1.44 МФИ (РФ) и др. Перед разработчиками новой гражданской авиационной техники, а также военных аппаратов пятого поколения, стоят задачи по повышению их экологичности, увеличению ресурса и эффективности, а, следовательно, и удешевлению полётов в условиях постоянного роста цен на топливо и запчасти.

Бортовое электрооборудование современных летательных аппаратов потребляют мощность от 10 до 1000 кВт. На сегодняшний день источниками электропитания на борту являются различные генераторы постоянного и переменного тока. Данное оборудование является весьма эффективным, так как имеет высокую удельную мощность. Этот показатель у авиационных генераторов в 6—10 раз выше, чем у общепромышленных. Такая эффективность достигается за счёт повышения частоты вращения ротора генератора, использования более лёгких сплавов, повышение токовой нагрузки, высокой степенью использования материалов, использования более комбинированных систем охлаждения и т.д. При этом срок службы авиационных генераторов значительно ниже, чем обычных и составляет не более 4000 ч.

Именно поэтому в ЛА нового поколения появляется необходимость использования новых высокоэффективных систем бортового электропитания, позволяющих снизить удельную массу ЛА. Разработка и создание перспективных систем энергоснабжения заключается как в оптимизации параметров существующих потребителей, так и в применении новых источников электроэнергии на борту. Среди обсуждаемых подходов в отечественных и зарубежных научных работах наиболее многообещающей является идея преобразования тепла в электроэнергию.

В современных ЛА используются турбореактивные двигатели с рабочими температурами внешних стенок двигателя на уровне 500–700°C, что соответствует плотности теплового потока примерно на уровне 10 кВт/м². Если на борту ЛА имеются соответствующие технические средства, то тепло, включая тепловое излучение от стенок двигателя, потенциально может быть преобразовано в электричество, к примеру, это возможно при использовании термоэлектрических генераторов.

Исследование термоэлектрических явлений имеет давнюю историю. Устройства преобразования тепловой энергии в электричество работают на основе эффекта Зеебека, согласно которому в замкнутой цепи, состоящей из двух разнородных проводников, концы которых поддерживаются при различных температурах, возникает термо-ЭДС, величина которой зависит не только от температур, но также и от материалов проводников.

Термоэлектрические генераторы (ТЭГ) благодаря своей простоте, большому сроку службы, высокой надёжности, стабильности параметров и другим привлекательным эксплуатационным свойствам достаточно давно и успешно используются в преобразователях солнечной энергии, системах охлаждения, радиоизотопных источниках и многом другом оборудовании.

Использование ТЭГ на борту атмосферных ЛА, работающих в условиях экстремальных динамических и тепловых нагрузок, требует анализа, связанного с оптимизацией рабочих режимов перспективных термоэлектрогенерирующих модулей и выбором наиболее подходящих материалов.

В работе представлен новый способ преобразования тепловой энергии в электрическую, который может быть использован в термоэлектрических генераторах, применяемых для электроснабжения бортовых систем летательных аппаратов. Рассмотрены материалы и параметры термоэлектрических генераторов, а также требования, предъявляемые к ним. Выявлены и проанализированы основные проблемы, связанные с возможностью применения термоэлементов в авиационных двигателях. Представлены численные и графические результаты экспериментальных исследований, на их основе обоснована перспективность внедрения данного метода. Описан способ создания корпуса двигателя летательного аппарата, представленного в виде термоэлектрического генератора на основе из композиционного материала. Анализ экспериментальных данных подтверждает, что предлагаемый способ изготовления корпуса авиационного двигателя может содействовать модернизации системы бортового электроснабжения. На основе проведенного исследования

авторы делают вывод о перспективности внедрения данного метода производства электроэнергии на борту летательного аппарата.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ НЕСИММЕТРИЧНОГО ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ РАСХОДА ВОЗДУХА

Тимофеева К.Р.

РГАТУ им. П.А.Соловьёва, г. Рыбинск

Научный руководитель — к.т.н. Гурьянова М.М.

Известно, что на структуру течения в камерах сгорания (КС) газотурбинных двигателей (ГТД) оказывает влияние входной неравномерный по сечению канала профиль скорости, формируемый за счёт нестационарного взаимодействия последней ступени компрессора и направляющего аппарата и остаточной закрутки потока. В современных малоэмиссионных КС наиболее признанной в мировой практике является схема LP (Lean Premixed) («бедное» горение) со значением коэффициента избытка воздуха примерно 1,8-2,2 с предварительно перемешанной топливовоздушной смесью в горелочных модулях, т.е. с полным пространственным разделением зон смещения и горения. В низкоэмиссионных камерах, работающих по схеме LP, отсутствуют пояса охлаждающих отверстий во избежание создания переохлажденных областей вблизи стенок жаровой трубы (ЖТ), следовательно, 100% воздуха должно подаваться через фронтное устройство.

Выполнено исследование совместного влияния входной несимметричности профиля скорости и локального перераспределения расхода воздуха через пояса охлаждающих отверстий на газодинамику КС и величину потерь давления с верификацией структуры потока экспериментальным методом визуализации.

Разработаны методы снижения гидравлических потерь в КС совершенствованием геометрии проточной части за счёт внесения в поле течения несимметричности, компенсирующей остаточную неравномерность за компрессором с получением равномерной эпюры скорости. Исследования по влиянию входной несимметричности эпюры скорости в КС показали, что с точки зрения проектирования камеры важным моментом является сохранение величины несимметричности близким к 1, что позволяет обеспечить максимально полную величину давления на выходе КС и соответственно минимум гидравлических потерь. Показано, что увеличение относительной доли площади закрываемых охлаждающих отверстий сопровождается изменением коэффициента гидравлических потерь во всех основных элементах КС, но качественной перестройки структуры потока не происходит, так как она определяется начальным коэффициентом несимметричности, при этом в объёме ЖТ происходят локальные изменения структуры течения в области ввода охлаждающих струй в ЖТ. Выполненный комплекс расчётно-экспериментальных исследований позволил получить структуру течения в условиях несимметричности профиля скорости

на входе в КС и верифицировать численные расчёты результатами экспериментов.

МОДИФИКАЦИЯ РАБОЧИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛЕЙ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ ПОКРЫТИЯМИ ИЗ КЕРАМОКОМПОЗИТОВ

Фертиков А.О.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Силуянова М.В.

С целью экономии дорогостоящих конструкционных материалов при производстве деталей авиационных двигателей, но при одновременном увеличении сроков их эксплуатации и допустимых термических, механических и химических видов нагрузок, предлагается использование многокомпонентных многофункциональных тонкоплёночных покрытий толщиной до 50 мкм, наносимых на уже обработанную рабочую поверхность детали.

Наибольший интерес представляют покрытия из перспективных керамоматричных композиционных материалов (КМК).

В этих материалах достигается наибольший эффект сочетания высокопрочных армирующих волокон с твёрдыми и сверхтвёрдыми материалами, таких как карбид кремния, карбонитрид титана, диборид титана и другие. Современные керамоматричные композиционные материалы обладают высокой прочностью, трещиностойкостью и износостойкостью, способны воспринимать разрушающие нагрузки от термоударов, могут работать в агрессивных средах благодаря полному отсутствию коррозионных и эрозионных свойств. При этом КМК имеют очень важную для авиационного двигателестроения способность работать при повышенных и сверхвысоких температурах.

Для покрытий из КМК наиболее подходящим является электрофизический способ осаждения в вакууме, базирующийся на методе ионного распыления.

В качестве примера эффективного применения данного подхода приводится процесс нанесения покрытий на рабочую поверхность элемента тяжёлонагруженного гидродинамического подшипника скольжения, служащего для привода винтовентилятора разрабатываемого в настоящее время газотурбинного двигателя. Помимо улучшения работы подшипника на расчётных режимах и уменьшения его геометрических параметров удалось за счёт нанесенного покрытия значительно расширить возможности работы всего подшипникового узла, вплоть до режимов отсутствия несущего масляного слоя.

Описываются теоретический базис и основные этапы технологии формирования готового покрытия из керамоматричного композита на отечественной высокоскоростной ионно-плазменной магнетронной распылительной системе с применением многокомпонентной мишени мозаичного типа, позволяющей широко регулировать состав, а значит, и свойства напыляемых покрытий.

Покрытия из керамоматричных композитов, нанесенные данным методом, могут существенно поднять ресурс и работоспособность

практически всех ответственных элементов не только перспективных, но и уже эксплуатируемых авиационных двигателей без изменения их конструкций, технологии изготовления и значительных затрат.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ГАЗОТУРБОВОЗА

Филинов Е.П.

Самарский университет им. С.П. Королёва, г. Самара
Научный руководитель — к.т.н., доцент Ткаченко А.Ю.

В современном мире электрификации железных дорог уделяется огромное значение. В Швейцарии электрифицировано почти 100% железных дорог (около 3000 км), в Швеции — свыше 60% (более 7500 км), в Италии — около 50% (более 8000 км). В настоящее время на электрической тяге осуществляется более 50% всех грузовых перевозок.

Электрификация железной дороги повышает пропускную и провозную способности, надёжность работы, сокращает эксплуатационные расходы, позволяет сделать железнодорожный транспорт более комфортабельным. Кроме того, электрифицированные железные дороги являются более экологически чистыми.

Однако, на сегодняшний день примерно половина железных дорог не электрифицировано, поэтому для привода локомотива необходимо использовать тепловые двигатели. Одним из возможных вариантов является применение газотурбинной установки (ГТУ). Мощность ГТУ передаётся на электрогенератор, а электродвигатели приводят в движение локомотив. В СССР работы над созданием газотурбовоза начались в 1954 году. Были разработаны несколько моделей локомотивов и выпущены опытные экземпляры, проходившие испытания. В 1970-х проекты по созданию газотурбовозов были прекращены, так как они не могли конкурировать с электровозами и тепловозами.

В рамках Постановления Правительства РФ от 9 апреля 2010 г. N 218 совместно с ПАО «Кузнецов» проводились исследования возможных путей совершенствования силовой установки газотурбовоза. В работе учитывались ограничения, накладываемые особенностями применения газотурбинных двигателей на железнодорожном транспорте.

Работа проводилась в несколько этапов: верификация математических моделей, используемых при выполнении проектного расчёта и расчёта эксплуатационных характеристик ГТД, с целью повышения идентичности их математическим моделям, используемым ПАО «Кузнецов»; исследование влияния числа ступеней компрессора низкого давления (НД) на эксплуатационные характеристики ГТУ, используемой в составе газотурбовоза; разработка предложений по совершенствованию условий совместной работы узлов с целью сокращения расхода воздуха через ГТУ.

В результате проведенных исследований были получены следующие основные научные результаты:

- Произведена верификация математических моделей, используемых при выполнении проектного расчёта и расчёта эксплуатационных

характеристик ГТД, с целью повышения идентичности их математическим моделям, используемым ОАО «Кузнецов»: сопоставление результатов расчёта климатических характеристик ГТУ на базе исходного газогенератора с данными, полученными на ОАО «Кузнецов» позволяет говорить об идентичности математических моделей термогазодинамического расчёта ОАО «Кузнецов» и математических моделей АСТРА;

- Произведено исследование влияния числа ступеней компрессора НД на эксплуатационные характеристики ГТУ, используемой в составе газотурбовоза: на основании полученных результатов можно сделать вывод о том, что без доработок (изменения условий совместной работы узлов ГТУ за счёт коррекции пропускных способностей сопловых аппаратов турбин) изменять число ступеней КНД нецелесообразно;

- Разработаны предложения по совершенствованию условий совместной работы узлов с целью сокращения расхода воздуха через ГТУ, наиболее рациональные варианты коррекции пропускных способностей сопловых аппаратов турбины НД и свободной турбины.

За счёт коррекции пропускных способностей турбины НД и свободной турбины можно добиться снижения расхода воздуха через ГТУ на 13 кг/с (27%) для варианта с трёхступенчатым КНД на режиме 6 МВт, на 9,3 кг/с (17%) для варианта с четырёхступенчатым КНД на режиме 8,3 МВт и на 4,7 кг/с (8%) для варианта с пятиступенчатым КНД на режиме 8,3 МВт; при этом варианты с трёх- и четырёхступенчатым КНД без коррекции пропускных способностей сопловых аппаратов турбин на соответствующих режимах работы имеют недопустимо высокую величину частоты вращения компрессора низкого давления.

ИССЛЕДОВАНИЕ СНИЖЕНИЯ ЭМИССИИ В МАЛОРАЗМЕРНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

Юсеф В.М., Давыдов. Н.В.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

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

Одной из главных проблем в авиации является создание малотоксичных камер сгорания (КС). В данной работе исследовались разные схемы КС:

- Традиционная схема КС с лопаточными осевыми завихрителями во фронтальной плите;

- Прямоточная схема КС с плоскими стабилизаторами пламени.

В традиционной КС во фронтальной области расположены два лопаточных завихрителя и закрученный подвод воздуха в первом поясе отверстия. Для лучшего смещения между лопаток большого завихрителя подавалось основное газообразное топливо, а малый завихритель образовывал стабильную дежурную зону в широком диапазоне работы КС. Горение данной КС происходило равномерно по всей площади фронтальной плиты и заканчивалось, не доходя до второго пояса основных отверстий, при этом на выходе отмечались значения СО более 3000 ppm. По прямоточной схеме вместо фронтальной плиты использовали плоские

стабилизаторы, расположенные в окружном и радиальном направлениях шириной от 10 до 15 мм. Перед стабилизаторами был организован подвод основного топлива через трубчатый коллектор, в котором на расстоянии 10 мм располагались отверстия диаметром 1 мм. В центре располагалась дежурная горелка (как и в предыдущей схеме). Данная схема показала лучшее горение в большом диапазоне работы, однако, горение было неравномерным по площади, есть тёмные зоны, где возможно происходит «заморозка» горючей смеси.

По этим результатам был выбран подход для снижения эмиссии (CO , NOx) а именно:

- Повышение эффективности смешения топлива и воздуха (например, за счёт закрутки)

- Уменьшение масштаба горения за счет разделения КС на меньшие модули, при этом диаметр предкамер составил $d_{\text{мкс}} \approx 40\text{--}50\text{ мм}$;

- Разделение зоны горения на нескольких зон:

- а) богатая зона ($\alpha=0,6\text{--}0,8$) с увеличенным временем пребывания смеси (за счет закрутки). Здесь, в большом количестве образуется CO , но при этом NOx не образуются из-за недостатка O_2 , так как весь O_2 будет идти на образование CO ;

- б) бедная зона ($\alpha=1,0\text{--}1,4$), $T_{\text{г}}=2000\text{ К}$) с быстрым доокислением CO в CO_2 в высокотемпературной зоне и, чтобы выход NOx был минимальным с уменьшенным временем пребывания смеси;

- в) последующий подвод воздуха для быстрого смешения его с высокотемпературными продуктами горения (зоны б) разбавлением максимальной температуры до температур $T_{\text{г}} < 1760\text{ К}$, что согласно теории Зельдовича заморозит реакции образования NOx , но позволит завершить окисление CO до CO_2 .

Как известно, КС представляет собой очень сложной частью двигателя и экспериментальное исследование динамики внутрикамерных процессов представляется дорогостоящим путём, сложным и длительным. Более простым и дешёвым является путь с применением упрощенных моделей численных методов расчётов в ПО ANSYSFluent, который также позволяет оптимизировать и формировать динамику процессов и течений.

При сравнении результатов, полученных численным методом, выполненным по вышеуказанному подходу с экспериментальным исследованием, была выбрана оптимальная КС.

Схема с применением модульной (оптимальной) КС позволила получить минимальные значения по эмиссии. Это получилось достичь путём организации зон с высокой интенсификацией горения богатых смесей ($\alpha \leq 0,8$), где имеется высокая степень смешения и окисления топлива до CO при этом образование окислов азота минимально. Далее за вторым поясом отверстий образуется высокотемпературная зона $\alpha \geq 1,25$ с $T_{\text{г}}=1700\text{ C}$, где дожигается CO до CO_2 . Уровень эмиссии $\text{CO} - 200\text{--}300\text{ ppm}$, $\text{NOx} 20\text{--}25\text{ ppm}$.

В заключение по результатам работы можно отметить следующее:

- Проведен анализ способов снижения эмиссии CO , NOx в мало-эмиссионных камерах сгорания ГТД и создана экспериментальная установка для испытаний камеры сгорания;

- Проведены расчётные исследования и определена векторная картина течения и распределение температур и скоростей по длине КС;

- Проведены испытания модулей камеры сгорания, получены экспериментальные данные эмиссии CO и NOx на различных режимах;
- Полученные значения эмиссии требуют дальнейшей доводки камеры сгорания в области зоны догорания, при этом следует поддерживать минимальные значения выбросов NOx.

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

РАСПРЕДЕЛЁННАЯ ИНФОРМАЦИОННО - МЕДИЦИНСКАЯ АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ДИАГНОСТИКИ СОСТОЯНИЯ

Бирюкова К.С.

МАИ, ООО «ОАК – Центр комплексирования», г. Москва

Целью работы является создание простого, надёжного и удобного в использовании диагностического прибора, основанного на методе измерения критической частоты слияния мерцаний (КЧСМ), а также программного обеспечения рабочего места.

Измерение КЧСМ может быть использовано для быстрой и точной диагностики отклонения состояния человека от индивидуальной нормы. Результат сигнализирует об изменении состояния здоровья или о влиянии терапевтических процедур. Например, для принятия решения о допуске пилота к управлению воздушным судном.

В результате исследований построен измеритель КЧСМ на основе широко распространённой элементной базы. Прибор подключается к компьютеру, на который устанавливается программное обеспечение измерителя. Генератор прямоугольных импульсов связан с источниками светового сигнала и измерителем частоты сигнала. При фиксации пациентом момента слияния мерцаний измеритель передает через интерфейс в компьютер частоту сигнала. Программное обеспечение вычисляет среднее значение КЧСМ, абсолютную ошибку и относительную ошибку.

Имеющиеся в настоящий момент измерители КЧСМ выполняются в виде автономных устройств, которые включают в себя генераторы импульсов, измерители частоты, источники питания, индикаторы результата измерений. Такие измерители сравнительно громоздки, не достаточно мобильны и позволяют выполнять только единичные измерения.

Актуальность – многообразие современных методов лечения затрудняет выбор правильного метода или методики процедур, трудно предсказывать последствия этих процедур, не удаётся оперативно оценить состояние здоровья и самочувствия работников ответственных направлений (лётчиков, моряков, силовых структур и т.д.).

Новизна работы – это использование широких возможностей компьютерной техники, в частности, ноутбуков, а также внедрение клиент-серверной архитектуры.

Практическая значимость работы – упрощение и ускорение диагностической процедуры.

Суть метода диагностики по критической частоте световых мерцаний заключается в применении специального прибора-стробоскопа с регулируемой частотой. Нервная система человека вполне определённо реагирует на световые мерцания различных частот. Обычно мерцания с частотами 30-60 Гц перестают восприниматься стробоскопически, человек видит непрерывное свечение источника света. У каждого человека критическая частота мерцаний, при которой источник света кажется постоянным, индивидуальная, находится в основном в пределах 30-60 Гц. Эта частота очень устойчивая, если в организме человека всё в

порядке. Однако при физиологическом нарушении происходит скачок КЧСМ в сторону увеличения или уменьшения. Именно на этом явлении основана диагностика правильности медицинских процедур. «Обмануть» КЧСМ практически невозможно. Это следует из особенностей строения человеческого мозга. Зрение – это основной сенсорный вход человека, через который поступает более 70% информации. Зрительный нерв соединяет сетчатку глаза с мозгом самым коротким путём по сравнению с другими нервами.

Пациент надевает очки, в которые встроены светодиоды. При нажатии кнопки частота мерцаний светодиодов начинает возрастать от 30 Гц. Как только пациент перестаёт воспринимать мерцания светодиодов, он нажимает кнопку на приборе, увеличение частоты мерцаний прекращается, результат передаётся в программу. Измерение повторяется, результаты усредняются, врач принимает решение о достоверности измерения КЧСМ.

Построенный и испытанный прототип устройства подвергся доработке. Для соединения прибора с компьютером использован интерфейс USB. Что позволило так же использовать шину питания и отказаться от внешнего источника питания.

Запланированными направлениями исследований являются проектирование системы антифокусировки зрачка и системы экранизации бокового зрения.

Для автоматизации вычисления ошибки измерений КЧСМ была написана компьютерная программа. Проводилась серия измерений из 10 раз. Однако в последнем техническом задании врачи уменьшили количество измерений КЧСМ до 5 за один сеанс. Программа вычисляет среднее значение КЧСМ, абсолютную ошибку и относительную ошибку. При отклонении средней относительной ошибки менее чем на две сотые критическая частота признается нормальной для данного пациента. При отклонении средней относительной ошибки более чем на две сотые фиксируется отклонение от нормы. Приемлемое количество измерений в серии от пяти до десяти. Увеличение количества измерений не влияет на точность, но увеличивает время процедуры.

Разработан и реализован в виде системы алгоритм обработки и хранения полученных данных на сервере с учётом первичных и контрольных измерений критической частоты слияния мерцаний.

Для приближения прототипа измерителя к рабочей модели было спроектировано и разработано программное обеспечение рабочего места в составе модуля обработки результатов измерений, модуля визуализации информации, базы данных и модуля администрирования системы. В системе предусмотрены возможности получения, обработки и хранения измерений в связке с данными о пациентах, посещениях, врачах, назначениях, процедурах. Предусмотрены возможности анализа истории измерений и визуализации в текстовом и графическом виде, экспорта данных в различных форматах и вывода на печать.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бизяев П.Д., Бобров И.А. Определение критической частоты слияния мельканий, как эффективный способ прогнозирования отдалённых последствий лечебного воздействия // Научно-практический

журнал «Рефлексотерапия», №1(25), 2009. Общероссийский общественный фонд «Социальное развитие России».

2. Психологический словарь. Словарь терминов и определений по психологии. Психология человека, личности. / Электронный ресурс <http://psycholog-dictionary.info> – Дата обращения 14.07.2012.

3. Голубцов К.В., Зуева М.В., Цапенко И.В., Яковлев А.А. Исследование функционального состояния зрительной системы методом КЧСМ // Современные аспекты нейроофтальмологии. М.: НИИ им. Бурденко, 1997.

4. Голубцов К.В. и др. Устройство для компьютерной диагностики односторонней атрофии волокон зрительного нерва. Патент RU 2214150С2. – А61В3//00. – Публ. 17.04.2012 (действие по 09.10.2012). 5. Атлас нервной системы человека / Под ред. В.М.Астапова, Ю.В.Микадзе. 8-е изд. М.:PerSe, 2011. С.10,41.

СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ РАССТОЯНИЙ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЕ ШУМОВУЮ МОДУЛЯЦИЮ

Борукаева А.О., Бердиков П.Г., Филатов В.И.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В статье описываются системы измерения расстояний, использующие в качестве модулирующей функции хаотический шум. Измерение дистанции осуществляется коррелированием модуляции передаваемого и принимаемого сигналов. Спектр модулирующего сигнала определяет функцию зависимости этой корреляции, а, следовательно, и выхода системы, от расстояния до отражающего объекта. Возможность практического выполнения фильтров ограничивает линейный участок характеристики «выход системы-расстояние» для системы с шумовой модуляцией. Теоретически может использоваться как амплитудная, так и частотная модуляция, однако последняя имеет явные преимущества в преодолении случайных ложных сигналов, генерируемых внутри системы. Возможность появления гармоник истинных сигналов устраняется посредством использования линейного смесителя. В результате система подобна существующим высотомерам, но свободна от неоднозначности отсчёта, присущей системам с периодической модулирующей функцией, лишена систематических ошибок и даёт возможность измерения дистанций ниже нескольких метров. Это делает её особенно подходящей для использования в качестве высотомера в системах слепой посадки.

Цели данной статьи: рассмотреть общие характеристики систем, модулированных шумом; указать некоторые новые результаты, которые могут быть получены; рассмотреть ограничения метода; описать несколько типов модулированных шумом систем и сообщить об успешной работе системы одного типа. Метод анализа даёт возможность, в пределах практичности, сконструировать систему с желаемым отношением «выход – расстояние», которую в дальнейшем можно устанавливать в летательных аппаратах для определения расстояния, когда осуществляется взлёт-посадка.

Одной из причин проявления интереса к системам измерения расстояния, в которых передаваемый сигнал модулируется шумом, является перспективность ее использования в качестве высотомера для слепой посадки. В первую очередь будут рассмотрены системы непрерывных колебаний.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ЭКСТРЕМАЛЬНОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ С ЗАПОМИНАНИЕМ ЭКСТРЕМУМА

Ватаева Е.Ю.

Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург
Научный руководитель — д.т.н., профессор Шишлаков В.Ф.

Моделирование динамики систем автоматического управления (САУ), содержащие нелинейные характеристики, представляет сложную задачу. К таким системам относятся, в частности, системы с экстремальными характеристиками т.е. системы экстремального регулирования (СЭР) при параметрической не стационарности характеристики.

Задачу анализа динамики СЭР можно проводить, используя:

- Математическое моделирование;
- Полунатурное моделирование;
- Физическое моделирование.

При математическом моделировании, как правило, характеристику аппроксимируют либо кусочно-линейно, либо аналитически. Однако трудность такого подхода заключается в том, что дифференциальное уравнение движения системы, адекватно воспроизводящее физику её функционирования, имеет высокий порядок. Так к примеру, математическая модель процесса торможения колес тяжёлого самолёта класса ИЛ – 96 – 300 описывается системой нелинейных уравнений 40 и более высоких порядков. Коэффициенты, входящие с уравнение, имеют сложную функциональную зависимость от большого количества параметров, например, зависимость коэффициента сцепления тормозящего колеса с опорной поверхностью от величины относительного проскальзывания является экстремальной параметрически не стационарной характеристикой, которую достаточно сложно описать математически.

Решение подобных задач требует не только больших вычислительных ресурсов, но и порождает достаточно сложные математические модели, которые могут создавать трудности для верификации и восприятия, а также скрывать физический смысл и протекание физических процессов объектов.

Полунатурное моделирование подразумевает исследование систем управления на моделирующих комплексах, включающих в свой состав элементы реальной аппаратуры. Применение полунатурного моделирования возможно, как на этапе проектирования, так и на этапе проверки работоспособности отдельных узлов и законченного изделия. При этом может быть использован метод вытеснения, когда использование реальной аппаратной части расширяется по мере

реализации новых узлов. Интересной особенностью метода является возможность произвольного сочетания реальных и моделируемых частей системы. Полунатурное моделирование находит широкое применение при разработке систем управления летательными аппаратами и создании тренажерных комплексов. Наряду с реальной аппаратурой в замкнутую модель входят имитаторы воздействий и помех, математические модели внешней среды и процессов.

При физическом моделировании используют физические модели, элементы которых подобны натуральным объектам исследования, но имеют чаще всего иной масштаб (например, макет самолёта, макет отдельного района города, макет плотины электростанции). Физические модели могут иметь вид полномасштабных макетов (например, авиационные тренажёры), выполняться в уменьшенном масштабе (например, глобус) или в увеличенном масштабе (например, модель атома).

В работе представлена модель системы экстремального регулирования с запоминанием экстремума, разработанная в прикладном пакете программ Matlab/Simulink, приводятся результаты моделирования. Также в работе представлен разработанный полунатурный комплекс СЭР с использованием отладочной платы NI ELVIS – II и пакета графического моделирования LabVIEW, приведены результаты.

Полученные результаты показывают, что для решения задач моделирования динамики сложных, существенно нелинейных систем автоматического управления с экстремальными характеристиками в условиях их параметрической не стационарности целесообразно решать путём сочетания аналогового и компьютерного моделирования.

БЛОК АДАПТАЦИИ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Вилесов А.В.

АО «Государственный научно-исследовательский институт
приборостроения»,

г. Москва

Научный руководитель — Бобылев В.Р.

Темпы развития высокотехнологичного оборудования, применяемого в составе бортовых систем летательных аппаратов, привели к появлению цифровых устройств обладающих высокими точностными характеристиками при сохранении требуемого быстродействия, поэтому в последнее время все чаще наблюдается тенденция перехода или замещения аналоговых систем цифровыми. Тем не менее, в ближайшие годы, окончательный переход некоторых оборонных комплексов полностью на цифровую базу вряд ли возможен в силу широкого применения в них аналогового оборудования. Это обусловлено многими различными факторами, основным из которых является экономическая нецелесообразность.

Таким образом, актуальной задачей, стоящей перед инженерами, занимающимися созданием цифровой аппаратуры систем управления летательных аппаратов, является разработка универсальных устройств,

способных функционировать, как с новым, так и со старым оборудованием предстартовой подготовки.

В докладе рассматривается аппаратная реализация такого устройства (блока адаптации) и его конструкция, приводятся ссылки на методы повышения быстродействия, точности, а также параметрической устойчивости цифровых систем автоматического слежения выполненных с использованием аппаратно-программной обратной связи на базе микроконтроллеров, а именно:

- Метод повышения быстродействия и параметрической устойчивости применением разночастотных обратных связей;
- Метод повышения точности применением дополнительных измерительных каналов.

Предлагается структурная схема цифрового имитатора аналоговой системы, использующей СКВТ.

Приводится анализ результатов, полученных в ходе практической реализации цифровых следящих систем на базе микроконтроллеров.

Рассмотренный в докладе блок адаптации, построенный на базе микроконтроллера, алгоритм работы которого выполнен с использованием методов аппаратно-программных обратных связей для автоматического синтеза параметров составных узлов цифровой следящей системы, способен не только успешно работать, как с новым, так и с более раннего выпуска оборудованием, но и существенно повысить быстродействие и точность расчёта, как текущего состояния системы, так и параметра слежения в целом.

Вышеназванный блок адаптации используется в составе бортовых систем управления летательными аппаратами.

МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА ЭРГАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Волков С.С.

Военная академия РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха,
Московская область

Научный руководитель — д.т.н., профессор Зайцев А.В.

Рассматривается концепция многоразового космического корабля с оригинальной формой корпуса, который обладает меньшим весом и повышенными аэродинамическими характеристиками на гиперзвуковом и дозвуковом режиме, не уступающими характеристикам крылатых аппаратов, что обеспечивает надёжный управляемый спуск и безопасную посадку на аэродромную полосу.

Актуальность. Стремительно развивающийся технологический прогресс привнёс в нашу жизнь большое количество эргатических систем, которые упрощают нашу жизнь во многих аспектах. Но наряду с этим, развитие данных технологий не может пройти без негативных факторов. Трудовая деятельность, взаимоотношения в коллективе и в семье зависит от ПФС человека, которое может быть, как положительным, так и отрицательным. Считаю рациональным уделить внимание определению ПФС человека во время выполнения служебных

обязанностей, как элемента эргатической системы. Для решения данной задачи предлагается к рассмотрению создание автоматизированной системы управления (АСУ), которая осуществляет мониторинг ПФС человека.

Объект исследования: метод ГРВ биоэлектрографии; идентификация личности.

Предмет исследования: особенности психофизиологических состояний и уникальные особенности изображений, фиксируемых методом ГРВ.

Цель: создание автоматизированной системы управления осуществляющей мониторинг психофизиологического состояния человека в основе работы, которой лежит метод ГРВ.

Практическая значимость результатов исследования. Разработанное программно-математическое обеспечение позволит осуществлять мониторинг каждого человека в процессе выполнения служебных обязанностей. А подтверждение гипотезы того, что ГРВ-граммы содержат некий идентификатор, позволяющий нам идентифицировать каждого человека при последующем обследовании, что дает нам широкий спектр областей, где можно применить данную уникальность метода газоразрядной визуализации.

В процессе исследования данной предметной области проведен анализ проблем в определении психофизиологического состояния (ПФС) человека. Изучены уже существующие методы определения ПФС человека с применением метода ГРВ.

При построении модели АСУ, применяется метод определения ПФС примененный к спортсменам для определения их готовности к соревновательной деятельности, улучшая его уменьшением времени обследования за счет идентификации человека и применением нейросетевых технологий. На первом этапе информация, полученная от изображения пальцев, используется для формирования базы данных на каждого обследуемого. На втором этапе с помощью имеющегося математического аппарата и применения его в нейросетевых технологиях, производятся расчёты необходимые для определения психофизиологического состояния обследуемого. Если же обследование проходит не первый раз то, вторым этапом будет являться идентификация обследуемого, и в случае нахождения данного обследуемого в базе данных аппаратного комплекса, то вышеописанный этап будет третьим. Далее получаем результаты обследования, в которых говорится готов человек исполнять служебные обязанности или не готов. И конечным этапом будет предоставление данных результатов командиру (начальнику) подразделения, который выносит решение допустить данного человека к исполнению служебных обязанностей или назначит ему психологическую консультацию, дать отгул и т.д.

Обработка изображений, полученных в процессе обследования будет проводиться с помощью MATLAB и Image Processing Toolbox. В нашем случае изображение полутоновое и его интерпретация, системой MATLAB, представляется в виде матрицы данных, значения которой определяются интенсивностью пикселей в некотором диапазоне (от 0 до 255). Во-первых, данное представление дает простоту в обработке и хранении изображений, во-вторых, выдвинута гипотеза,

что на полученной матрице размером 285×370 пикселей, есть «идентификационные ячейки» которые характерны лишь для данного человека и является определенным идентификатором, что и позволяет в дальнейшем улучшить и сократить время обследования. Хотелось бы отметить, что данный подход является началом и требует своего экспериментального продолжения.

Всё вышесказанное позволяет нам выделить главный результат работы, а именно перспективную автоматизированную систему управления (АСУ). Оператор данной АСУ сможет осуществлять мониторинг психофизиологического состояния человека. Данная АСУ позволит, уменьшить количество травматизма, смертей, срыва заданий и т.д.

В отличие от существующих программ определения ПФС человека с помощью метода газоразрядной визуализации, моя АСУ, во-первых, сократит время обследования, во-вторых, в основе программного обеспечения лежат нейросетевые технологии, что ранее не использовалось в данной области и в-третьих самым главным улучшением в случае подтверждения гипотезы, будет уход от съёмок изображений с фильтром, о которых я подробнее напишу в конкурсной работе.

С данными материалами опубликовано 3 статьи. Так же участие в XVI Всероссийской научной конференции «Нейрокомпьютеры и их применение», в XXXVII Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы эффективности и безопасности сложных технических и информационных систем», где награжден дипломом второй степени.

ЛИТЕРАТУРА

1. Волков С.С., Зайцев А.В., «Применение метода газоразрядной визуализации и нейросетевых технологий в создании модели определения психофизиологического состояния человека-оператора эргатической системы», Сборник трудов ч. №2 «Проблемы эффективности и безопасности сложных технических и информационных систем»- филиал ВА РВСН г. Серпухов, 2018 г. С.164-170.
2. Кревецкий А.В., «Распознавание трёхмерных объектов по форме пространственных контуров», 2001г.№.-С.21-30.
3. Величко Е.Н., Диссертация «Программно-аппаратный комплекс оценки психофизиологического состояния спортсмена», 2010г. – С.54,55.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ПРОКЛАДКИ МАРШРУТА ПОЛЁТА ГРУППЫ БПЛА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСТАВЛЕННЫХ ЗАДАЧ С УЧЁТОМ ВОЗДУШНОЙ ОБСТАНОВКИ И ВОЗМОЖНОГО ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ

Воронина А.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Максимов Н. А.

Групповое применение различных видов беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является перспективным направлением в использовании

беспилотной авиационной техники при решении большого спектра военных и гражданских задач. Для формирования программных управлений группой БЛА необходимо предварительно сформировать их траектории, учитывающие индивидуальные или совместные полётные задания группы.

Исходя из цели миссии, необходимо рассчитать профиль полёта, поворотные пункты маршрута, учитывать расход топлива (либо электроэнергии), физико-географические и погодные условия, противодействие противника, радиовидимость, условия съёмки. Решение задачи подразумевает возможность наиболее рационального использования не только каждого отдельного БЛА, но и всей группы в целом.

При разработке автоматизированной прокладки маршрута требуется выбрать методы, которые позволят построить универсальный алгоритм прокладки оптимального маршрута полёта группы, а та же перестраивать маршруты каждого БЛА при изменении численности группы.

Система прокладки маршрутов должна решать ряд задач:

- Разделение территории на участки, распределенные для облёта каждому БЛА;
- Расчёт необходимого количества БЛА, учёт запаса топлива, радиовидимости и различных типов БЛА;
- Построение первого приближения траекторий движения;
- Построение графов, аппроксимирующих передвижение БЛА между целями, решение задачи построения оптимального пути для каждого графа;
- Уточнение траекторий;
- Учёт рельефа и известных точек размещения ПВО, учёт скорости поворотов БЛА в движении, расчёт точек набора высоты и снижения;
- Синхронизация БЛА в группе;
- Пересчёт траекторий при изменении численности группы;
- Моделирование полёта, расчёт рисков и необходимого времени.

Был разработан алгоритм распределения БЛА по зонам действия, планирования полёта каждого БЛА, уточнение траекторий и расчёта точек набора высоты и снижения без учёта воздействия погодных условий. Разработанные алгоритмы реализованы на языке программирования C++ с использованием фреймворка Qt для визуализации.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМИЧЕСКОГО МЕТОДА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МАШИНЫ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Гранкина О.О.

АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва

Особо важное значение при проектировании бортового комплекса управления (БКУ) космическим аппаратом является обеспечение свойств живучести в жёстких эксплуатационных условиях и безотказной работы на весь срок миссии. Возникает необходимость разработки алгоритмических методов повышения живучести близких к оптимальным, применяемых в условиях дефицита достоверной информации

о характеристиках нарушений и о их влиянии на функционировании системы. В работе приведено описание алгоритма обеспечения живучести вычислительных средств бортовой вычислительной машины входящей в состав бортового комплекса управления космическим аппаратом типа «Метеор-М». Проведен анализ возможных нештатных ситуаций в бортовой вычислительной машине (БВМ) БКУ и способы их парирования. Представлен алгоритм выбора рабочего и резервирующих вычислительных модулей (ВМ) БВМ БКУ при первом включении и последующих реконфигурациях ВМ в БВМ, а также алгоритм контроля состояния ВМ при исполнении основного потока специального программного обеспечения БВМ. Проведено программное тестирование метода, которое показало, что предложенный алгоритм сводит к минимуму число возможных неразрешимых ситуаций при возникновении подавляющего большинства неисправностей. Показано, что при возникновении 99,57% рассматриваемых в работе нештатных ситуаций результат работы алгоритма выбора режимов работы ВМ БВМ не приведёт к возникновению неразрешимых или противоречивых ситуаций в БВМ. Метод разработан в рамках СЧ ОКР по созданию космического комплекса гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М» с КА «Метеор-М».

**АВТОМАТИЗАЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ
ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРОЦЕССОВ
АВИАСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА**

Гусев П.Ю.

Воронежский государственный технический университет,
г. Воронеж

Целью данной работы выступает поиск возможных решений по обеспечению оперативного контроля выполнения производственного плана и оперативной оптимизации производственного плана.

Для достижения поставленной цели решено использовать концепцию цифрового двойника производства с применением имитационного моделирования. Теоретические подходы к применению имитационного моделирования как инструмента планирования осуществлялись ранее, однако эти подходы не проверялись на наборах данных реального производства. Сам инструмент имитационного моделирования, как средство анализа и оптимизации производства, надёжно себя зарекомендовал.

В настоящее время проблемы создания цифровых двойников производственных систем и изделий являются особенно актуальными. Обусловлено это, прежде всего, теми возможностями, которые предоставляют цифровые двойники. Создание цифрового двойника какого-либо изделия или сборочной единицы представляет собой трудоемкую задачу. Но в результате будет получен полный цифровой двойник реального объекта. Этот двойник обеспечивает решение множества важных задач, связанных с прочностными расчётами,

кинематическим анализом и др. А также обеспечивает технологическую подготовку изделия.

Цифровой двойник производственной системы представляет собой компьютерную модель, которая в точности повторяет поведение реальной системы. С помощью логической модели можно оптимизировать производственные процессы, а также проводить их планирование. Одним из способов создания логической модели производственной системы предприятия является имитационное моделирование. Имитационное моделирование, как инструмент исследования производственных систем, является универсальным и эффективным средством. Имитационная модель может с максимальной точностью повторять реальную систему. Точность моделирования, как правило, ограничена точностью исходных данных.

Разработанная имитационная модель в точности повторяет все производственные процессы цеха, что позволяет использовать её в качестве цифрового двойника реальной системы.

Преимуществом применения имитационного моделирования для создания цифрового двойника производственной системы является возможность визуализации получаемых данных. Так, например, при оптимизации материальных потоков цеха по производству деталей из полимерных композиционных материалов, можно наглядно увидеть перемещение деталей по цеху, а также оценить загруженность маршрутов.

Учитывая важнейшую особенность цифрового двойника производства – точность представления реальной системы, можно с высокой эффективностью производить планирование производственных процессов. При этом точность планирования будет зависеть только от точности исходных данных.

Разработка плана работы производственного подразделения с использованием готовой имитационной модели не является трудоёмкой задачей. Однако в процессе использования подобного плана возникает много трудностей. В первую очередь возникает проблема подготовки сменно-суточных заданий. Стандартные компоненты программного средства имитационного моделирования не подразумевают выведение плановых заданий в формы, используемые на авиационном производстве. Ручной вывод плана является слишком трудоёмкой задачей. Модернизация программного средства с целью автоматического вывода данных в необходимой форме является трудоёмкой задачей и, в конечном итоге, приводит к использованию бумажных технологий при выдаче заданий.

Вторая проблема возникает при невозможности выполнения разработанного плана. Такая проблема возникает в случае выхода из строя оборудования, нехватки материалов или заготовок, изнашивания инструмента и т.д. Многие факторы, влияющие на возникновение проблемы, можно заранее рассчитать с использованием цифрового двойника. Но, например, для мало автоматизированных производств, невозможно учесть все факторы.

Для решения подобных проблем предлагается использовать автоматизированную систему планирования с использованием цифрового двойника производства. Цифровой двойник производства, при этом, выступает основой всей автоматизированной системы. Для обеспечения

взаимодействия двойника с планово-диспетчерским отделом и цеховым уровнем производства разработаны два программных клиента.

Одним из важнейших преимуществ программного клиента является отсутствие необходимости в прямом взаимодействии с имитационной моделью. Это значительно облегчает подготовку специалиста по работе с автоматизированной системой планирования.

Для разработки плана работы производственного подразделения достаточно выбрать интересующий период планирования и нажать кнопку запуска планирования. В результате имитационная модель автоматически рассчитает оптимизированный производственный план. В зависимости от конкретной производственной системы могут дорабатываться исходные данные для планирования. Помимо периода планирования могут выбираться предпочтительные технологические маршруты, изменяться время технологических операций, определяться используемый инструмент и т.д. По умолчанию все эти данные выбираются исходя из критерия оптимизации, который также может быть настроен.

Важной особенностью разработанной системы автоматизированного планирования является программный клиент цехового уровня. Полученный производственный план автоматически загружается в информационные терминалы, которые установлены в цехах и на участках.

Программным клиентом цехового уровня могут пользоваться все работники предприятия. С помощью информационных терминалов обеспечивается автоматическая передача сменно – суточных заданий на цеховой уровень.

Описанная система планирования показывает высокую точность при комплексном применении. Так, например, при планировании производственных процессов цеха по производству деталей из полимерных композиционных материалов цифровой двойник содержит информацию по всей производственной системе. Поэтому, при составлении плана работ для одного из участков, рассчитывались все возможные пути пересечения материальных потоков других участков.

Применение автоматизированного планирования производственных процессов цеха по производству деталей из полимерных композиционных материалов значительно повысило точность расчёта сроков получения готовой продукции.

Внедрение программных клиентов, обеспечивающих взаимодействие с цифровым двойником предприятия, позволяет в значительной степени расширить область применения двойника, а также снизить требования к квалификации специалистов. Программные клиенты для автоматизированной системы планирования обеспечивают оперативный контроль исполнения плана, а также, в случае необходимости, оперативную оптимизацию производственного плана.

ПРЕЦИЗИОННЫЕ ПОВОРОТНЫЕ СТЕНДЫ С ЦИФРОВЫМИ СИСТЕМАМИ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

Депутатова Е.А., Гнусарев Д.С.

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

Научный руководитель — д.т.н. Калихман Д.М.

В представленной конкурсной работе рассматриваются принципы построения поворотных стендов с цифровыми системами управления и инерциальными чувствительными элементами, требуемые для испытаний и калибровки измерителей угловой скорости и блоков на их основе.

Постановка задачи разработки высокоточного стендового оборудования впервые была сформулирована в 1989 году в рамках тем «Точность» и «Гироскоп – Корпус». С этого времени на филиале ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус» (г. Саратов) ведется разработка прецизионных малогабаритных управляемых стендов для контроля статических и динамических характеристик измерителей угловой скорости различного класса и принципа действия. Постановка данной задачи была обусловлена значительным отставанием в то время по точностным характеристикам стендового оборудования отечественного производства как от поверяемых приборов, так и от лучших зарубежных метрологических средств. Так, например, ныне фирма «Acutronic» является мировым лидером в области разработки, проектирования и изготовления высокоточных стендов с возможностью углового позиционирования и воспроизведения переменных угловых скоростей. Компания «Ideal Aerosmith» не уступает «Acutronic», хотя в основном поставляет средне- и низкоточные стенды. Еще одна американская компания «Aerotech» занимается разработкой испытательного оборудования для систем навигации. Стенды могут работать в режимах синусоидальных колебаний, задания углового позиционирования, скоростей и ускорений. Большую линейку поворотных стендов недавно представила китайская компания «Neos», диапазон угловых скоростей которых не превышает 400 м/с. Существуют стенды двух европейских фирм – «iMAR» (Германия) и «Actidup», основанная на базе французского подразделения «Acutronic».

На ПО «Корпус» основано новое направление развития стендового оборудования. Высокие точностные характеристики его обеспечиваются за счёт свойств системы управления и инерциальных чувствительных элементов, входящих в систему управления стендами. В основу разработки положен принцип одноосного гироскопического стабилизатора, работающего в режиме программного разворота. В качестве инерциальных чувствительных элементов применены измерители угловой скорости различного класса и принципа действия и прецизионные измерители кажущегося ускорения. Разработанные схемотехнические решения и методы построения стендов позволили создать новый класс управляемых оснований, не уступающих по точностным характеристикам стендам ведущих западных фирм, но значительно меньших габаритов, с меньшим энергопотреблением и более дешёвых по себестоимости. Разработанная серия испытательных

стендов позволяет обеспечить высокоточную аттестацию современных и перспективных измерителей угловой скорости, кроме того, разработано программно-математическое обеспечение, необходимое для организации управления прецизионными стендами и обработки результатов испытаний приборов с помощью ПЭВМ. По результатам теоретических исследований Дмитрием Михайловичем Калихманом были защищены кандидатская (1993 год) и докторская (2002 год) диссертации, основные положения которых изложены в [1, 2]. Разработанные стенды имели аналоговую систему управления и были внедрены в производство.

Развитие в последние годы процессорной техники, уменьшение её габаритов и увеличение вычислительной мощности, повышение точностных характеристик измерителей угловых скоростей и акселерометров, а также бурное развитие технологий БИНС лишь подтвердили актуальность поставленных ранее задач и позволили перейти к разработке схемотехнических решений цифровых систем управления прецизионными стендами с инерциальными чувствительными элементами. Основные теоретические положения и постановка задачи нашли отражение в кандидатской диссертации Е. А. Депутатовой (2012 год) [3]. Развитию данной тематики посвящено несколько работ, например, [4], а также представленная конкурсная работа.

Российский рынок гироскопических приборов предполагает диапазон воспроизводимых угловых скоростей практически от 0 до 3000–10000 $^{\circ}/с$, что соответствует частоте вращения 10–30 Гц. Поставленные задачи требуют разработки новых прецизионных поворотных стендов с цифровыми системами управления и инерциальными чувствительными элементами для обеспечения широкого диапазона скоростей и высоких точностных характеристик.

В настоящей работе доказывается перспективность применения прецизионных измерителей угловой скорости и кажущегося ускорения для повышения точностных характеристик стендов, которые в сочетании с цифровыми системами управления как инерциальными чувствительными элементами, так и каналом управления платформой стенда придают всей системе управления новые качественные возможности, а именно: позволяют осуществлять смену инерциальных чувствительных элементов стендов без существенной корректировки функциональной электроники за счёт подбора коэффициентов цифровых регуляторов контуров управления, расширить диапазоны измерения и задания угловых скоростей, осуществлять компенсацию погрешностей в реальном масштабе времени в управляющих процессорах контуров управления. Приводятся функционально-кинематические схемы разработанных стендов, защищённые патентами, а также результаты математического моделирования, акты внедрения и отзывы ведущих фирм и специалистов, подтверждающие актуальность представленных разработок. Также достоверность разработанных принципов подтверждается тем, что в настоящее время во «ВНИИМ им. Д.И. Менделеева» изготовлен низкочастотный вибрационный стенд, реализованный на озвученных принципах с угловым акселерометром поплавкового типа в качестве ИЧЭ. А созданием прецизионных поворотных стендов именно с ИЧЭ «ВНИИМ им. Д.И. Менделеева» занимается в интересах двух компаний: из Китая для оснащения своей

лабораторной базы и самого «ВНИИМ им. Д.И. Менделеева» для создания государственного эталона I рода для определения угловых скоростей вращения, которого в России пока нет.

ЛИТЕРАТУРА

1. Калихман Д.М. Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов / Под ред. В.Г. Пешехонова. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электроприбор», 2008. 273 с.

2. Калихман Д.М. Основы проектирования управляемых оснований с инерциальными чувствительными элементами для контроля гироскопических приборов. Саратов: СТГУ, 2001.

3. Депутатова Е.А. Широкодиапазонные поворотные стенды с цифровыми системами управления и навигационными приборами в качестве чувствительных элементов для контроля измерителей угловой скорости / Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Саратов: 2012.

4. Депутатова Е.А. и др. Прецизионные поворотные стенды нового поколения с инерциальными чувствительными элементами и цифровым управлением // Известия РАН. Теория и системы управления, № 2, 2014. С. 130–146.

АЛГОРИТМ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ В БОКОВОМ КАНАЛЕ УПРАВЛЕНИЯ

Евдокимчик Е.А.

АО «РСК «МиГ», г. Москва

Заход на посадку и посадка летательного аппарата являются сложнейшими этапами полёта. Выполнение всех эволюций самолёта в сложных метеословиях, при больших посадочных скоростях, посадочной массе, на объектах с невысокими характеристиками устойчивости и управляемости вызывает у лётчика определенные затруднения и требует большого опыта. Быстротечность процессов и неизбежный дефицит времени на принятие решения повышают нервно-психологическую нагрузку, что обуславливает необходимость внедрения на этапе захода на посадку средств автоматизации.

Современные системы автоматического захода на посадку, основанные на управлении по сигналу ϵ_k углового отклонения от оси взлётно-посадочной полосы (ВПП), обладают рядом недостатков, к основным из которых можно отнести: зависимость динамических характеристик процессов стабилизации самолёта на посадочной курсовой линии от дальности до ВПП; большой разброс динамических характеристик процессов вывода самолёта на курсовую линию при различных начальных условиях; трудность обеспечения достаточной фильтрации сигнала ϵ_k без внесения дополнительного запаздывания в тракт управления.

В работе предложен алгоритм автоматического захода на посадку в боковом канале управления. На первом этапе захода на посадку (при больших боковых отклонениях от курсовой линии) управление осуществляется по сигналу линейной боковой скорости относительно

ВПП. На втором этапе, после входа в линейную зону сигнала ϵ_k , управление осуществляется по сигналам линейного бокового отклонения и линейной боковой скорости относительно ВПП.

Отличительной особенностью алгоритма является переход от управления по угловой координате к линейным координатам, за счёт чего удается принципиально устранить зависимость динамических характеристик процессов стабилизации самолёта на курсовой линии ВПП от дальности до ВПП.

Идентификация линейных координат (бокового отклонения и боковой скорости относительно ВПП) достигается применением наблюдателя состояния. Эффективное подавление шумовой составляющей в сигнале ϵ_k обеспечивается с помощью специализированного фильтра, преимуществом которого является то, что он не вносит дополнительного запаздывания в полезный сигнал бокового отклонения относительно ВПП.

Согласно предложенному алгоритму подход к линейной зоне сигнала ϵ_k осуществляется с постоянной заранее заданной боковой скоростью, за счёт чего обеспечивается плавное, с малым перерегулированием, вписывание на курсовую линию.

Точность работы и достаточное качество переходных процессов обеспечивается применением переменной структуры алгоритма управления. Подключение интегральной составляющей осуществляется при малых боковых отклонениях от курсовой линии, что обеспечивает астатизм по отношению к управляющему и возмущающим воздействиям. Алгоритм управления обладает приемлемыми динамическими характеристиками на различных режимах, в том числе при наличии вмешательства лётчика в управление, при наличии постоянных ошибок измерения в сигнале крена, при наличии шумовой составляющей в сигнале ϵ_k , при отклонении крутизны радиосигнала от нормальной, при наличии приращения тока бортового курсового радиоприёмника, возникающего при крене самолёта, из-за влияния вертикальных составляющих электромагнитного поля (поляризация).

Согласно предложенному алгоритму управления получен патент на изобретение RU 2662576. Алгоритм управления прошел этапы математического и полунатурного моделирования, реализован в бортовых вычислителях на самолётах семейства МиГ. Ожидается проведение лётных экспериментов.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ НА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДАХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Журавлев А.В., Шашмури И.В.

АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова», г.

Екатеринбург

Научный руководитель — д.т.н., профессор Антимиров В.М.

Разработка программно-технических комплексов специального назначения, в частности, корабельных информационно-управляющих систем и систем управления изделиями ракетно-космической техники (РКТ) относится к приоритетной области научно-технической политики

РФ. Такие системы востребованы в оборонной, социальной и иных сферах деятельности. От них требуется обеспечение работоспособности изделия РКТ при воздействии экстремальных для радиоэлектронной аппаратуры факторов (полей ионизирующего, электромагнитного излучения, механических нагрузок, вибрации, изменении температуры окружающей среды в широком диапазоне и других). Поэтому вопросам обеспечения надёжности систем управления уделяется большое внимание.

Задача обеспечения работоспособности систем управления изделием РКТ может быть решена только с помощью комплексного подхода, включающего совершенствование архитектуры таких систем, разработку новой широкой номенклатуры, функционально-ориентированной электронной компонентной базы, создание научной и промышленной инфраструктуры проектирования, производства, испытания и эксплуатации. Среди указанных мероприятий задачи контроля характеристик системы управления на соответствие требуемым значениям, проверки функционирования системы на соответствие заложенным в нее требованиям, обеспечения полноты отработки аппаратного и программного обеспечения системы управления, решаемые на этапе наземной экспериментальной отработки, особенно важны.

С увеличением сложности программно-аппаратного обеспечения систем управления, обусловленным тенденцией ужесточения требований к функциональным характеристикам системы управления и необходимостью внедрения в состав систем специализированных вычислительных устройств, сложность контроля систем управления непропорционально возрастает, что приводит к необходимости увеличения числа испытаний, совершенствования испытательных стендов, а в условиях ограниченных временных и экономических ресурсов и минимизации времени проведения одного испытания.

Испытательные стенды систем управления изделием РКТ, создаваемые в отрасли, являются уникальными и проектируются различными способами, как правило, на основе опыта специалистов предприятий-изготовителей систем управления. Отсутствие общих подходов к проектированию испытательных стендов на предприятиях отрасли влечет малую унификацию компонентов стендов. Поэтому актуальной становится задача разработки унифицированных методов проектирования, моделей прогнозирования параметров, создаваемых (модернизируемых) испытательных стендов, алгоритмического и программного обеспечения для формализации определения оптимальной конфигурации стенда, способной обеспечить высокую степень отработки и сокращения сроков проведения одного испытания, включая этап анализа результатов.

Вопросам проектирования испытательных стендов и организации проведения испытаний систем управления изделием РКТ посвящены работы Е.А. Микрина, А.А. Тюгашева, В.А. Прудникова, А.М. Рогачевского, А.А. Карасёва, А.В. Абакумова, М.А. Тетерева и других. Существует большое число технологий, позволяющих оптимизировать процесс отработки программно-аппаратного обеспечения, что в свою очередь порождает задачу выбора эффективных подходов к разработке испытательных стендов и организации проведения испытаний в условиях сжатых сроков. Под оптимизацией процесса

отработки понимается минимизация времени проведения одного испытания и унификация структуры испытательного стенда с сохранением максимальной полноты проверки, достигаемой на существующих испытательных стендах.

Для определения оптимальной конфигурации испытательного стенда необходим метод оценки его эффективности. Данная задача появилась относительно недавно, работы по её решению практически отсутствуют.

Целью работы является выработка мероприятий, направленных на оптимизацию процесса экспериментальной отработки систем управления в высокотехнологичных, наукоемких отраслях (ракетно-космической, атомной, нефтегазовой, железнодорожной и пр.) на примере фактически реализованных и прошедших с положительным результатом опытную эксплуатацию в работах (НИОКР) АО «НПО автоматика».

Для достижения цели поставлены следующие задачи:

1. провести анализ существующих методов и моделей, применяемых для оптимизации процесса экспериментальной отработки на испытательных стендах систем управления на этапе наземной экспериментальной отработки;

2. разработать математические модели испытательных стендов на основе опыта создания и эксплуатации комплексов отработки аппаратуры и программ систем управления ряда изделий: модель типового испытательного стенда и модель оптимизированного стенда;

3. разработать метод оценки эффективности испытательного стенда для определения оптимальной конфигурации стенда, позволяющий оценить целесообразность применения различных технических решений для оптимизации процесса отработки на испытательном стенде путём сопоставления параметров испытательного стенда с параметрами модели типового испытательного стенда;

4. разработать алгоритмы и программы, создающие основу поддержки для принятия решения по выбору наилучшего варианта испытательного стенда в условиях ограниченности ресурсов (трудовых, временных) в зависимости от заданных критериев; разработать методику выбора наилучшего варианта испытательного стенда на их основе;

5. внедрить и проанализировать эффективность предложенных методов и моделей оптимизации процесса экспериментальной отработки на испытательных стендах систем управления, применяемых на этапе наземной экспериментальной отработки в АО «НПО автоматика».

В результате проведённого исследования получены следующие результаты:

1. разработаны математические модели, отличающиеся возможностью расчёта параметров испытательных стендов систем управления до их создания и обеспечивающие моделирование процесса проведения испытаний в части временных, трудовых, экономических затрат;

2. разработан метод оценки испытательного стенда, отличающийся возможностью комплексного сочетания способов структурной, временной и программной избыточности в условиях ограниченных ресурсов;

3. впервые предложена методика построения оптимального испытательного стенда системы управления, отличающаяся обеспечением

минимального времени проведения испытаний для заданных условий и высокой степени оптимизации процесса обработки;

4. разработано специальное программное обеспечение, позволяющее осуществлять направленный поиск оптимальной структуры испытательного стенда по заданным входным параметрам.

С применением имеющихся средств авторами предложена перспективная модель экспериментальной обработки, которая сегодня используется в подразделении обработки НПОА и предлагается к внедрению в эксплуатацию всем участникам процесса проведения испытаний как в ракетно-космической отрасли, так и в других отраслях машиностроения.

АВИАЦИОННЫЙ ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС С УЛУЧШЕННЫМИ МАССОГАБАРИТНЫМИ ПОКАЗАТЕЛЯМИ ДЛЯ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Князев А.С.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., доцент Ковалев К. Л.

Современные отечественные пассажирские самолёты, такие как Сухой Суперджет 100 и МС-21, оснащены электродистанционной системой управления, прерывание электропитания которой в полёте недопустимо. Для обеспечения её работы, а также работы других приёмников электроэнергии первой категории, без которых невозможно безопасное завершение полёта, необходимо обеспечить надёжную работу системы электроснабжения, особенно в аварийном режиме. Авиационные ветроэнергетические комплексы (АВЭК) обладают преимуществами по сравнению с другими аварийными источниками электроэнергии: автономность (независимость от топлива и других ресурсов), простота конструкции, надёжность (при использовании бесконтактного генератора), продолжительность работы (неограниченное время вплоть до посадки).

В настоящее время на самолётах Сухой Суперджет-100 и МС-21 установлены зарубежные АВЭК, подлежащие импортозамещению в соответствии с приказом Министерства промышленности и торговли РФ №663 от 31 марта 2015 года «Об утверждении плана мероприятий по импортозамещению в отрасли гражданского авиастроения Российской Федерации». Поэтому работа, связанная с проектированием отечественного АВЭК, является актуальной. Кроме того, актуальность работы подтверждается соответствием её одному из приоритетных направлений развития науки, технологий и техники РФ: транспортные и космические системы согласно Указа Президента РФ от 07.07.2011 г. №899.

Была рассмотрена возможность улучшения массогабаритных показателей АВЭК при изменении его формы. Рассмотрено три варианта конструкции – с генератором радиальной, конической и аксиальной формы, каждая из которых имеет свои преимущества.

Был выполнен анализ структурной схемы системы электроснабжения самолёта Сухой Суперджет 100, в результате чего выявлен недостаток, вытекающий из необходимости стабилизации частоты напряжения путём точного выдерживания скорости самолёта в ограниченном диапазоне, что недопустимо при возникновении аварийной ситуации в полёте. Учитывая этот недостаток, а также необходимость решения задачи по импортозамещению системы электроснабжения самолёта Сухой Суперджет-100, предложена новая структурная схема системы электроснабжения, учитывающая характеристики отечественных агрегатов, которые могут быть использованы при реализации импортозамещения.

С учётом специфики работы АВЭК, а также учитывая недостатки существующих образцов, была разработана конструкция перспективного АВЭК. Улучшение массогабаритных показателей в нём достигается за счёт использования генератора с магнитной системой конической формы, интеграции ветроколеса с ротором генератора, а также за счёт размещения регулятора угла установки лопастей во внутреннем пространстве конического генератора. Приведена электрическая схема АВЭК, где в качестве регулятора напряжения могут использоваться различные схемы со стабилизацией уровня выходного напряжения.

Указано, что разработанная конструкция АВЭК, схема регулятора напряжения и модификация системы электроснабжения при импортозамещении являются взаимосвязанными техническими решениями.

Для определения параметров конического генератора с постоянными магнитами разработана методика проектирования генераторов радиальной, конической и аксиальной формы с постоянными магнитами. Разработка этой методики стала возможной благодаря исследованию эквивалентных электрических машин и использованию положений теории подобия электрических машин.

Для ускорения расчёта по разработанной методике разработана программа расчёта и массогабаритной оптимизации параметров генератора с постоянными магнитами. На программу получено свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ №2017618762 от 08.08.2017. Данная программа позволяет внести вклад в развитие средств автоматизированного проектирования электрических машин с постоянными магнитами, что имеет практическое значение.

Также была разработана программа, которая позволяет на основе результатов расчёта автоматически построить трёхмерную модель генератора с постоянными магнитами для дальнейших исследований и анализа. На программу получено свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ №2017619234 от 17.08.2017. Эта программа позволяет существенно упростить и автоматизировать процесс компьютерного проектирования АВЭК и других электротехнических комплексов, содержащих генераторы с ПМ, что имеет практическое значение.

С использованием разработанных программ были рассчитаны и построены модели генераторов радиальной, аксиальной и конической формы с постоянными магнитами, которые были проанализированы в программе «Ansys Maxwell 16».

Для сравнения были определены массогабаритные показатели радиального генератора из листовой электротехнической стали 49К2ФА, а также конического и аксиального генераторов из порошковой электротехнической стали Somaloy. Разные марки стали были выбраны исходя из различий в технологии изготовления генераторов разной формы.

В результате проведенных расчётов и результатов моделирования установлено, что некоторые массогабаритные показатели действительно могут быть улучшены при построении АВЭК перспективной конструкции. Для АВЭК с генераторами разной формы выигрыш в массогабаритных показателях получается разным.

По массе лучшим является АВЭК с радиальным генератором. По габаритному диаметральному размеру лучшими являются АВЭК с радиальным и коническим генератором. По габаритному размеру вдоль оси вращения лучшими являются АВЭК с коническим и аксиальным генератором.

Окончательный выбор конкретного конструктивного исполнения АВЭК остается за заказчиком и может быть сделан после экономического расчёта их изготовления, который планируется выполнить в ближайшее время.

Исходя из полученных данных установлено, что по совокупности массогабаритных показателей разработанные АВЭК превосходят существующий аналог (на Сухой Суперджет-100), поэтому можно считать, что цель данной работы достигнута.

Результаты, полученные в ходе проведенной работы, внедрены в учебный процесс кафедры «Авиационного и радиоэлектронного оборудования» Краснодарского Высшего Военного Авиационного Училища Лётчиков при подготовке лекций по теме «Системы электроснабжения воздушных судов» и кафедры «Электротехники и электрических машин» Кубанского Государственного Технологического Университета при подготовке лекций по дисциплине «Электрические машины». Кроме того, разработанная методика проектирования генераторов с постоянными магнитами апробирована и внедрена на предприятии ООО «Солнечный ветер», г. Краснодар, при расчёте и подготовке к изготовлению Многофазного ветрогенератора переменного тока (патент на изобретение №2658316, опубл. 20.06.2018 г.) и на предприятии АО «Технодинамика» при разработке автономного воздушного генератора АВГ-15 для системы резервного электропитания воздушного судна.

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ СИНХРОННЫЙ ГЕНЕРАТОР ДЛЯ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ

^{1,2}Коренчук К.Ю., ²Архипова Е.В.

¹МАИ, г. Москва

²Обособленное конструкторское бюро систем электроснабжения
г. Москва,

АО «УАПО», холдинг «Технодинамика»

Научный руководитель — к.т.н. Мисютин Р.Ю.

Трёхкаскадный синхронный бесщеточный генератор зарекомендовал себя как надёжная, обладающая наилучшими удельными массогабаритными показателями машина, которая широко используется на самолётах и вертолётах в качестве основных, резервных и аварийных источников электроэнергии трёхфазного переменного тока. Данная конструкция генератора обеспечивает отсутствие скользящего электрического контакта и возможность регулирования выходного напряжения с помощью электронного блока регулирования, защиты и управления. За счёт наличия подвозбудителя обеспечивается независимое от внешних источников возбуждение генератора и питание электронного блока в полном диапазоне частот вращения синхронной машины, включая кратковременные, при этом обеспечивается независимость от внешних источников электрической энергии.

В данной статье Обособленным конструкторским бюро систем электроснабжения города Москвы (ОКБ СЭС г. Москва), АО «УАПО», холдинг «Технодинамика» представлена разработка авиационного синхронного генератора ГСР-40НЧ с воздушным охлаждением для системы канала генерирования переменного трёхфазного тока переменной частоты военно-транспортного самолёта.

Система генерирования переменного тока плавающей частоты, непосредственно включенная в привод турбовального маршевого авиадвигателя, должна обеспечивать напряжение 115/200В в широком диапазоне частот вращения. Необходимо отметить, что существующие аналоги спроектированы на работу в более узком диапазоне частот вращения (нижний предел на ~ 13% выше, а верхний на ~ 9% ниже, чем разработанного генератора).

РАЗРАБОТКА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ДАТЧИКА БОЛЬШИХ УГЛОВЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ДЛЯ СТАРТОВОЙ ПЛОЩАДКИ КОСМОДРОМА

Кукушкин А.Н.

Пензенский государственный университет, г. Пенза
Научный руководитель — д.т.н., профессор Мурашкина Т.И.

В данной работе рассматриваются современные устройства контроля угловых перемещений для стартовой площадки космодрома, их принцип работы и недостатки. Выявлены преимущества волоконно-оптических датчиков, относительно используемых в настоящее время. Рассматриваются технические характеристики волоконно-оптических датчиков угловых перемещений, производимых на данный момент. Объясняются недостатки волоконно-оптических датчиков угловых перемещений, производимых на данный момент. На основе выявленных преимуществ и недостатков современных волоконно-оптических датчиков угловых перемещений, предлагается новая конструкция датчика, решающая недостатки аналогов.

**ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ
ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА
САМОЛЁТА СУ-30 В СРЕДЕ SIMULINK
С ВОЗМОЖНОСТЬЮ ИССЛЕДОВАНИЯ В РАЗЛИЧНЫХ
РЕЖИМАХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ**

Локтиков А.Ю., Шаров И.В.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — к.т.н., доцент Бочаров А.С.

В работе рассматривается задача исследования электроэнергетического комплекса самолёта истребителя Су-30СМ в различных режимах функционирования в программе визуального имитационного моделирования Simulink. Разработанная имитационная модель позволяет исследовать системы электроснабжения постоянного и переменного тока воздушного судна (ВС) в нормальных и аварийных режимах функционирования. Описывается информационное поле органов управления и индикации режимов работы имитационной модели, приводятся результаты моделирования возможных вариантов отказов электроэнергетического комплекса.

Целью работы является разработка имитационной модели электроэнергетического комплекса (ЭЭК) самолёта Су-30СМ с возможностью её исследования, как в нормальных условиях эксплуатации, так и в аварийных режимах работы.

Для исследования ЭЭК ВС наиболее подходящей программой визуального моделирования является Simulink, а именно библиотека SimPowerSystems, предназначенная для имитационного моделирования устройств силовой электроники.

В рамках работы были решены следующие частные задачи:

- 1) Разработка структурной схемы обобщенной модели ЭЭК ВС для её реализации в среде Simulink;
- 2) Разработка моделей элементов ЭЭК самолёта Су-30 в программе Simulink;
- 3) Разработка имитационной модели ЭЭК самолёта Су-30 в программе Simulink;
- 4) Исследование имитационной модели ЭЭК самолёта Су-30 в нормальном режиме функционирования;
- 5) Исследование имитационной модели ЭЭК самолёта Су-30 в аварийных режимах работы.

Имитационная модель включает в себя модель двух авиационных двигателей АЛ-31ФП, систему электроснабжения (СЭС) переменного тока 208/115 В 400 Гц левого и правого бортов, в состав которых входят интегральные привод-генераторы, блоки регулирования, управления и защиты, ЦРУ переменного тока для соответствующих бортов самолёта, СЭС постоянного тока 27 В, потребители электрической энергии, шины в виде распределительных устройств (РУ), элементы управления и индикации. СЭС постоянного тока является вторичной системой

и в качестве входного напряжения для неё используется, условно идеальная, стабилизированная СЭС переменного тока 208/120 В, частотой 400 Гц, реализованная в виде имитационной модели, представленной блоками «СЭС 208 В, 400 Гц Левый борт» и «СЭС 208 В, 400 Гц Правый борт», а также шинами СЭС генераторов переменного тока соответствующих бортов.

Имитационная модель ЭЭК самолёта Су-30СМ позволяет реализовать помимо нормальных еще и аварийные режимы работы СЭС постоянного тока при отказах одного, двух и трёх выпрямительных устройств в различных вариантах отключения, а также аварийные режимы работы СЭС переменного тока при отказах поочередно правого, левого или при отказе обоих бортов. Для проведения этих исследований разработан «Блок управления режимами работы», с помощью которого реализованы коммутации блоков имитационной модели для подключения вольтметра постоянного тока и коммутации блоков для реализации ввода отказов и индикации отказавших выпрямителей и СЭС переменного тока правого и левого бортов.

Для организации контроля параметров элементов имитационной модели в динамическом режиме служат датчики сигналов, виртуальные измерители и осциллографы программы Simulink.

В качестве основных результатов можно отметить:

1. Пакет Simulink позволяет исследовать динамические линейные и нелинейные модели элементов ЭЭК самолёта, путём сборки на экране схемы соединений элементарных (стандартных или пользовательских) звеньев.

2. В качестве объекта исследования выбран ЭЭК самолёта Су-30СМ. Описано назначение, состав и принцип функционирования основных элементов СЭС переменного и постоянного тока данного самолёта. Приведены возможности библиотеки SimPowerSystems программы Simulink для моделирования ЭЭК самолёта Су-30СМ.

3. Разработана структурная схема имитационной модели по исследованию ЭЭК самолёта Су-30СМ, определён состав основных элементов, которые должны быть в составе имитационной модели.

4. Разработана имитационная модель ЭЭК самолёта Су-30СМ, которая реализована в программе Simulink и включает разработанные модели элементов ЭЭК самолёта Су-30СМ с рядом допущений и упрощений.

5. В результате исследования разработанной имитационной модели ЭЭК Су-30СМ, как в нормальном, так и в аварийных режимах, получены графики параметров СЭС постоянного тока 27 В и переменного тока 208 В. Подключение различного рода приёмников электроэнергии в имитационной модели ЭЭК показали адекватную её работу и хорошие динамические свойства согласно руководству по технической эксплуатации на данный тип самолёта, соответствующие требованиям нормативно-технической документации.

6. Однако, следует подчеркнуть, что имитационные модели, обладая значительными преимуществами, не смогут в полном объёме заменить реальный физический объект, а позволяют лишь дополнить её, приблизить виртуальную модель объекта исследований и модель воздействия внешних факторов к реальным условиям исследования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дьяконов В.П. Simulink 5/6/7: Самоучитель. М.: ДМК-Пресс, 2008. – 784 с.
2. Герман-Галкин С.Г. MATLAB&Simulink. Проектирование мехатронных систем на ПК. СПб.: КОРОНА-Век, 2008. 368 с.
3. Лазарев Ю. Моделирование процессов и систем в MATLAB. Учебный курс. – СПб.: Питер; Киев: Издательская группа BHV, 2005. 512 с.
4. Бочаров А.С., Губанов К.А. Использование среды имитационного моделирования MATLAB для исследования электроэнергетических комплексов воздушных судов [Текст] / Материалы XII Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского». – М.: Изд. дом Академии Н.Е. Жуковского, 2015. – С. 241 – 246.
5. Бочаров А.С., Губанов К.А., Шабанов И.Ф. Исследование моделей электроэнергетических систем воздушных судов в среде Simulink: сб. науч. ст. по материалам докл. III Всероссийской НПК «АВИАТОР» (11-12 февраля 2016 г.) Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки: В 2-х т. Т. 1. Воронеж: ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», 2016. С. 22 – 26.
6. Бочаров А.С., Губанов К.А., Шабанов И.Ф. Компьютерное моделирование элементов электроэнергетических комплексов воздушных судов: сб. статей VI международной заочной научно-технической конференции. Информационные технологии. Радиозлектроника. Телекоммуникации (ITRT-2016). Ч.1 / Поволжский гос. ун-т сервиса. Тольятти: Изд-во ПВГУС, 2016. С. 74–79.

ПОДХОД К ПОСТРОЕНИЮ АЛГОРИТМА КОНТРОЛЯ ЦЕЛОСТНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Лукашова А.Е.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н. Антонов Д.А.

В настоящее время беспилотные технологии массово внедряются в различные сферы человеческой деятельности. На мировом рынке широко представлены беспилотные авиационные комплексы различного класса и назначения. По мере роста общего количества беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) актуальной становится задача их интеграции в общее воздушное пространство с пилотируемыми аппаратами. Решение этой задачи невозможно без обеспечения требуемого качества определения навигационных параметров, в том числе их точности и надёжности определения параметров навигации на различных этапах полёта. При этом, требуемый уровень надёжности формируется в том числе за счёт обеспечения непрерывности, доступности и целостности измерений псевдодальностей глобальных

навигационных спутниковых систем (ГНСС), при решении навигационной задачи, в том числе при определении высоты БПЛА.

Под целостностью понимается способность системы с требуемой вероятностью обеспечивать пользователей своевременными, в смысле заданного интервала времени с момента появления отказа, предупреждениями в случаях, когда систему нельзя использовать для навигации из-за превышения в её измерениях уровня ошибок выше заданного предела.

Решением проблемы может быть синтез алгоритмов контроля целостности измерений псевдодальности ГНСС на основе алгоритмов комплексной обработки информации (КОИ) датчиков и систем, входящих в состав комплекса бортового оборудования (КБО) БПЛА. В работе приводится подход к синтезу алгоритма контроля целостности на основе оптимального фильтра Калмана (ОФК) перестраиваемой структуры и порогов принятия решения об обнаружении искажения и исключении измерения псевдодальности проблемного навигационного космического аппарата (НКА) ГНСС из навигационного решения. При этом, искажение может иметь как скачкообразный, так и медленно-нарастающий характер, с неизвестным временем появления/исчезновения и неизвестной изменяющейся величиной. В работе приводятся структуры алгоритмов контроля целостности и КОИ, математические модели погрешности подсистем и подход к формированию порогов принятия решения, исходя из требований, состава измерителей, динамики БПЛА и прогноза неопределенности оценки параметров вектора состояния ОФК. Приводятся результаты имитационного моделирования алгоритма контроля целостности, подтверждающие работоспособность предлагаемого подхода и показывающие достижимый уровень точности определения навигационных параметров для выбранного типа и состава бортового оборудования БПЛА.

Работа проводилась при поддержке гранта № 8.2118.2017.

ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ САХАРНОГО ДИАБЕТА

Мейнгард Е.П., Шевгунов Т.Я., Кобзева И.Н.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Дежин Д.С.

Одним из перспективных направлений развития будущей медицины является внедрение искусственного интеллекта на этапе диагностики заболеваний. В данной работе описан процесс создания искусственной нейронной сети (ИНС) для определения типа сахарного диабета на основе медицинских показателей и лабораторных анализов. Кратко описаны нейронные сети и их применение в медицине. Обозначена проблема широкого распространения сахарного диабета и более точного и качественного диагностирования его типа на основе стандартных эндокринологических анализов пациентов. В работе также описан процесс подготовки входных данных для обучения и тестирования ИНС. Особенность этих данных состоит в том, что они взяты из историй болезни реальных пациентов эндокринологического отделения одной

из больниц. Это позволило по результатам проделанной работы сформулировать несколько практических выводов об особенностях определения типа сахарного диабета с помощью ИНС.

В частности, анализ процесса обучения ИНС показал, что наибольшей точности при определении типа сахарного диабета искусственной нейронной сетью можно добиться, если учитывать замеры уровня глюкозы в течение суток и возраст пациента. При этом показатель гликолизированного гемоглобина может быть исключен из обязательного набора входных данных без ухудшения точности диагностирования. Также в работе сделан вывод о том, что созданная математическая модель ИНС после доработки может быть использована в медицинских и бытовых глюкометрах с целью расширения их функционала в части автоматизированного определения типа сахарного диабета.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ СОВРЕМЕННЫХ ЦИФРОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Петрухин К.А., Бесчетнов Д.С., Гусев П.Ю.

Воронежский государственный технический университет,
г. Воронеж

В статье рассматриваются возможности проектирования производственных систем с применением современных цифровых технологий. Для проектирования производственной системы использовались технологические процессы реального авиастроительного производства. Решался ряд задач: разработка имитационной модели производственного подразделения, изготовление макета производственного подразделения с применением аддитивных технологий, автоматизация управления компонентами макета производственного подразделения. В результате создания и дальнейшего анализа имитационной модели получена информация по количеству требуемого оборудования, его составу и необходимой транспортной системе. Разработаны трёхмерные модели рассматриваемого оборудования. Создана имитационная модель, которая после проектирования системы может использоваться как цифровой двойник производства. Описаны этапы работы с программными продуктами. По результату работы получен статический трёхмерный макет подразделения, который можно использовать исключительно в демонстрационных целях и динамический трёхмерный макет производственной системы. Для автоматизации управления динамическим макетом применены контроллеры и набор других электронных компонентов. Современные цифровые технологии в машиностроении позволяют провести исследования и анализ производственной системы любой сложности. При этом функционал программных средств обеспечивает решение практически любых задач. Но физические макеты также не теряют своей актуальности. Ввиду того, что визуальная информация всегда воспринимается лучше и макет предоставляет возможность наглядно представить реальную систему, задачи подготовки инженерных кадров решаются успешней.

ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА ДЛЯ ЗАДАНИЯ ПОКРЫТИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЭЛЕКТРОННОГО МАКЕТА ИЗДЕЛИЯ В СРЕДЕ Тс/NX

Румянцева Н.Ю.

ПАО «Компания «Сухой», г. Москва

На сегодняшний день современные САD-системы не предоставляют полноценных инструментов для ведения данных о покрытиях в электронном макете изделия (ЭМ).

Целью данного проекта является разработка программного обеспечения (ПО) на базе Тс/NX для задания информации о покрываемых поверхностях в ЭМ.

Покрытия имеют критическое значение для обеспечения эксплуатационных характеристик самолёта, а наличие точной информации о покрытиях обеспечивает сокращение количества ошибок при проектировании и изготовлении, возможность автоматизации анализа правильности задания покрытий, точный учёт массы покрытий на изделии, автоматизацию расчёта потребного количества материалов, автоматизацию формирования техпроцессов и в перспективе автоматизацию нанесения покрытий.

Информация о покрытиях необходима технологу на производстве. В настоящее время эта информация заносится в технические требования (ТТ) и указывается на чертеже. Но в связи с тенденциями к переходу к безбумажному производству возникает потребность в автоматизированных средствах задания данных о покрытиях в ЭМ. Наличие подобных инструментов позволит использовать преимущества моделирования изделия в электронном виде, ускорит процесс нанесения покрываемых поверхностей, улучшит визуализацию схемы покрытия и позволит избежать лишних ошибок при проектировании схемы покрытия и ее интерпретации технологами.

Важной задачей при указании мест нанесения покрытий является автоматизация выбора покрываемых поверхностей, т.к. ручной выбор граней модели, которых может быть несколько тысяч на каждой детали, значительно увеличивает непроизводительные трудозатраты конструктора. Причем выбор поверхностей для нанесения покрытий должен поддерживаться как для деталей, так и для сборочных единиц (СЕ). САD-системы не имеют стандартных средств для выполнения такого выбора, поэтому потребовалась разработка специального инструмента.

С учётом выше обозначенных задач было предложено интегрировать разрабатываемое ПО с модулем по заданию ТТ и автоматизировать поиск покрываемых поверхностей с учётом геометрии модели. В результате были выделены следующие типы областей, для которых осуществляется автоматический поиск геометрии:

1. внешняя оболочка – все поверхности компонентов СЕ, не сопряжённые с другими компонентами и не относящиеся к замкнутым объёмам СЕ. Сопряжение и замкнутость имеет параметр допуска малости зазоров;

2. контактные поверхности – сопрягающиеся поверхности деталей в сборке. Имеется возможность выбрать компоненты сборки

(когда вся деталь устанавливается на покрытии) или отдельные грани компонентов;

3. классные поверхности – поверхности, для которых задан допуск в указанном пользователем диапазоне;

4. чистота поверхности – поверхности, для которых средствами PMI или цветами задана шероховатость в указанном пользователем диапазоне;

5. отверстия – поверхности отверстий, диаметр которых находится в заданном диапазоне. Имеется флажок «Включая фаски, зенковки и цековки»;

6. крепёж – все головки крепежа, а также гайки, шайбы и выступающие резьбовые части в зависимости от параметров пользователя. Имеются фильтры типов крепежа («Заклепки», «Болты», «Болт-заклепки»), возможность задания диапазона диаметров крепежа, флажки «Закладные головки», «Замыкающие части», «Посадочные поверхности». Параметр «Заход на деталь» задает величину захода покрытия на деталь в мм;

7. втулки – торцы и буртики втулок. Имеются флажки «Торцы», «Буртики», «Посадочные поверхности». Параметр «Заход на деталь» задает величину захода покрытия на деталь в мм;

8. торцы – все торцевые поверхности детали.

Заданные в макете покрытия используются для автоматической генерации ТТ. Например, если конструктор задал покрытие «Хим.Пас/Эмаль ЭП-140, серая. ОСТ 1 90055-85» для закладных головок болтов и покрытие «Ан. Окс 2-3» для контактных поверхностей болтов, то система формирует следующие формулировки ТТ:

«Болты устанавливать на Ан. Окс 2-3»;

«Закладные головки болтов покрывать Хим.Пас/Эмаль ЭП-140, серая. ОСТ 1 90055-85».

Заданная в NX информация о покрытиях передается в систему управления данными об изделии ТС, где используется при автоматическом формировании спецификации и ТТ. Модуль назначения покрытий встраивается в ТС/NX – данные о массе покрытия можно посмотреть в менеджере структуры ТС и навигаторе сборки NX.

Интеграция с ТТ может также работать в обратную сторону: использовать заданные в ТС ТТ как фильтр для назначения покрытий в ЭМ NX.

Чтобы переход к новой системе расчёта массы покрытия был максимально безболезненным, в проекте предусмотрено поэтапное внедрение ПО, а также его использование параллельно с существующими методами расчёта массы покрытия. Это позволяет избежать каких-либо рисков внедрения.

Таким образом, в ходе работы над проектом были разработаны сценарии работы конструкторов при задании и просмотре покрытий, сформулированы требования к ПО назначения покрытий, разработана модель данных и алгоритм для хранения и отображения информации о покрытиях, определены подходы для интеграции модуля назначения покрытий с модулем ТТ, выделены типы областей, поиск которых необходимо автоматизировать, разработаны алгоритмы автоматического поиска этих областей и программный интерфейс.

Внедрение данного проекта в производство имеет следующие преимущества:

1. улучшение оценки веса ЭМ за счет точного расчёта массы покрытий;
2. представление данных о покрытиях в РМІ для технологов;
3. возможность работать с покрытиями в дереве построений;
4. назначение покрытий в атрибутах граней, не утяжеляющее модель;
5. высокая скорость работы при назначении и перестроении покрытий;
6. отображение массы покрытия в навигаторе сборки и менеджере структуры;
7. автоматический поиск областей покрытий;
8. интеграция с модулем ТТ;
9. возможность использования параллельно с существующими методами расчёта массы покрытия.

ЛИТЕРАТУРА

1. Андреева Е.В., Егоров Ю.Е. Вычислительная геометрия на плоскости // Информатика. 2002. № 39-40, 43-44/2002
2. Кормен Т., Лейзерсон Ч., Ривест Р. Алгоритмы. Построение и анализ. М.: МЦНМО, 2001
3. Покрытия лакокрасочные для авиационной техники. Обозначения. ОСТ 1 90055-85. Москва, 1985, 39с.
4. https://www.boost.org/doc/libs/1_65_1/libs/regex/doc/html/
5. <https://community.plm.automation.siemens.com/>
6. https://docs.plm.automation.siemens.com/tdoc/nx/10/nx_api/#uid:index
7. http://media.plm.automation.siemens.com/ru_ru/teamcenter/Teamcenter_Book.pdf

КИНЕТИЧЕСКИЙ НАКОПИТЕЛЬ ЭНЕРГИИ

Русанов Д.В., Подгузов В.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Ковалев К. Л.

Кинетический накопитель энергии (КНЭ) – это устройство для накопления и хранения энергии, которое преобразует механическую энергию вращающегося маховика в электрическую энергию мотор-генератора.

КНЭ применяется в качестве аварийного источника питания (военные и государственные объекты, медицинские учреждения, атомные электростанции), в качестве вспомогательного источника питания, необходимого при пиковых нагрузках на электросеть. Также КНЭ используется в режиме «подхвата» провалов в электроснабжении потребителей (в т. ч. нескольких провалов мощности подряд) в системах электроснабжения, основанных на возобновляемых источниках энергии. Еще одна область применения КНЭ – это рекуперация энергии, например, для железнодорожного транспорта.

Преимуществами КНЭ, по сравнению с другими накопителями, являются большая накапливаемая энергия, возможность быстро включаться в работу на сеть и высокая отдаваемая мощность. Также

одним из плюсов КНЭ является его экологическая чистота. Недостатками КНЭ являются катастрофические последствия в случае разрушения маховика, а также наличие вращающейся части, требующей опор, что приводит к возникновению потерь на трение в опорах.

В представленной работе проведен обзор литературных данных в области разработки и создания КНЭ, рассмотрены современные образцы КНЭ и их характеристики. Выбрана конструктивная схема КНЭ с запасенной энергией 0,5МДж. Проведены расчёты мотор-генератора КНЭ, маховика и магнитного подвеса. Проведены экспериментальные исследования КНЭ на захолаживание и холостом ходу.

К ЦЕЛЕРАСПРЕДЕЛЕНИЮ ОБЪЕКТОВ ПО НЕСКОЛЬКИМ КРИТЕРИЯМ

Сафронов Д.В.

АО «КБП», г. Тула

Научный руководитель — д.т.н., профессор Подчуфаров Ю. Б.

Одной из важнейших задач, требующей автоматизации, является задача формирования целеуказаний (ЦУ) и целераспределения (ЦР) между машинами в подразделении. Эффективным инструментом для решения этой проблемы является метод комплексной оценки. Как правило, ЦР между машинами производится по нескольким критериям. Методика комплексного сравнения основана на вычислении обобщенной оценки (с учётом оценок по всем критериям). С помощью одного из методов экспертных оценок находят веса критериев, представляющие собой числовые оценки их важности в виде баллов. На следующем этапе оценки объектов по критериям приводятся к безразмерному виду. Это преобразование выполняется по-разному в зависимости от вида и направленности критерия:

- Для критериев, подлежащих максимизации, все оценки объектов по данному критерию делятся на максимальную оценку;
- Для критериев, подлежащих минимизации, из оценок по данному критерию выбирается минимальная, и она делится на все остальные оценки объектов по данному критерию;
- Для содержательных (словесных) критериев, выполняется переход к числовым оценкам.

На следующем этапе находятся веса критериев, отражающие разброс оценок. Чем больше разброс (различие) в оценках объектов по критерию, тем больше вес этого критерия. Таким образом, критерии, по которым оценки объектов существенно различаются, считаются более важными в ЦР.

На следующем этапе находятся взвешенные оценки объектов (безразмерные оценки умножаются на веса соответствующих критериев).

И наконец находятся комплексные оценки объектов (суммы взвешенных оценок). Вариант с большей комплексной оценкой является приоритетным в ЦР.

РАЗРАБОТКА КОНВЕРТОПЛАНА-КРЫЛО С ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ

Снегирев М.В., Полозов Н.В., Монгуш Д.С.

ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е.Жуковского и
Ю.А.Гагарина»,

г. Воронеж

Научный руководитель — к.т.н. Лопаткин Д. В.

В работе представляется решение актуальной задачи разработки энергоэффективного БЛА, обладающего увеличенными продолжительностью и дальностью полёта, а также возможностью автоматического взлёта и посадки без специального оборудования и подготовленных площадок. Анализ существующих аэродинамических схем БЛА выявил недостатки, обусловленные неэффективностью конструкции фюзеляжа, не участвующей в создании подъёмной силы, но увеличивающего лобовое сопротивление. Тем самым неэкономичная аэродинамическая компоновка требует поиска дополнительных мер для повышения продолжительности полёта. С этой точки зрения использование существенной части внутреннего объёма крыла для размещения оборудования и целевых нагрузок позволяет исключить неэффективный с точки зрения аэродинамики элемент конструкции, получить дополнительный прирост аэродинамической силы, не увеличивая при этом веса БЛА. Всё это в совокупности позволяет расширить диапазон дальности и продолжительности полёта БЛА. Особенностью конструкции разработанного конвертоплана-крыло СОМ-93 является отсутствие управляемых аэродинамических поверхностей, поскольку все управляющие силы и моменты формируются за счёт поворота двигателей с несущими винтами, причем пары передних и задних двигателей разворачиваются автономно друг от друга. Второй особенностью конвертоплана является обеспечение его управляемости по четырём степеням свободы за счёт асинхронного изменения оборотов двигателей. В рамках работы разработан и изготовлен действующий макетный образец беспилотного летательного аппарата типа конвертоплан-крыло, с помощью которого отработаны основные технические решения, исследованы аэродинамические характеристики. С использованием макетного образца проведено полунатурное моделирование автоматического движения БЛА на различных режимах полёта, в ходе которого были скорректированы алгоритмы управления, отлажена работоспособность бортового оборудования, в том числе, оценено влияние турбулентности атмосферы и бокового ветра.

**СЕНСОР ПО ИНТЕГРАЛЬНОЙ ТЕХНОЛОГИИ
МИКРОМЕХАНИКИ И АКУСТОЭЛЕКТРОНИКИ
НА СТРУКТУРЕ НИОБАТ ЛИТИЯ-КРЕМНИЙ КАК
ЭЛЕМЕНТ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ В РАЗЛИЧНЫХ
СИСТЕМАХ ДЛЯ АВИАЦИИ И КОСМОНАВТИКИ**

Строганов К.А., Бакулин Е.М.

ОАО «Авангард», г. Санкт-Петербург

В настоящее время задача исследования и создания перспективных акустоэлектрических (акустоэлектронных) компонентов на ПАВ для различных областей применения, в том числе и для построения на их основе гибридных СВЧ устройств и устройств радиочастотной идентификации, управляемых МЭМС компонентами, является наукоёмкой и весьма актуальной.

Актуальность задачи исследования, разработки и производства бесконтактных, радиоканальных ПАВ компонентов, управляемых МЭМС и систем специального и гражданского применения на их основе обусловлена международной обстановкой и мировыми тенденциями в развитии микросистемотехники и приборостроения [1, 2]. Интеграция же технологий МЭМС и акустоэлектроники является перспективным направлением сенсорики, позволяющим расширить функциональные возможности датчиков физических величин для нужд авиации и космоса.

Выполнено моделирование макетов МЭМС-ПАВ сенсоров на слоистой структуре с использованием пьезоплёнки. Получены результаты конечно-элементного анализа: построены дисперсионные характеристики скорости поверхностной акустической волны Рэлея и её второй гармоники, определена зависимость коэффициента электромеханической связи от относительной толщины пьезоэлектрика. Проанализированы различные типы акустоэлектронных устройств с целью выявления оптимального для применения в качестве МЭМС-ПАВ преобразователя, рассчитаны конструкционные параметры изделия, изготовлены и исследованы действующие макеты МЭМС-ПАВ сенсоров на пластинах кремния с пьезопленкой.

Результаты указанных расчётов позволили определить оптимальное соотношение толщины пьезоэлектрической пленки к длине волны ПАВ для определённых значений КЭМС и скорости ПАВ. Полученное соотношение может быть использовано при разработке чувствительных элементов датчиков физических величин с частотами ПАВ 434 МГц и 2,45 ГГц.

Основные результаты, полученные в процессе работы:

- Проанализированы различные типы акустоэлектронных устройств с целью выявления оптимального для применения в качестве МЭМС-ПАВ преобразователя, проведён анализ ПАВ-изделий, наиболее подходящих для целей использования в качестве ЧЭ МЭМС-ПАВ, сделаны выводы о пригодности ПАВ-резонатора;
- Проведена серия экспериментов по формированию пьезоплёнки с заданными параметрами, проанализированы результаты;

- Проведена серия экспериментов по созданию конструктива сенсора путём микромеханической обработки кремния, выведены рекомендации о параметрах техпроцесса;

- Изготовлены макетные образцы ПАВ-резонаторов на пьезопленке;

- Проведены измерения макетных образцов в нагруженном и ненагруженном состоянии, зафиксировано смещение резонансной частоты при наличии нагрузки, сделаны выводы о возможном применении ПАВ-резонаторов на пьезопленке в качестве ЧЭ МЭМС-ПАВ сенсора;

- Рассчитаны конструкционные параметры изделия, изготовлены и исследованы действующие лабораторные образцы на пластинах кремния с пьезоплёнкой, показано соответствие расчётных и экспериментальных данных;

- Рассчитаны и смоделированы размеры конструкционных элементов сенсора – гибкого подвеса и инерционной массы.

- Изготовлены лабораторные образцы МЭМС-ПАВ сенсоров на диапазоны $\pm 5g$ и $\pm 50g$.

- Проведены испытания лабораторных образцов на временную стабильность характеристик, на стойкость к ВВФ, получены градуировочные характеристики: чувствительность образца на $\pm 50g$ составила примерно 50 кГц на каждые 10g, чувствительность образца на $\pm 5g$ составила примерно 20 кГц на каждые 1g.

- По результатам испытаний были обозначены необходимые корректирующие воздействия.

Экспериментально показано, что внешнее воздействие (давление) на исследуемые резонаторы вызывает фиксируемое смещение резонансной частоты, а значит, изделия МЭМС-ПАВ можно использовать в качестве сенсоров с частотным выходом для снятия показаний давления, линейного ускорения и подобных величин. Стоит учитывать, что, несмотря на контактные измерения в процессе эксперимента, исследуемые изделия можно опрашивать по радиоканалу при наличии специально рассчитанной антенны и модуля-считывателя [3].

На основании проведенного моделирования и данных [2] проведена оценка основных характеристик МЭМС-ПАВ сенсора на примере акселерометра и сравнение их с аналогами. По результатам анализа конкурентных характеристик МЭМС-ПАВ акселерометр по ряду параметров находится на уровне мировых аналогов, а по возможности съема информации по радиоканалу и работы без электропитания – выигрывают у конкурентов.

Датчики на основе интегрированной МЭМС-ПАВ технологии могут применяться в автомобильной промышленности, в авиации, в беспилотных летательных аппаратах, в навигации, в системах измерения деформации в труднодоступных местах, для мониторинга и защиты специальных объектов, в охранных комплексах, где нет возможности использовать питание. Также такие сенсоры также могут применяться для интерактивного контроля за состоянием человека (кардиология, диагностика проблем опорно-двигательного аппарата). На данный момент по результатам выполнения работы и откликам/заявкам от потенциальных заказчиков наиболее востребованным является сенсор, который должен работать в экстремальных условиях (повышенная температура и воздействие спец. факторов, таких как радиация и ионизирующее

излучение), т.е. применение таких чувствительных элементов как элементов навигации и управления возможно в различных системах для авиации и космонавтики.

Основные технологические и технико-эксплуатационные показатели (преимущества технологии): возможность совмещения технологии изготовления со стандартной КМОП-технологией и технологией микромеханической обработки кремния, малые размеры, возможность съема информации по радиоканалу, отсутствие источника питания (пассивность).

Дальнейшее развитие проекта в первую очередь связано с улучшением характеристик сенсора (диапазон измерений, разрешающая способность) и расширением его функциональных возможностей.

С целью защиты интеллектуальной собственности, помимо патента № 2556284 «Чувствительный элемент акселерометра на поверхностных акустических волнах» 2015 г. подана заявка в 2018 г. на получение патента на описанное в отчёте изобретение «Акселерометр на поверхностно-акустических волнах с дифференциальным съёмом сигнала».

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПЛАНИРУЮЩЕГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЙ СОКРАЩЕНИЕ ПОТЕРЬ СКОРОСТИ

Таныгин А.В.

Военная академия РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха,
Московская область

Научный руководитель — д.т.н., доцент Байрамов К.Р.

Одно из первых мест в научных и опытно-конструкторских работах в ведущих странах в XXI веке занимает проблема освоения верхней атмосферы с использованием летательных аппаратов различного назначения. Уникальные возможности планирующих летательных аппаратов (ПЛА) по совершению полёта на значительные расстояния при непрерывном управлении привлекают многих учёных разных стран к научным, теоретическим и экспериментальным работам по этой тематике.

Планирующие летательные аппараты, а вместе с ними и методы и алгоритмы их наведения продолжают совершенствоваться. С учётом этого разработка новых, более эффективных способов управления перспективных ПЛА является актуальной научной задачей.

В ряде известных работ программы изменения требуемых ускорений определяются в целевой прямоугольной системе координат с началом в точке наведения с заданной постоянной ориентацией осей. Такой метод применим на близких к точке наведения расстояниях, однако на больших расстояниях из-за кривизны траектории ПЛА в вертикальной плоскости крайние условия на левом конце краевой задачи наведения в течение длительного времени принимают сравнительно большие значения, что приводит к решению задачи при предельно допустимых значениях угла атаки и, как следствие, к значительным потерям скорости из-за увеличения силы лобового сопротивления. Кроме того, в известных работах алгоритм управления предусматривает мгновенную смену задачи

наведения после достижения промежуточной точки наведения с вынужденным разворотом в направлении очередной точки наведения с неизбежно возникающими потерями скорости. Поэтому актуальной научной задачей является разработка алгоритмов управления движением ПЛА, позволяющих сократить потери скорости при повороте в точках наведения траектории.

Научная новизна конкурсной работы состоит в том, что разработан алгоритм управления движением ПЛА, отличающийся тем, что обеспечивает точное наведение и смену направления движения с малыми потерями скорости от сопротивления атмосферы.

Теоретическая значимость результатов конкурсной работы состоит в совершенствовании алгоритмов метода наведения по требуемому ускорению применительно к управлению движением ПЛА на участках траектории со сменой направлений движения.

Практическая значимость разработанного на основе метода требуемых ускорений алгоритма управления движением состоит в том, что он может найти применение при создании бортовых алгоритмов управления движением ПЛА.

В конкурсной работе разработан алгоритм управления движением ПЛА, обеспечивающий наведение и смену направления движения с меньшими потерями скорости от сопротивления атмосферы по сравнению с известными алгоритмами управления. Алгоритм основан на методе «по требуемому ускорению», однако существенно отличается от известных тем, что он комбинированный: на больших удалениях от очередной точки наведения краевая задача формулируется и решается в сопровождающей системе координат, а при сближении с точкой наведения краевая задача наведения решается уже в так называемой целевой системе координат, постепенно разворачивающейся относительно вертикали в сторону следующей точки наведения. Комбинация двух вариантов решения краевой задачи наведения обеспечивает, во-первых, на больших удалениях от точки наведения малые значения краевых условий на левом конце задачи при тех же нулевых значениях на правом конце. Во-вторых, переход к решению краевой задачи при приближении к очередной промежуточной точке наведения позволяет избежать вырожденности решения.

Кроме того, последовательный разворот целевой системы координат при повороте в опорной точке в каждом цикле наведения на малые углы приводит к тому, что ускорения, требуемые по нормали и боку, также будут малыми. Последовательность малых поворотов с малыми затратами энергии и при малых углах атаки приводят к развороту траектории на следующую опорную точку с малыми потерями скорости, обусловленными сопротивлением атмосферы.

Результаты работы докладывались и были одобрены на 15-й и 16-й Международных конференциях «Авиация и космонавтика» (МАИ, 2016, 2017 гг.); XLII, XLIII Международных молодёжных научных конференциях «Гагаринские чтения» (МАИ, 2016, 2017 гг.); научно-технической конференции во ФГУП «НПЦ АП им. академика Н.А. Пилогина» (2016 г.); Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы строительства и развития РВСН» (4 ЦНИИ Минобороны России, 2016 г.); Всероссийских

научно-технических конференциях «Состояние и перспективы развития ракетного вооружения» (ВА РВСН им. Петра Великого, 2015–2017 гг.); XXXV, XXXVI Всероссийских научно-технических конференциях «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем» (Филиал ВА РВСН им. Петра Великого, 2016, 2017 гг.).

Результаты конкурсной работы реализованы во ФГУП «НПЦ АП имени академика Н.А. Пилюгина» в опытно-конструкторских работах по разработке систем управления перспективных комплексов и в учебном процессе ВА РВСН имени Петра Великого.

ЛИТЕРАТУРА

1. Горченко Л.Д. Метод терминального наведения по требуемому ускорению аэродинамически управляемых летательных аппаратов // Полёт. – 1999. – № 6. – С. 21–24.

2. Лысенко Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет. – М: Издательство МГТУ им. Баумана, 2007. – 672 с.

3. Пат. 2565266 Российская Федерация, МПК F41G 7/00. Способ управления временем прилёта спускаемого аэробаллистического летательного аппарата в заданную точку земной поверхности / Разорёнов Г.Н., Ляченков С.В.; заявитель и правообладатель: Военная академия РВСН им. Петра Великого; заявл. 27.10.08; опубл. 10.05.10, Бюл. № 13. – 6 с.

4. Пат. 2554568 Российская Федерация, МПК F41G 7/00. Формирование манёвров произвольной конфигурации на конечном участке траектории планирующего беспилотного летательного аппарата / Горченко Л.Д., Квятковский О.Ю.; заявитель и правообладатель: Военная академия РВСН им. Петра Великого; заявл. 10.04.14; опубл. 27.06.15, Бюл. № 13. – 12 с.

5. Пат. 2654238 Российская Федерация, МПК G05D 1/00. Способ управления беспилотным планирующим летательным аппаратом / Таныгин А.В., Горченко Л.Д., Байрамов К.Р.; заявитель и правообладатель: Военная академия РВСН им. Петра Великого; заявл. 8.02.17; опубл. 17.05.18, Бюл. № 14. – 8 с.

6. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями): учебник для вузов / Г.Н. Разорёнов, Э.А. Бахрамов, Ю.Ф. Титов; под ред. Г.Н. Разорёнова. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.

7. Таныгин А.В. Алгоритм терминального наведения планирующего летательного аппарата // Труды ФГУП НПЦ АП. Системы и приборы управления. Выпуск № 4. – М.: НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина, 2017. – С. 56–58.

ТЕХНОЛОГИИ ВИРТУАЛЬНОЙ И ДОПОЛНЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ В РКК «ЭНЕРГИЯ»

Фадеев И.С.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королёв, Московская область
Научный руководитель — Авруцкий Е.В.

Внедрение технологий виртуальной и дополненной реальности в РКК «Энергия» осуществляется для реализации следующих целей: усовершенствование процесса создания изделий космической техники; уменьшение времени и затрат на проектирование, изготовление и отработку изделий; повышение качества процессов на каждом этапе создания и эксплуатации изделий.

В апреле 2017 года в РКК «Энергия» введен в эксплуатацию стенд виртуальной реальности. Стенд позволяет проводить детальный осмотр и демонстрацию сложных изделий, оценку возможностей монтажа оборудования в труднодоступных зонах в виртуальной среде. Т.е., не создавая материальный макет, возможно на стадии проектирования оценить конструкцию изделия, правильность интеграции бортового оборудования в общую сборку, компоновку бортовой кабельной сети, эргономику рабочего места космонавта, отработать технологию сборки и заранее устранить дорогостоящие ошибки. В результате работ на стенде были оптимизированы изделия Корпорации. Работы по оптимизации продолжаются и в настоящее время.

С 2018 года в РКК «Энергия» технология дополненной реальности планируется к использованию в качестве вспомогательной инструкции в сборочном процессе, для демонстрации справочной информации. В данный момент технология обрабатывается для применения в качестве инструмента авторского надзора, т.е. контроля автором за соблюдением всех требований при сборке относительно проектной документации.

В качестве эксперимента проводился контроль за прокладкой кабелей на изделии по трёхмерной модели сборки. Кабели прокладывали по электронной модели сборки, по которой далее проводился контроль с использованием дополненной реальности.

Эксперимент показал практическую пригодность технологии дополненной реальности для дальнейшего использования, а также открыл ряд полезных возможностей для изделий РКК.

ВИРТУАЛИЗАЦИЯ АППАРАТУРЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ОТЛАДКИ АЛГОРИТМОВ НА СИМУЛЯТОРЕ МИКРОПРОЦЕССОРА

Шошин И.С.

АО «Государственный научно-исследовательский институт
приборостроения»,
г. Москва

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

Программная реализация системы управления беспилотного летательного аппарата предполагает двусторонний обмен информацией с периферийными устройствами системы. Симуляторы бортовых

вычислителей часто реализуют только набор инструкций микропроцессора, в связи с чем, разработку и отладку программы управления приходится осуществлять с помощью полунатурных комплексов моделирования или на обычных персональных компьютерах, используя процессоры общего назначения. Предлагается способ подключения автономных моделей бортового оборудования к симулятору микропроцессора, описанного с помощью языка моделирования цифровой аппаратуры SystemC и стандарта взаимодействия виртуальных устройств TLM-2.0. Рассмотрен процесс моделирования периферийных таймеров процессора с поддержкой прерываний.

ЛИТЕРАТУРА:

1. Gilles Mouchard, Daniel Gracia Perez, Reda Nouacer UNISIM TMS320C3x Manual. CEA List. 103 p. 2015. Available at: <http://unisim-vp.org/site/downloads/virtual-platforms/tms320c3x/unisim-tms320c3x-2.0.1-manual.pdf> (04.04.2018).
2. SystemC Version 2.0 User's Guide Update for SystemC 2.0.1. IEEE Std 1666 Language Reference Manual. 212 p. Available at: <http://www.accellera.org/> (04.04.2018).
3. OSCI TLM-2.0 The Transaction Level Modeling standard of the Open SystemC Initiative (OSCI). IEEE 1666-2011 SystemC Language Reference Manual. 102 p. Available at: <http://www.accellera.org/> (04.04.2018).
4. Texas Instruments TMS320C3x User's Guide. spru031e. pp. 12-2 - 12-14. 1997.

Направление №4

Информационно- телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем

**ИССЛЕДОВАНИЕ ДОБРОТНОСТИ ОПТИЧЕСКОЙ
СИСТЕМЫ КОЛЬЦЕВОГО МОНОБЛОЧНОГО
ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА С ПОЛУПРОВОДНИКОВЫМ
ЛАЗЕРНЫМ ДИОДОМ**

Авершин А.А.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — д.т.н., профессор Ус Н.А.

Современные мобильные подвижные средства любого назначения, в том числе и летательные аппараты, должны оснащаться соответствующими средствами навигации. Наибольшей точностью обладают спутниковые системы навигации: GPS (США), GLONAC (Россия), GALILEO (Европа). Однако, при решении задач скрытого (автономного) перемещения подвижных объектов, предпочтительным является инерциальная навигация.

Системообразующим ядром современных образцов БЛА большой продолжительности полёта, определяющим эффективность их применения, являются комплексы бортового радиозлектронного оборудования основу которых составляют бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС). Благодаря возможности определения углового положения объекта с высокой точностью в любом диапазоне углов и с высокой частотой выдачи информации БИНС к настоящему времени не имеют альтернативы.

Создание БИНС является одним из приоритетных направлений отечественного и зарубежного приборостроения. К ним предъявляются высокие требования по точности, доступности и непрерывности функционирования для различных моментов работы. Обеспечить выполнение этих требований на сегодняшний день возможно при использовании в качестве чувствительных элементов инерциальной навигации лазерных гироскопов.

В исследовании рассматривается новый сегмент лазерных гироскопов – кольцевой моноблочный гироскоп с полупроводниковым лазерным диодом (КМГ с ПЛД) вобравший в себя все достоинства ранее используемых кольцевых газовых лазерных гироскопов (КЛГ) и волоконно-оптических гироскопов (ВОГ).

Применения в качестве чувствительного элемента БИНС нового датчика угловых скоростей типа КМГ с ПЛД позволяет упростить конструкцию, юстировку и технологию производства, а также варьировать точностными параметрами модификаций объекта за счёт масштабирования моноблока и управления режимом излучения лазерного диода. Все это делает актуальной задачу анализа конструкции и добротности оптической схемы КМГ с ПЛД для дальнейшего повышения надёжности выходных характеристик навигационной системы.

Целью работы является анализ добротности оптической схемы КМГ с ПЛД, для определения области устойчивости схемы, основных параметров лазерного гироскопа за счет применения векторно-матричного аппарата.

В работе автором предложена методика анализа оптической схемы по критерию максимизации добротности и минимизации энергии управления излучением лазерного диода, позволяющая определить оптимальную конструкцию гироскопа для БИНС военного назначения с заданными показателями качества.

Результаты проведенного численного моделирования показали, правомерность применения векторно-матричного аппарата основу которого составляет – закон ABCD. При этом характеристики лазерного излучения, описываемого гауссовыми волнами, оказываются собственными для оптических резонаторов, образованных гауссовыми элементами. Полученные показатели качества кольцевого резонатора напрямую зависят от длины оптического канала и радиуса кривизны зеркал, что позволяет получить оптимальные варианты конструкции КМГ с ПЛД с максимальной добротностью оптического контура системы. Обсуждаются результаты моделирования для треугольной оптической схемы кольцевого резонатора для длин оптических каналов 50, 100, 150 мм. Результаты синтеза оптимального кольцевого оптического резонатора КМГ с ПЛД позволяют повысить надёжности БИНС на основе КМГ с ПЛД в автономном режиме.

ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИСПЫТАНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

Дрозд О.В.

Сибирский федеральный университет, г. Красноярск
Научный руководитель — д.т.н., профессор Ченцов С.В.

Разработка РЭА связана с непрерывным увеличением степени сложности проектируемых устройств, ужесточением требований к технологическому процессу полупроводникового производства, эволюцией методов и подходов к проектированию и проведению испытаний радиоэлектронной аппаратуры. Как правило, на каждом этапе жизненного цикла цифровой РЭА используются собственные аппаратные и программные средства поддержки проектирования и производства, информационная совместимость между которыми, как правило, недостаточно высока. Подобная разнородная информационная среда обладает высокой степенью эффективности на отдельных этапах ЖЦ, характеризуется высокой степенью масштабируемости и расширяемостью, но при этом отсутствуют или существенно ограничены возможности по взаимодействию программного и аппаратного обеспечения и их составляющих между вследствие закрытости средств обмена конструкторскими данными при реализации ЖЦ РЭА.

Известным способом разрешения недостатков разнородной среды поддержки ЖЦ среды является объединение различных информационных, программных и аппаратных средств в единый комплекс информационно-программных решений по информационной поддержке (ИП) жизненного цикла с формированием единого информационного пространства (ЕИП).

В России программные средства формирования единого информационного пространства успешно применяются при создании корпоративных информационных систем в нефтегазовой сфере, электроэнергетике и тяжёлом машиностроении. Однако следует отметить, что разработка и производство компонентов РЭА, в частности, систем класса СнК обладает рядом особенностей, препятствующих непосредственному внедрению существующих решений по организации информационной поддержки ЖЦ.

Таким образом, единых, апробированных подходов, методов и средств, полностью удовлетворяющих потребности в информационной поддержке при разработке и производстве цифровой РЭА на рынке не представлено, а существующие решения нуждаются в существенной доработке под особенности реализации жизненного цикла в условиях существования разнородной среды проектирования и производства.

Цель данной научно-исследовательской работы заключается в повышении эффективности и качества процесса проектирования и производства цифровой РЭА за счёт интеграции всех этапов ЖЦ проектирования и испытания изделий и формирование информационного пространства поддержки ЖЦ РЭА.

Для достижения цели данной НИР были выполнены следующие задачи: выполнить формализацию ЭКД применительно к особенностям ЖЦ СБИС СнК, выработать концептуальную модель информационного пространства поддержки ЖЦ СБИС СнК, разработать математическую модель ЭКД, включающую в себя математическую модель структуры ЭКД и динамическую модель жизненного цикла ЭКД, разработать методы и средства интеграции программных и аппаратных средств разработки и испытаний СБИС СнК.

Для формализованного описания данных-документов в настоящее время применяются модели следующих видов: теоретико-множественные, матричные, теоретико-графовые, автоматные, имитационные, функциональные, дескрипторные. В качестве эффективного метода проведения исследований, связанных с проектированием иерархических структур данных, также часто используется такой способ представления знаний предметной области, как аппарат предметно-ориентированных онтологий.

Автором предлагается гибридная модель электронного конструкторского документа в форме сочетания теоретико-множественной, теоретико-графовой и автоматной математических моделей, сочетающая в себе преимущества отдельных типов моделей (в частности, универсальность теоретико-множественной модели и наглядности в отображении межкомпонентных связей теоретико-графовой модели) и нивелирующая их недостатки.

Объектом апробации методов информационной поддержки разработанного математического аппарата и методов поддержки процесса проектирования и испытаний РЭА является перспективный цифровой угломерный навигационный приёмник (ГНСС-приёмник) МРК-60ПРМ производства ОАО «НПП «Радиосвязь» (г. Красноярск). В состав перспективного цифрового угломерного навигационного приёмника входят: антенная система из трёх микрополосковых антенн,

приёмный модуль МРК-60ПРМ, программное обеспечение приёмного модуля, соединительные кабели, эксплуатационная документация.

Аппаратная и программная поддержка проектирования и проведения испытаний цифрового ГНСС-приёмника осуществляется с помощью программно-управляемой автоматизированной системы проектирования и испытаний (АСПИ), включающего в себя соответствующие аппаратные и программные средства. Ядром аппаратных средств АСПИ является управляющая персональная ЭВМ с установленным специальным программным и аппаратным обеспечением на основе технологий VISA, IVI, SCPI, NI DAQ, использующая стандартизированный интерфейс ввода-вывода в области тестирования и измерений для управления приборами, поддерживающая интерфейсы IEEE-488 (GPIB), PXI/VXI, RS-232, а также USB и LAN для измерительных устройств.

Стенд программно-конфигурируемых измерительных приборов построен на базе универсального шасси NI PXI-1042 с контроллером NI PXI-8106 и содержит два модуля реконфигурируемого ввода вывода NI PXI-7831R и два модуля последовательной передачи данных NI PXI-8431/2. Взаимодействие измерительных приборов с опытным образцом навигационного приёмника обеспечивается тремя модулями ввода-вывода NI SCB-68. Стенд контрольно-измерительных приборов без возможности программной реконфигурации включает в себя цифровой осциллограф LeCroy WaveRunner 64Xi и анализатор спектра сигнала Agilent FieldFox Analyzer N9914A. Питание опытного образца навигационного приёмника обеспечивается источником питания постоянного тока GW Instek GPC-76030D. Также в состав АСПИ входит дополнительное отладочное средство Nallatech Xtreme DSP Development Kit-IV, включающее в себя ПЛИС Xilinx Virtex-IV XC4V SX35-10FF668 и Virtex-II XC2V80-4CS144, которое также может использоваться для отладки компонентов цифровой НАП.

Программные средства АСПИ интегрированы с аппаратными средствами и предоставляют следующие функциональные возможности: формирование эталонных значений тестовых НС, формирование потока тестовых НС, приём потока данных-результатов функционирования опытного образца ГНСС-приёмника, спектральный и статистический анализ результатов тестирования ГНСС-приёмника по сравнению с ранее сформированными эталонными значениями, обеспечение взаимодействия с системой управления инженерными данными об изделии и загрузке из нее информации, необходимой для автоматизированного формирования протоколов о проведении испытаний, формирование протоколов о проведении испытаний. Также в состав программных средств входит концептуальная имитационная модель ГНСС-приёмника, используемая при реализации модельно-ориентированного подхода к организации процесса проектирования и испытаний.

УНИФИЦИРОВАННАЯ КОНСТРУКЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЕШИФРАТОРОВ КОМАНДНОЙ И ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Егоров И.С., Яхутин С.А., Демидюк О.М.

АО «Российские космические системы», г. Москва

В работе описана конструкция существующей линейки дешифраторов командной и телеметрической информации бортовой аппаратуры для космических аппаратов. Предложена унифицированная конструкция прибора модульного типа на основе беспроводного межплатного соединения. Описаны преимущества предложенной унифицированной конструкции дешифратора командной и телеметрической информации модульного типа на основе беспроводного межплатного соединения.

1. Описание существующей линейки приборов.

Существующие дешифраторы командной и телеметрической информации, представляют собой рамочную конструкцию, состоящую из отдельных рамок с установленными платами, вертикально собранных последовательно друг за другом на кронштейнах при помощи винтов и стянутых между собой шпильками. Соединение между платами и с плат на внешние соединители выполнено из проводов. Описываемый дешифратор командной и телеметрической информации имеет габаритные размеры: 295x202x207мм и массу 9,5 кг, содержит 13 плат размером 160x140x3мм. Каждая плата имеет до 200 контактных площадок для монтажа.

Ряды приборов данного типа подтвердили свою надёжность тепловыми расчётами, механическими анализами, проведением наземной экспериментальной отработки и штатной эксплуатацией. Однако проводной способ монтажного соединения весьма трудоёмкий, и требует высокой квалификации монтажника, увеличивает время монтажа и сроки изготовления прибора, а общая длина проводов, задействованных для внутреннего монтажа составляет 800 м.

2. Предложение по унификации прибора на основе беспроводного межплатного соединения.

В результате проведенного анализа существующей линейки дешифраторов командной и телеметрической информации, а также детального механического и теплового расчёта, предложено уменьшить количество крепежных элементов (исключить из конструкции шпильки нижнего ряда), а также применить межплатные соединители типа СНП388-120РП21 взамен проводного межплатного соединения, что позволяет сократить место под внутренний монтаж и уменьшить массо-габаритные характеристики прибора при неизменном схемотехническом решении.

Перспективный унифицированный дешифратор командной и телеметрической информации модульного типа с вертикальным расположением модулей, состоит из отдельных рамок и корпусов с установленными в них платами. Каждая рамка и корпус является отдельным унифицированным функционально законченным модулем, имеющим межплатные и внешние соединители. Межплатные соединители типа СНП388-120РП21 установлены на каждой плате и располагаются в нижней части прибора. Все модули также собираются на кронштейны

при помощи винтов, и стягиваются шпильками. Точное совмещение межплатных соединителей СНП388-120РП21 осуществляется при помощи направляющих стоек, установленных на каждой плате в непосредственной близости от соединителей. Габаритные размеры унифицированного дешифратора командной и телеметрической информации модульного типа 278x202x162мм. Масса 7 кг. Внешние соединители распаиваются планарно на плату.

С точки зрения тепловых нагрузок применение межплатных соединителей способствует распределению теплового потока между платами. В результате чего снижается средняя температура прибора и увеличивается область распределения теплового потока по посадочной поверхности прибора, что подтверждается результатами конечно-элементного теплового моделирования.

Кроме того, применение межплатных соединителей улучшает механические характеристики прибора за счет ограничения перемещения плат в местах установки соединителей. В результате этого абсолютные значения перегрузок на платах, а также коэффициент передачи на платах снижается, что подтверждается результатами проведенного сравнительного анализа, выполненного средствами математического моделирования.

Данный унифицированный конструктив позволяет собирать прибор и с горизонтально установленными модулями (если прибор состоит из малого количества модулей), используя исполнение корпусов и рамок.

3. Преимущества унифицированной конструкции.

Предложенная унифицированная конструкция дешифратора командной и телеметрической информации модульного типа с использованием межплатных соединителей СНП388-120РП21, в сравнении с существующей конструкцией линейки приборов на основе проводного межплатного соединения, имеет следующие преимущества:

- Уменьшение габаритных размеров прибора;
- Снижение массы прибора;
- Снижение вероятности ошибок при монтаже;
- Повышение надёжности монтажного соединения;
- Сокращение сроков и стоимости изготовления прибора;
- Сокращение сроков и стоимости разработки КД на новые приборы за счёт применения унифицированных модулей.
- Повышение жёсткости пакета плат, за счёт сквозного соединения межплатными соединителями;
- Равномерное распределение тепловых потоков между платами через соединители;
- Удобство демонтажа и замены отдельного модуля на всех этапах обработки прибора.

На данную унифицированную конструкцию подана заявка на оформление патента полезной модели, регистрационный № 2018128309 от 02.08.2018г.

АНАЛИЗ ЦИКЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАДИОСИГНАЛОВ НА ОСНОВЕ ПРОГРАММНО-ОПРЕДЕЛЯЕМОГО РАДИО

Ефимов Е.Н.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н. Шевгунов Т.Я.

В статье рассмотрена задача получения и анализа циклостационарных характеристик радиосигналов при помощи измерительного стенда, представляющего собой персональный компьютер под управлением ОС семейства GNU/Linux, оснащенный модулем SDR RTL2832U и антенной. Во введении приведено обоснование необходимости перехода к нестационарным моделям сигналов, и, в частности, использование теории стационарных случайных процессов – одного из последовательных и непротиворечивых обобщений, хорошо согласующегося с природой сигналов, используемых в современных инфокоммуникационных системах. Достигнутый уровень проработки теоретических основ циклостационарной обработки сигналов, включающей модели и методы спектрального оценивания, позволил поставить задачу разработки исследовательского прототипа программно-аппаратной системы, выполняющей циклостационарный спектральный анализ радиотехнических и телекоммуникационных. В данной работе описывается технический облик разработанной системы, даётся описание её основных функциональных блоков, основных алгоритмов, пользовательского интерфейса и приводятся результаты работы, полученные в натурном эксперименте.

В работе приведено описание технического облика системы. Посредством интерактивного взаимодействия с пользователем при помощи графического интерфейса разработанный прототип программного обеспечения выполняет следующие функции: установка параметров захвата и обработки сигнала, отображение результатов обработки сигнала, управление устройством захвата сигнала SDR RTL2832U. В процессе разработки применены технологии и программные продукты с открытым исходным кодом и свободными лицензиями. В качестве основного языка программирования был выбран Python версии 3 – высокоуровневый язык программирования, широко применяемый одновременно в разработке прикладного ПО и в решении научно-исследовательских задач. Целевыми платформами для разработанного прототипа ПО являются операционные системы на основе GNU/Linux. Для обеспечения кроссплатформенности в качестве набора стандартных библиотек для реализации графического интерфейса выбран фреймворк Qt, позволяющий реализовать многопоточную модель работы приложения. С целью обеспечения интероперабельности и дальнейшего повторного использования разработанных программных модулей, основные задачи, решаемые приложением, были разделены на группы, для решения каждой из которых была разработана специализированная библиотека, допускающая повторное использование.

Реализованный прототип программного обеспечения выполняет вычисление матрицы оценок циклической спектральной плотности мощности (ЦСПМ) при помощи алгоритма усреднённых циклических

периодограмм, допускающего несколько вариантов оптимизации при реализации на ПЭВМ. В работе приведено обоснование оптимизации вычислений за счет расширенного использования векторизованных операций в библиотеке numru при потоковой обработке данных. Выбранный подход согласуется с поставленной задачей визуальной оценки ЦСПМ пользователем, а также с предложенной архитектурой построения специализированного ПО. Описанный в работе алгоритм работы ПО позволяет визуализировать текущую матрицу оценок ЦСПМ по ходу ее вычисления и обновления на основе новых обработанных фрагментов сигнала. Также в работе приведено описание многопоточной модели, реализованной в разработанном прототипе ПО и описание элементов пользовательского интерфейса.

В завершение приведены результаты натурального эксперимента с использованием разработанного прототипа программного обеспечения, выполненного с целью оценки эффективности предложенного подхода. Выполнены грубая и точная оценка матрицы ЦСПМ: полученные области спектральной корреляции имеют выраженную ромбовидную структуру, что соответствует характеру функции ЦСПМ на биспектральной плоскости. Проведенное моделирование и натуральный эксперимент показали, что создание программно-аппаратных решений анализа циклостационарных характеристик сигнала является перспективным направлением дальнейшей разработки.

**ОРГАНИЗАЦИЯ АДАПТИВНОГО
МУЛЬТИПЛЕКСИРОВАНИЯ ТРАФИКА
МУЛЬТИСЕРВИСНЫХ СЕТЕЙ В КАНАЛООБРАЗУЮЩЕЙ
АППАРАТУРЕ ЗЕМНЫХ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ
СВЯЗИ С УЧЁТОМ ИЗМЕНЯЮЩЕЙСЯ ПОМЕХОВОЙ
ОБСТАНОВКИ**

Ковальский А.А.

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

Научный руководитель — д.т.н., профессор Цветков К.Ю.

Постановка задачи. Исследования в работе [1] показали, что возрастающие объемы передаваемой информации при высоких требованиях к качеству обслуживания и ограниченность радиоресурса космического аппарата связи актуализируют вопросы обеспечения высокой пропускной способности земных станций спутниковой связи в условиях динамично изменяющейся помеховой обстановки. При реализации существующих технологий мультиплексирования трафика в каналобразующей аппаратуре земных станций спутниковой связи выделение радиоресурса происходит под пиковые значения интенсивности информационных потоков, без учёта его статистических характеристик, что выражается в недоиспользовании радиоресурса при общем его дефиците.

Таким образом, в работе [2] сформировано противоречие, заключающееся в наличии временных пауз, которые можно использовать как резерв для организации дополнительных каналов связи путём

статистического уплотнения и необходимостью поддержания качества обслуживания приоритетных абонентов и прочих приложений. Разрешение данного противоречия требует построения особого класса моделей, которые, с одной стороны, способны учитывать статистические свойства трафика, его разнородность и нестационарность, а с другой стороны, обеспечить требуемое качество обслуживания приоритетных источников.

Цель работы заключается в повышении пропускной способности земных станций спутниковой связи в условиях помеховой обстановки. Для достижения цели исследований в работах [3-5] предлагается использовать технологию адаптивного мультиплексирования трафика, которая будет учитывать его статистические характеристики в различных условиях помеховой обстановки, что позволит повысить пропускную способность земных станций спутниковой связи и выполнить требования по качеству обслуживания мультисервисного трафика.

Используемые методы. Как показано в работе [6], решение задачи организации оперативного управления мультисервисного трафика при адаптивном мультиплексировании в каналообразующей аппаратуре земных станций основано на использовании марковских моделей модулированного пуассоновского процесса и алгоритмов, применяемых в теории телетрафика с учётом специфики функционирования сетей спутниковой связи. Для исследования разработанных моделей использована методика расчёта, реализованная в пакете программ математического моделирования MatLab.

Новизна. Элементом научной новизны работы является учёт ряда факторов: свойств поступающего мультисервисного трафика (нестационарность, разнородность, приоритетность в обслуживании, выполнение требований по качеству обслуживания) и наличия различных режимов функционирования спутниковых радиолиний, которые зависят от условий помеховой обстановки.

Результаты. Подводя итоги, в работе [7] отмечается следующее, что использование технологии адаптивного мультиплексирования в сочетании с механизмом динамического назначения приоритетов в обслуживании мультисервисного трафика позволяет заметно увеличить число каналов связи по сравнению с существующей технологией, что соответствует повышению пропускной способности земных станций спутниковой связи либо обеспечению требуемой пропускной способности в условиях помеховой обстановки. При этом стоит отметить, что повышение пропускной способности будет зависеть от требований, предъявляемых к качеству обслуживания, вида передаваемого трафика, а также выбора режима работы модемного оборудования. Так, при наиболее жёстких требованиях к качеству обслуживания выигрыш составит до 40%, при менее жёстких (неограниченная допустимая задержка) – предельно достижимые значения составят до 120%, что в среднем составляет порядка 80%.

Практическая значимость. В работе [8], представленное решение предлагается реализовать в виде специального программно-математического обеспечения каналообразующей аппаратуры на основе программно-модульной платформы, которая должна быть интегрирована в состав автоматизированной системы

управления земной станции спутниковой связи. Реализация на основе программно-модульной платформы позволит на основе анализа статистических свойств мультисервисного трафика осуществлять его оперативное управление при адаптивном мультиплексировании в условиях изменяющейся помеховой обстановки, путём назначения информационным потокам приоритетов в обслуживании.

ЛИТЕРАТУРА

1. Топорков И. С., Ковальский А. А., Зиннуров С. Х. Модель и алгоритм управления процессом резервирования ресурса сети спутниковой связи при обслуживании мультисервисного нестационарного трафика // Известия института инженерной физики. 2016. Т. 1. № 39. С.37–47.
2. Ковальский А.А., Терещенко С.В., Шаповалов А.А. Модели и алгоритмы статистического уплотнения разнородного трафика в земных станциях спутниковой связи // Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2016. № 654. С. 34-42.
3. Ковальский А.А. Исследование адаптивного мультиплексирования и диспетчеризации мультисервисного трафика в каналообразующей аппаратуре земных станций спутниковой связи. Часть 1. Обоснование и постановка задачи // Труды учебных заведений связи. 2017. Т. 3. № 1. С. 57-65.
4. Ковальский А.А. Исследование адаптивного мультиплексирования и диспетчеризации мультисервисного трафика в каналообразующей аппаратуре земных станций спутниковой связи. Часть 2. модели адаптивного мультиплексирования трафика // Труды учебных заведений связи. 2017. Т. 3. № 2. С. 84-92.
5. Ковальский А.А. Исследование адаптивного мультиплексирования и диспетчеризации мультисервисного трафика в каналообразующей аппаратуре земных станций спутниковой связи. Часть 3. Алгоритмы диспетчеризации // Труды учебных заведений связи. 2017. Т. 3. № 3. С. 78-85.
6. Ковальский А.А. Модели статистического уплотнения и алгоритмы диспетчеризации разнородного трафика земных станций спутниковой связи в условиях изменяющейся помеховой обстановки // Труды МАИ. 2016. №90. С 20.
7. Ковальский А.А., Карабельников И.А., Афонин Г.И. Модели адаптивного мультиплексирования и алгоритмы диспетчеризации мультисервисного трафика земных станций спутниковой связи в условиях динамически изменяющейся сигнально-помеховой обстановки // Информация и космос. 2017. №1. С. 42-56.
8. Ковальский А.А. Организация адаптивного мультиплексирования трафика мультисервисных сетей в каналообразующей аппаратуре земных станций спутниковой связи с учётом изменяющейся помеховой обстановки // Системы управления, связи и безопасности. 2017. № 1. С. 175-212

АПРОБАЦИЯ ОСНОВНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ КРИТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ НА ПРИМЕРЕ СРАВНЕНИЯ МОДУЛЯТОРОВ

¹Коровин А.В., ²Шабанов А.А.

¹Центральный научно-исследовательский институт
Военно-воздушных сил Министерства обороны Российской
Федерации, г. Щелково, Московская область

²АО «НИИМА «Прогресс», г. Москва

В настоящее время перед Российской Федерацией стоит вопрос импортозамещения электронной компонентной базы (ЭКБ), особенно остро это наблюдается в средствах и системах вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ). В условиях ограниченного финансирования, дефицита технологий и кадрового состава важно правильно выбрать пути развития отечественной ЭКБ, которые позволят получить конкурентоспособные характеристики отечественной аппаратуры.

Суть методического подхода по оценке критических параметров ЭКБ заключается в определении важных параметров исследуемой микросхемы (путём сравнения с наиболее конкурентоспособным аналогом), определении блока (блоков) аппаратуры, где она используется, и оценке влияния параметров микросхемы на характеристики ВВСТ.

Апробация методического подхода проведена на примере сравнительного анализ квадратурного модулятора 1327MA015, разработанного АО «НИИМА «Прогресс», и зарубежного квадратурного модулятора ADL5375.

Одной из важных характеристик модуляторов и устройств микроэлектроники является ток потребления.

В ходе исследования выявлено, что полученный ток потребления отечественной микросхемы ниже иностранного аналога на 40 мА, и, следовательно, потребляемая мощность тоже ниже.

Также, исследуя основные характеристики квадратурных модуляторов были получены следующие параметрические данные: выходная однодецибелная точка компрессии иностранного аналога ADL5375 на частоте входного сигнала $F_1 = 3$ ГГц выше отечественной микросхемы 1327MA015 при дифференциальном включении на 5 дБм. Далее, с ростом частоты входного сигнала выходная однодецибелная точка компрессии иностранного аналога существенно падает, и при значении $F_1 = 6$ ГГц достигает значений отечественной микросхемы. В настоящее время предприятием АО «НИИМА «Прогресс» ведется разработка микросхемы модулятора с улучшенными вышеуказанными параметрами.

Полученные данные позволяют проанализировать влияние квадратурных модуляторов на отдельные блоки радиолокационной аппаратуры.

В настоящее время квадратурные модуляторы широко используются в радиолокационной аппаратуре, особенно в радиолокационных станциях (РЛС). Рассмотрим применение квадратурных модуляторов в активных

фазированных антенных решетках (АФАР), используемых в большинстве современных радиолокационных станциях.

Характеристики квадратурных модуляторов напрямую влияют и на характеристики АФАР. Так, увеличение мощности выходного сигнала, подавление несущих частот и паразитных боковых полос квадратурного модулятора позволяют увеличить излучаемую мощность АФАР, а уменьшение тока потребления отдельных модулей позволяет уменьшить общий ток потребления АФАР, что позволит в будущем внедрять новые разработки в современные РЛС без дополнительных энергозатрат.

В результате проведенного сравнительного анализа квадратурного модулятора 1327MA015, разработанного АО «НИИМА «Прогресс», и зарубежного квадратурного модулятора ADL5375 были определены основные характеристики, сильные и слабые стороны каждой из рассмотренных интегральных микросхем, определён блок аппаратуры, в котором могут использоваться микросхемы квадратурных модуляторов, определены основные характеристики ВВСТ, на которые могут оказывать влияние данные микросхемы, и был апробирован методический подход по оценке критических параметров ЭКБ.

Авторы считают, что в данной работе новым является методический подход по оценке параметров ЭКБ отечественного производства в сравнении с иностранными аналогами. Дальнейшая апробация описанного метода позволит разработать полноценную методику оценки критических параметров ЭКБ и их влияния на характеристики ВВСТ.

ЛИТЕРАТУРА

1. АО «НИИМА «Прогресс»: [сайт]. URL: <http://www.mri-progress.ru/>;
2. Analog devices. Data Sheet ADL5375: [pdf]. URL: <http://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/adl5375.pdf>.

УСТРОЙСТВО ОЦЕНКИ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ИНФОРМАЦИОННОЙ СЕТИ В УСЛОВИЯХ ИЗМЕНЕНИЯ ВХОДНОГО ТРАФИКА

Косниковский Н.Е.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — к.т.н., доцент Межуев А.М.

Работа посвящена разработке устройства оценки эффективности информационного обмена информационных сетей на основе определения скорости изменения обобщённого показателя. Предлагаемое устройство позволяет уточнить значения текущих оценок, получить оценки режима работы сети и степени устойчивости в условиях изменений входного трафика.

Разработанное устройство предназначено для достижения технического результата, заключающегося в повышении точности и информативности оценки эффективности информационного обмена

информационных сетей при изменении входного трафика за счёт определения скорости и направления изменения информационной эффективности сети, а также режимов ее работы в смысле информационного обмена. Операции, выполняемые в устройстве, и сигналы, формируемые на его выходах, могут быть практически реализованы на базе микроконтроллера и с использованием типовых устройств индикации.

Проведенные исследования показали, что определение скорости и направления изменения информационной эффективности информационных сетей при изменении входного трафика обеспечивает повышение точности оценки эффективности информационного обмена, а нахождение режима работы информационных сетей повышает информативность оценки и позволяет выработать комплекс практических мероприятий, направленных на повышение информационной эффективности сети при текущем значении входного трафика. Использование уточненной оценки информационной эффективности на основе параметра тангенс угла полосовой эффективности, позволило найти область эффективной работы сети в смысле информационного обмена при решении задач адаптации информационных сетей к условиям информационного обмена, кроме того, устройство может быть использовано для оценки степени устойчивости информационных сетей при изменениях интенсивности входного трафика в условиях высокой информационной нагрузки.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТЕЛЕФОННОЙ АППАРАТУРЫ

Курилов А.В.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора

Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Научный руководитель — к.т.н., доцент Каберов С.Р.

В работе исследуются возможности совершенствования системы технического диагностирования телефонной аппаратуры и предлагаются вариант способа и устройства диагностирования абонентских телефонных аппаратов.

Исследование путей совершенствования системы диагностирования оконечной телефонной аппаратуры средств связи по состоянию является актуальным и практически значимым с точки зрения внедрения в существующую планово-предупредительную систему технического обслуживания и ремонта техники связи, технического обслуживания с периодическим контролем и ремонта по техническому состоянию.

Разработаны принципиальная схема и алгоритм технического диагностирования, вариант структурной схемы устройства технического диагностирования телефонной аппаратуры на базе микроконтроллера, что позволило разработать способ и устройство диагностирования абонентских телефонных аппаратов, а также применить виртуальный информационно-измерительный прибор, что совершенствует систему технического диагностирования.

Разработанный способ позволит повысить оперативность проведения технического обслуживания и текущего ремонта различных типов телефонной аппаратуры как старого, так и нового парка, особенно в полевых условиях эксплуатации.

Устройство имеет возможность подключения к ПЭВМ, что позволяет оператору непосредственно с рабочего места наблюдать с экрана ПЭВМ за прохождением процесса диагностики и оперативно установить причину отказа, а как следствие в наименьшие сроки восстановить связь.

Разработанный способ и устройство диагностирования телефонной аппаратуры не исключает, а дополняет известные способы проверки абонентских линий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гордиенко Б.А. Основы построения и функционирования сетей военной телефонной связи и их систем коммутации. Ч. 1 / Под ред. Гордиенко Б.А. – С.-Пб.: ВАС, 1993. - 264 с.
2. Мальков К.А. Диагностика и текущий ремонт средств электропроводной связи. Тамбов: ТВВАИУРЭ, 2006. 181 с.
3. Власов И. И. Техническая диагностика современных цифровых сетей связи. Основные принципы и технические средства измерений параметров передачи для сетей PDH, SDH, IP, Ethernet и ATM / Под ред. М. М. Птичникова. М.: Горячая линия. Телеком, 2012. 480 с.
4. Клочков Г.Л. Цифровые устройства и микропроцессоры. Учебное пособие. Воронеж: ВИРЭ, 2006. 531 с.
5. Микропроцессорные системы. Учебное пособие для вузов / Е.К. Александров, Р.И. Грушвицкий и др.; Под общ. ред. Д.В. Пузанкова. СПб.: Политехника, 2002. 935 с.
6. Буслаев А.Б., Гаврилов А.В. Цифровые устройства и микропроцессоры (учебно-методическое пособие). Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2013. 87 с.
7. Егоров М.П. Мантуленко В.М. Телефонные аппараты. Учебное пособие. Тамбов: ТВВАИУ, 1992. 62 с.
8. Арзиманов Р.Т., Каберов С.Р. Способ и устройство диагностирования абонентских телефонных аппаратов с применением виртуальных измерительных приборов // Всероссийская научно-практическая конференция «Актуальные вопросы эксплуатации систем охраны и защищенных систем»: сборник материалов. Воронеж: ВИ МВД России, 2016. С. 224–226.
9. Арзиманов Р.Т., Каберов С.Р. Исследование возможности диагностирования абонентских телефонных аппаратов с применением виртуальных измерительных приборов // XVII Международная НПК «Информатика: проблемы, методология, технологии»: сборник материалов, Секция 2, Т. 2. Воронеж: ВГУ, 2017. С. 55–57.

**РАЗРАБОТКА ГИБРИДНОЙ СИСТЕМЫ ЛОКАЛЬНОЙ
ТЕРМОСТАБИЛИЗАЦИИ НА ОСНОВЕ
МИКРОКАНАЛЬНЫХ ТЕПЛООБМЕННИКОВ
С ПОРИСТЫМИ ВСТАВКАМИ
И ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ**

Левин В.С., Васильченко Д.В., Башарина Т.А.

Воронежский государственный технический университет,
г. Воронеж

Научный руководитель — к.т.н., доцент Шматов Д.П.

Современные тенденции развития телекоммуникационного оборудования наземных комплексов управления космическими аппаратами связаны с применением компактных устройств с возрастающей энергонапряженностью и удельным тепловыделением до 100 Вт/см²[1]. Актуален вопрос работы электронных модулей не только при повышенных положительных, но и при отрицательных температурах окружающей среды. Проблема, на решение которой направлен проект – повышение надёжности эксплуатации электронных модулей телекоммуникационного оборудования в условиях воздействия низких температур и перегрева.

Цель научной работы – разработка элементов гибридной системы локальной термостабилизации на основе микроканальных теплообменников с пористыми элементами и термоэлектрических преобразователей с заданной холодопроизводительностью, обеспечивающих стабильную работу электронных модулей. В ходе выполнения работы были разработаны четыре пневмогидравлические схемы.

Гибридная система включает в себя два контура: контур 1 МКТ (жидкостный); контур 2 ТЭМО (воздушный). Схема движения теплоносителя контуров 1 и 2 является замкнутой. Теплоноситель первого контура насосом НЦ1 подаётся в микроканальный теплообменник МКТ, где после теплообмена, поступает во внешний теплообменный блок (жидкостно-воздушный) АТ1 и затем в теплообменный аппарат блока охлаждения на основе ТЭМО. Насос регулирует расход теплоносителя за счёт изменения частоты вращения ротора. Необходимая температура теплоносителя в контуре 1 поддерживается с помощью блока охлаждения БО за счёт регулировки мощности ТЭМО.

Одним из основных элементов гибридной системы является МКТ, от эффективности которого зависит интенсивность теплообмена на электронном модуле. Разработаны несколько вариантов микроканального теплообменника, после моделирования которых будет выявлен наиболее предпочтительный.

МКТ работает по следующему принципу. Теплоноситель подаётся с одной стороны, проходит пористую вставку по рёбрам и отводится с другой стороны. Пористая вставка сверху зажимается крышкой, что исключает протекание рабочего тела поверх ребра. Течение теплоносителя, также исключено с торцов ребра с помощью непроницаемых стенок. Теплоноситель фильтруется по нормали к длинной стороне ребра.

Использование термоэлектрических модулей в системе термостабилизации позволяет обеспечить необходимые условия работы электронного модуля как в режиме термоэлектрического охлаждения, так и в режиме нагрева. Данный эффект достигается изменением направления тока через термоэлементы.

Гибридная система локальной термостабилизации обеспечивает существенную экономию ресурсов электропитания, а также надёжность и время непрерывной работы за счёт перехода к локальной (точечной) термостабилизации компонентов. Это позволит развивать телекоммуникационную инфраструктуру Российской Федерации, в том числе за счет освоения территории Сибири и Крайнего Севера.

АКТИВНО-ПАССИВНАЯ ДИАГНОСТИКА ИСКУССТВЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ В ИОНОСФЕРЕ СО СПУТНИКА

Мурлага А.Р., Ершов Г.В.

АО «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга», г. Москва
Научный руководитель — д.т.н., доцент Замуруев С.Н.

Цель работы – проработка облика системы, осуществляющей дистанционный контроль искусственных управляемых изменений состояния ионосферы и сочетающей принципы активной и пассивной диагностики ионосферной плазмы.

Для достижения цели настоящей работы были решены следующие задачи:

1. На основании анализа условий отражения электромагнитных волн от ионизированной среды определены режимы работы наземного источника нагрева, доступные прямому мониторингу со спутника.

2. Для режимов работы наземного источника нагрева, недоступных прямому мониторингу со спутника, разработан метод активной диагностики нагретого пятна в ионосфере со спутника, позволяющий как определять геометрические и электрофизические параметры пятна, так и выявлять режимы работы наземного источника нагрева, при которых пятно было создано.

Научная новизна работы состоит в следующем:

1. Теоретически обоснованы режимы работы наземного источника нагрева, доступные прямому мониторингу со спутника.

2. Разработан новый метод активной дистанционной диагностики нагретого пятна в ионосфере со спутника, основанный на разделении во временной области отраженных от границ пятна импульсов.

Выводы

1. Разработанный метод активной диагностики нагретого пятна в ионосфере, заключающийся в разделении во временной области отраженных от границ пятна импульсов, позволяет на величину от 96% до 199,75% повысить эффективность спутникового мониторинга наземного источника нагрева и, как следствие, повысить эффективность устранения эффекта, вызванного нагревом.

2. Показано, что первичное излучение типового источника нагрева в большинстве случаев отражается ионосферой на высотах меньше 400 км

над поверхностью Земли и может быть зафиксировано с использованием метода активной диагностики нагретого пятна в ионосфере.

3. Снижение массогабаритных характеристик бортовой аппаратуры при сохранении эффективности системы спутникового мониторинга достигается за счёт обработки информации, содержащейся в нагретом пятне в ионосфере.

Внедрение результатов работы

Результаты настоящей работы внедрены в АО «Центральный научно-исследовательский радиотехнический институт им. академика А.И. Берга», Санкт-Петербургском национальном исследовательском университете информационных технологий, механики и оптики, ОАО «Корпорация «Комета» и АО «Информационно-спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнёва при разработке космических систем и комплексов.

Апробация результатов работы

Работы по настоящему направлению удостоены Международной премии «EcoWorld 2017» в номинации «Экология и здоровье человека» (2017 г.), медали академика В.И. Вернадского (2017 г.), диплома молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов на соискание Премии академика А.И. Берга в номинации «Технические и инженерные науки» (2018 г.).

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ И КОРРЕЛЯЦИОННЫЙ АНАЛИЗ СИГНАЛОВ ЦИФРОВЫХ ИНТЕРФЕЙСОВ

Нужнов М.С., Денисов А.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Кузнецов Ю.В.

Увеличение скорости работы современных цифровых интерфейсов предъявляет новые требования к минимизации вероятности битовой ошибки при передаче данных. Одной из причин возникновения ошибок при передаче информации в цифровой системе является джиттер, то есть случайные фазовые отклонения фронтов цифрового сигнала в линии передачи от его идеальной реализации. Джиттер цифрового сигнала можно описать как циклоstationарный случайный процесс, так как его статистические характеристики определяются в пределах одного бита и не зависят от номера бита в последовательности [4].

Предполагается, что джиттер цифровой системы увеличивается при воздействии на линию передачи перекрестных помех от соседних источников электромагнитного излучения. Исследование влияния джиттера на систему передачи информации может проведено в полной мере при определении статистических и корреляционных характеристик сигналов.

При описании джиттера, как случайного процесса используется модель дельта-функций Дирака, предполагающая возможность выделить и оценить отдельные компоненты распределения, используя операцию обращения свертки при исследовании маргинальных плотностей вероятности цифрового сигнала. В ходе работы выполнено имитационное моделирование сигнала цифрового интерфейса под действием

перекрестной помехи собственного тактового сигнала. Получены результаты его корреляционной и статистической обработки. Показано что перекрестная помеха вызывает значительное изменение его циклостационарных характеристик.

В работе представлена уточненная модель джиттера сигналов цифровых интерфейсов, описывающая влияние перекрестных помех от соседних линий передачи данных. Предложена методика оценки статистических характеристик, основанная на решении задачи обращения свертки с последующей обработкой методом матричных пучков.

ПРЕЦИЗИОННЫЙ КВАРЦЕВЫЙ МАЯТНИКОВЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР С ЦИФРОВОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ И НАСТРАИВАЕМЫМ ДИАПАЗОНОМ ИЗМЕРЕНИЯ

Скоробогатов В.В., Николаенко А.Ю.

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

Научный руководитель — д.т.н. Калихман Д.М.

Кварцевые маятниковые акселерометры (КМА) с конца 1980-х годов применяются в ракетно-космической и авиационной технике, благодаря высоким точностным характеристикам в качестве измерителей линейных ускорений как автономно, так и в составе бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Как правило, диапазон измерения прецизионных КМА составляет ± 10 g. В последнее время остро встает задача расширения диапазона измерения ускорений с сохранением высокого уровня их точностных характеристик для применения приборов данного класса в высокоманевренных объектах.

Расширение диапазона измерения приводит к ряду трудностей. Так при увеличении диапазона измерения от 20 до 50g у кварцевых маятниковых акселерометров начинает проявляться существенная нелинейность выходной характеристики за счёт разбалансировки маятника, вследствие несовпадения точек приложения инерционной, электромагнитной и газодинамической сил, действующих на маятник в процессе работы в высоком диапазоне ускорений. Кроме того, увеличенный ток датчика момента чувствительного элемента приводит к его разогреву. Следствием указанных факторов является резкое увеличение погрешности масштабного коэффициента и систематической составляющей нулевого сигнала, что понижает класс точности прибора.

Кварцевый маятниковый акселерометр строится по компенсационному принципу, то есть в его составе есть усилитель обратной связи, который совместно с датчиком момента чувствительного элемента образует так называемую электрическую пружину. Одним из недостатков КМА является нелинейная зависимость масштабного коэффициента и нулевого сигнала от температуры, обусловленные свойствами кварцевого стекла и материала магнитов. Данная проблема до сих пор решалась, как правило, двумя способами: алгоритмической компенсацией или же подогревом блока акселерометров с выводом рабочей точки температурной характеристики на линейный участок.

В предлагаемой работе рассматривается разработка универсального цифрового усилителя обратной связи (ЦУОС), который может быть использован не только в КМА, но и в любом типе маятникового акселерометра. Алгоритмы компенсации различных погрешностей акселерометра реализуются в ЦУОС в реальном масштабе времени. В состав ЦУОС, кроме всего, включены вторичный источник питания (ВИП) и блок преобразования информации (БПИ), которые в случае аналогового регулятора, применявшегося ранее в приборах подобного типа, представляли собой отдельные блоки.

В комплекс задач, решаемых при разработке ЦУОС, входят следующие:

1. Синтез регулятора цифровой системы обратной связи. Для этого необходимо выбрать метод синтеза цифрового регулятора и сформировать закон управления в конечно-разностной форме.

2. Разработка алгоритмов компенсации температурных погрешностей масштабного коэффициента и смещения нуля кварцевого маятникового акселерометра при обеспечении высоких требований к линейности масштабного коэффициента.

3. Разработка алгоритмов компенсации разбалансировки маятника КМА в диапазоне свыше 20 g при сохранении высоких точностных характеристик прибора по масштабному коэффициенту.

4. Внесение компенсационных поправок в закон управления при сохранении динамических характеристик системы управления.

5. Обеспечение работы системы при различных способах преобразования выходной информации ЦУОС, а именно: ЦАП-, ЧИМ-, ШИМ-преобразованиях.

6. Возможность расширения задач ЦУОС при дальнейших перспективных разработках, например, при обеспечении вибрационной защиты приборов путём разработки соответствующих алгоритмов, программируемых в ЦУОС.

7. Возможность настройки диапазона измерения прибора от ± 10 g до ± 50 g в одном конструктиве за счёт перепрограммирования процессора в ЦУОС без изменения его структуры.

Особо следует отметить, что все задачи формирования компенсационных алгоритмов решаются в ЦУОС акселерометра, тем самым разгружают центральный процессор БИНС.

Структура предлагаемого ЦУОС является универсальной и отличается от аналогового УОС, в том числе и тем, что может быть применена с минимальными изменениями практически для всех типов маятниковых акселерометров.

После проведённого анализа различных схмотехнических решений наиболее оптимальным было признано техническое решение разработки ЦУОС с ШИМ управлением током датчика момента прибора. В работе представлены схмотехнические решения предлагаемого ЦУОС акселерометра с ШИМ управлением током датчика момента, приведены результаты математического моделирования и результаты экспериментальных исследований. Предлагаемые технические решения были внедрены в прибор БИЛУ (блок измерителей линейных ускорений) разработки филиала ФГУП «НПЦАП» – «ПО «Корпус» для систем управления космических кораблей (КК) «Союз-МС» и «Прогресс-МЗ».

Прибор представляет собой шестиосный измеритель кажущихся ускорений с неортогонально ориентированными осями чувствительности акселерометров. Прибор БИЛУ для системы управления КК «Союз-МС» идёт на смену аналогичному прибору с аналоговой системой обратной связи измерительного канала акселерометра, а для системы управления КК «Прогресс-МЗ» применяется впервые. Результаты исследований легли в основу кандидатской диссертации, защищённой в 2018 году [1], защищены патентами [2-4], прошли апробацию на международных конференциях [5, 6] и в отраслевых научно-технических изданиях [7].

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ ИНФОРМАЦИОННОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ И АДАПТАЦИИ ЦИФРОВЫХ РАДИОСЕТЕЙ К УСЛОВИЯМ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

Стуров Д.Л.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — к.т.н., доцент Межуев А.М.

В работе представлена имитационная модель мобильной цифровой радиосети для исследования параметров информационного обмена, а также предлагается способ структурной адаптации цифровых радиосетей с учётом изменения входного трафика и воздействия помех, основанный на использовании системы универсальных показателей оценки информационной эффективности (эффективности информационного обмена). Применение в сетях адаптации структуры требует использования обобщенного показателя качества, поэтому разработанный способ структурной адаптации цифровой радиосети основан на использовании коэффициента полезного действия передачи информации с определением его текущих значений в интервале входного трафика, в котором сеть работает эффективно в соответствии с заданным пороговым уровнем. Проведен выбор наиболее распространенных базовых и резервных топологий цифровых радиосетей. Результаты имитационного моделирования различных структур сети, в котором определены: области высокой информационной эффективности, максимальные значения коэффициента полезного действия для каждой топологии сети, конкретные точки адаптации структуры, а также подтверждают реализуемость структурной адаптации при функционировании цифровой радиосети в реальном масштабе времени, а также показывают качественный эффект при использовании разработанного способа адаптации, расширив полосу пропускания по входному трафику и увеличив глобальный показатель качества – коэффициент полезного действия по сравнению с использованием базовой структуры. Это позволит повысить и поддерживать на требуемом уровне качество функционирования сети.

**АЛГОРИТМ ПАССИВНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ
И ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ
ПО УГЛОМЕРНЫМ ДАННЫМ
ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОЙ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ
СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА**

Ханов А.С.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — к.т.н. Шипко В.В.

Определение координат и параметров движения наземных объектов с борта летательного аппарата, в том числе и беспилотного летательного аппарата, является неотъемлемой частью при решении задач разведки, наведения высокоточного оружия, информационного обеспечения радиоэлектронной борьбы и т.д. Известны способы определения координат и параметров движения наземных объектов, основанные на радиолокационном принципе. Недостатком радиолокационных методов является то, что они не всегда имеют полной достоверности результатов измерения, т.к. одни и те же измерения могут производиться до разных точек объекта или вообще для разных объектов, что характерно для городских условий и высокой плотности объектов. К тому же радиолокационные способы являются активными и носители устройств, реализующие такие способы, могут быть легко обнаружены и подавлены или уничтожены. Существуют способы пассивной радиолокации радиоизлучающих объектов, реализуемые на основе азимутально-угломерного, триангуляционного или кинематического методов. Основным недостатком способов пассивной радиолокации является то, что они не применимы для неизлучающих объектов, которыми в большинстве случаев и являются объекты интереса (сухопутная и морская военная техника, автотранспорт, люди). Поэтому актуальна задача повышения точности и скрытности определения координат и параметров движения наземных объектов.

Одним из возможных направлений пассивного определения координат и параметров движения наземных объектов является использование подвижной по азимуту и углу места оптико-электронной системы на базе гиросtabilизированной платформы типа «шар», включающая в свой состав тепловизионный канал, телевизионный канал (видеокамера), а также многофункциональный блок цифровой обработки изображений.

Целью работы является разработка и исследование точностных характеристик алгоритма пассивного определения координат и параметров движения наземных объектов с помощью бортовой гиросtabilизированной оптико-электронной системы беспилотного летательного аппарата.

В работе представлен алгоритм определения координат и параметров движения наземных объектов с помощью оптико-электронной системы с блоком цифровой обработки изображений, установленной на борту беспилотного летательного аппарата. После обнаружения и захвата

наземного объекта опико-электронной системой в отдельные моменты времени определяют углы визирования в горизонтальной и вертикальной плоскости, высоту полёта и еще ряд параметров, выступающих в качестве исходных данных. По полученным исходным данным выполняется определение координат наземного объекта и параметров его движения относительно летательного аппарата путём решения геометрической задачи по разработанному алгоритму, заложенному в бортовой вычислительной системе. Помимо этого, в блоке памяти имеется цифровая карта высот рельефа местности, соответствующая маршруту полёта, которая позволяет повысить точность определения геометрической горизонтальной дальности и последующего определения координат с учётом превышения и принижения наземного объекта относительно проекции летательного аппарата на рельеф местности. Такой подход обеспечивает пассивное высокоточное дистанционное определение координат наземного объекта, а также его параметров движения. В частности, в предлагаемом алгоритме не требуется доплеровский измеритель скорости или другое дополнительное оборудование, в результате чего существенно уменьшается стоимость и масса оборудования, устанавливаемого на беспилотном летательном аппарате, а также затраты потребляемой этим оборудованием энергии бортового источника электроэнергии.

ТЕХНОЛОГИЯ ФОРМИРОВАНИЯ ПАНОРАМНЫХ РАЗНОСПЕКТРАЛЬНЫХ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ ОБЗОРНЫХ АВИАЦИОННЫХ ОПТИКО- ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ

Холопов И.С., Храмов М.Ю., Кудинов И.А.

АО «Государственный Рязанский приборный завод»

Научный руководитель — к.т.н. Холопов И.С.

Рассмотрена технология формирования видеоизображения для области интереса пилота (оператора БПЛА) по информации от распределённых разносектральных камер авиационной панорамной опико-электронной системы. Выполнен сравнительный анализ панорамных и опико-механических обзорных систем. Рассмотрены основные проблемы, снижающие качество шивки панорамного кадра при работе с разносектральными камерами. Приведены геометрическая постановка задачи и основные аналитические выражения, описывающие процедуру формирования сферических панорам. Разработан робастный к условиям съёмки алгоритм формирования панорамного изображения по результатам предварительной фотограмметрической калибровки разносектральных камер по специальному тест-объекту. Рассмотрены основные режимы работы разработанного авторами макетного образца панорамной обзорной системы с телевизионными и тепловизионными камерами, в том числе функции улучшения видения и комплексирования информации от каналов технического зрения, работающих в различных областях спектра (с формированием как полутонного, так и цветного результата). Показано, что распараллеливание вычислений с применением технологии CUDA позволяет реализовать функции улучшения видения,

в том числе с комплексированием информации от разносектральных сенсоров и наложением дополнительной знакографической информации, для двух независимо управляемых областей интереса размером от 1024x768 пикселей с частотой не менее 30 Гц. Приведены результаты полунатурных экспериментов по отображению видеoinформации в области интереса, угловое положение которой задается по информации от джойстика или нацеленной системы целеуказания. Приведены результаты отображения окна интереса видеопанорамы в соответствии с концепцией «прозрачной кабины».

ЛИТЕРАТУРА

1. Бельский А., Жосан Н., Брондз Д., Горбачев К., Гребенщиков В., Каргаев А. Круглосуточная панорамная система технического зрения для вертолётов // Фотоника. 2013. Т. 38, №2. С. 80-86.
2. AN/AAQ-37 Distributed Aperture System (DAS) for the F-35 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.northropgrumman.com/Capabilities/ANAAQ37F35/Pages/default.aspx> (дата обращения: 01.10.2016).
3. IronVision™ [Электронный ресурс]. URL: <http://elbitsystems.com/media/IronVision.pdf> (дата обращения 10.09.2016).
4. Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю. Проблемы технического зрения в современных авиационных системах // Механика, управление и информатика. 2011. № 6. С. 11-44.
5. Обработка изображений в авиационных системах технического зрения / под ред. Л.Н. Костяшкина и М.Б. Никифорова. М.: Физматлит, 2016. 234 с.
6. Бондаренко А., Бондаренко М. Аппаратно-программная реализация мультиспектральной системы улучшенного видения // Современная электроника. 2017. № 1. С. 32-37.
7. Ikeda S, Sato T, Yokoya N. A calibration method for an omnidirectional multi-camera system // Proc. SPIE. 2003. Vol. 5006. P. 499-507.
8. Hartley R., Zisserman A. Multiple View Geometry in Computer Vision: 2nd edition. Cambridge: Cambridge University Press, 2003. 656 p.
9. Brown M, Lowe D. Automatic Panoramic Image Stitching using Invariant Features // International Journal of Computer Vision. 2007. Vol. 74(1). P. 59-73.
10. Способ автоматизированного создания трёхмерных систем городских панорам на основе данных лазерного сканирования: пат. 2601165 Рос. Федерация. № 2015105889/08; заявл. 20.02.15; опубл. 10.09.16, Бюл. № 25.
11. Szeliski R. Image alignment and stitching: a tutorial // Foundations and trends in computer graphics and vision. 2006. Vol. 2(1). P. 1-104.
12. Кудинов И.А., Павлов О.В., Холопов И.С., Храмов М.Ю. Алгоритм формирования видеопанорамы и его программная реализация с применением технологии CUDA // Информационные технологии и нанотехнологии: сборник трудов III международной конференции и молодежной школы. Самара, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2017. С. 1580-1586.
13. Kuipers J.B. Quaternions and Rotation Sequences. New Jersey: Princeton University, 1998. 400 p.

14. Челноков Ю.Н. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твердого тела и их приложения. Геометрия и кинематика движения. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 512 с.
15. Brown D.C. Close-Range Camera Calibration // Photogrammetric Engineering. 1971. Vol. 37(8). P. 855-866.
16. Burt P., Adelson E. A Multiresolution Spline with Application to Image Mosaics // ACM Transactions on Graphics. 1983. Vol. 2(4). P. 217-236.
17. Кудинов И.А., Павлов О.В., Холопов И.С., Храмов М.Ю. Формирование видеопанорамы по информации от разносспектральных камер // Информационные технологии и нанотехнологии: сборник трудов IV международной конференции и молодежной школы. Самара, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2018. С. 568-575.
18. Sanders J., Kandrot E. CUDA by Example. New York: Addison-Wesley, 2010. 290 p.
19. Zhang Z. A Flexible New Technique for Camera Calibration // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 2000. Vol. 22(11). P. 1330-1334.
20. St-Laurent L., Mikhnevich M., Bubel A., Prévost D. Passive Calibration Board for Alignment of VIS-NIR, SWIR and LWIR Images // Quantitative InfraRed Thermography Journal. 2017. Vol. 14(2). P. 193-205.
21. Костяшкин Л.Н., Павлов О.В. Нашлемные системы целеуказания и индикации для самолётов и вертолётов // Обзорение армии и флота. 2015. № 2. С. 64-66.
22. Костяшкин Л.Н., Павлов О.В., Трофимов Д.В. Проблемные аспекты разработки нашлемных систем целеуказания и индикации для вертолётов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2009. № 3. С. 57-63.
23. Jobson D.J., Rahman Z., Woodell G.A. A Multiscale Retinex for Bridging the Gap between Color Images and the Human Observation of Scenes // IEEE Trans. on Image Processing. 1997. Vol. 6(7). P. 965-976.
24. MATLAB Jet Array [Электронный ресурс]. URL: <https://www.mathworks.com/help/matlab/ref/jet.html> (дата обращения 11.10.2017).
25. Moreland K. Diverging Color Maps for Scientific Visualization (Expanded): Proc. of 5th International Symposium of Advances in Visual Computing (ISVC-2009). Part II. Las Vegas, 2009. P. 92-103.
26. Li G., Xu S., Zhao X. Fast color-transfer-based image fusion method for merging infrared and visible images // Proc. of the SPIE. 2010. Vol. 7710. P. 77100S.
27. Макет видеопанорамы из 5 камер и тепловизора [Электронный ресурс]. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=HHdj0JcKpI8> (дата обращения 20.04.2018).

СИСТЕМА МОНИТОРИНГА УГЛОВЫХ КООРДИНАТ ИСТОЧНИКОВ РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Чистяков В.А.

АО «Информационные спутниковые системы им. академика
М.Ф. Решетнева», г. Железногорск, Красноярский край,
Сибирский федеральный университет
Научный руководитель — д.т.н., доцент Бондаренко В.Н.

В статье рассматривается создание системы мониторинга угловых координат источников радиоизлучения, на базе цифровой фазированной антенной решетки. Данная система в условиях нестационарной помеховой обстановки, позволяет улучшить помехозащиту каналов связи, путём определения числа и угловых координат мешающих источников радиоизлучения, с помощью методов сверхразрешения.

Методы сверхразрешения по способу сканирования делятся на две группы: с последовательной и параллельной пеленгацией источников радиоизлучения. В работе приведены основные достоинства и недостатки данных групп методов, вследствие чего выбор был сделан в пользу метода классификации множественных сигналов с последовательным сканированием пространства. Данный метод применим для антенных систем любой формы, а также имеет лучшее разрешение в своей группе. В его основе лежит идея использования сигнального и шумового подпространства корреляционной матрицы входных сигналов.

Наряду с этим рассмотрен вариант работы системы мониторинга в случае, когда корреляционная матрица входных сигналов является вырожденной, вследствие корреляции источников радиоизлучения. Исходя из этого был предложен вариант решения данной проблемы, путём использования метода диагональной загрузки корреляционной матрицы входных сигналов.

Работа системы мониторинга угловых координат реализована на примере плоской прямоугольной 16-ти элементной антенной решетки. В качестве сигналов источников радиоизлучения использовались узкополосные и широкополосные сигналы.

В результате моделирования работы системы мониторинга угловых координат источников радиоизлучения был сформирован пеленгационный рельеф в двух плоскостях, с помощью которого удалось оценить число источников радиоизлучения, а также провести оценку качественных характеристик метода классификации множественных сигналов.

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ, ФОРМИРУЕМЫХ МНОГОДИАПАЗОННЫМИ РАДИОЛОКАТОРАМИ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ

Ященко Е.А., Брянкин А.А.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Современные радиолокационные системы дистанционного зондирования земной поверхности способны обеспечить непрерывное детальное наблюдение земной поверхности на большом удалении от зондирующей станции независимо от метеорологических условий, времени суток, при наличии дымовых завес или скрытых лесными массивами. Для формирования радиолокационных изображений (РЛИ) с высокой детализацией широкое применение нашли радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны (РСА). Ввиду ряда достоинств РСА широко применяются как в системах воздушно-космического мониторинга, так и для решения задач геологоразведки, картографирования земной поверхности.

На формируемое РСА РЛИ оказывают влияние ряд факторов: геометрические особенности подстилающей поверхности, электрические параметры подстилающей поверхности, используемая длина волны зондирующих колебаний, и т. д.

Одним из перспективных направлений в развитии РСА является использование многочастотности для более качественной обработки РЛИ, повышения информативности и обнаружения скрытых объектов. При этом для многочастотного зондирования оптимальными следует считать диапазоны 2...5 см; 50...80 см и 150...350 см. Однако в современных комплексах ДЗЗП обработка РЛИ различных частотных диапазонов осуществляется отдельно, и не учитывает корреляционные связи между РЛИ, формируемыми на разных частотах. В настоящее время обосновано наличие таких связей, разработаны модели пространственных корреляционных функций и определены их параметры для различных частотных диапазонов.

Таким образом, для повышения качества и информативности формируемых РЛИ в статье предлагается проводить комплексную обработку сигналов РСА в различных диапазонах зондирующего сигнала с использованием байесовского подхода, учитывающего взаимосвязи между РЛИ на разных частотах.

Для решения задачи комплексной обработки РЛИ в различных частотных диапазонах предлагается представить эти РЛИ в виде многокомпонентных случайных полей и воспользоваться методом оптимального восстановления статических случайных полей на основе байесовского подхода. Используя данный подход применительно к восстановлению РЛИ в двух диапазонной РСА, были получены выражения для вектора комплексной оценки формируемых РЛИ и для корреляционной матрицы ошибок, а также построена структурная схема двухканального устройства комплексной обработки, реализующего

алгоритм восстановления случайных полей применительно к задаче комплексной обработки РЛИ двух диапазонной РСА.

В целях оценки качества работы синтезированного алгоритма было проведено его имитационное моделирование. В качестве удельных коэффициентов рассеяния при моделировании использовались фрагменты реальных РЛИ, полученных с помощью РСА в Х диапазоне с длиной волны зондирующего сигнала 2,5–3,74 см и L диапазоне с длиной волны зондирующего сигнала 15–30 см. Априорные данные в байесовском алгоритме восстановления РЛИ представлены в виде корреляционных функций, разработанных математических моделей РЛИ для разных частотных диапазонов.

В процессе моделирования были получены оценки двух фрагментов одного и того же РЛИ в разных частотных диапазонах при отдельной и комплексной обработке. В статье приведен график усреднённой по пространственным координатам дисперсии ошибки при комплексной обработке и отдельной обработке.

В результате проведенных исследований установлено, что комплексная обработка нескольких РЛИ различных частотных диапазонов приводит к выявлению скрытых объектов на РЛИ и уменьшению дисперсии ошибки формируемых РЛИ по сравнению с отдельной обработкой.

Направление №5 Ракетные и космические системы

ЭЛЕКТРОИНДУКЦИОННЫЙ МЕТОД РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ПОЖАРООПАСНОЙ СИТУАЦИИ В МОДУЛЯХ РОССИЙСКОГО СЕКМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Антонов В.В.

АО «НИИ ТМ», г. Санкт-Петербург

Научный руководитель — Большаков А.А.

Раннее обнаружение пожароопасного состояния особенно актуально для замкнутого объема, так как предельная концентрация токсичных продуктов процесса горения в замкнутом объеме может быть достигнута за очень короткое время. В начальный период пожароопасной ситуации при температуре 473 К появляются аэрозольные продукты термоокислительной деструкции материалов от двух до пяти раз превышающие выход газообразных продуктов по массе. Заметное выделение аэрозольных продуктов начинается, тогда как газообразных при температуре 523 К. Отличительной особенностью этих частиц, генерируемых в окружающую среду полимером, нагретым до температуры много ниже температуры его самовоспламенения, является то, что преобладающее их количество находится в узком диапазоне размеров от 0,01 до 0,1 мкм. Это свойство позволяет создавать эффективные системы раннего обнаружения пожароопасного состояния, контролирующие количество высокодисперсных аэрозольных частиц.

В настоящее время в автоматической системе пожарной сигнализации модулей РС МКС используется пожарный электроиндукционный извещатель ИДЭ-3. В процессе эксплуатации данного устройства были выявлены существенные недостатки, не позволяющие в должной мере обеспечить требуемую пожарную безопасность в герметичных отсеках станции. Так, например, электроиндукционный извещатель ИДЭ-3 реагирует на аэрозольные частицы в диапазоне от 0,01 мкм до 2 мкм и имеет диапазон измерения массовой концентрации аэрозоля от 0,02 мг/м³ до 1,5 мг/м³. Указанное обстоятельство приводит к ложному срабатыванию извещателя в момент стыковки транспортного корабля к станции, когда происходит значительное повышение концентрации низкодисперсных аэрозольных частиц (пыли) в атмосфере отсека.

Устранение недостатков ИДЭ-3 привело к глубокой модернизации, а по сути, к разработке нового пожарного извещателя электроиндукционного типа действия ИДЭ-4. Разработанный извещатель ИДЭ-4 обеспечивает более высокую селективность именно к высокодисперсному диапазону и расширенный диапазон измерения массовой концентрации аэрозоля от 0,01 мг/м³ до 2,5 мг/м³. Более высокая селективность потребовала создания новых методик настройки извещателя, а также разработки контрольно-проверочной аппаратуры. Таким образом, разработанный АО «НИИ ТМ» электроиндукционный извещатель ИДЭ-4 обладает высокой селективностью к высокодисперсным частицам и позволяет эффективно решать задачу раннего обнаружения пожароопасного состояния внутри герметичного замкнутого объема даже при наличии значительного содержания пыли (до 3,2 мг/м³). Данное обстоятельство существенно расширяет области

применения данного пожарного извещателя, позволяя ему работать в загрязнённых средах любых замкнутых объёмов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Григорьев В.С. Раннее обнаружение возгорания с помощью электроиндукционных извещателей – Л.: Межвузовский сборник ЛИАП, вып. 171, 1984.
2. Солонько В.А., Шабардин А.Н., Колесник В.А., Григорьев В.С., Григорьев И.В. Возможность раннего обнаружения пожароопасной ситуации на судах и береговых объектах флота. – СПб: Морской вестник, №3(27), 2008.
3. Григорьев В.С., Григорьев И.В., Михаленков С.В., Шабардин А.Н. Раннее обнаружение пожароопасной ситуации – СПб: Судостроение, № 3, 2008.
4. Авторское свидетельство СССР № 1505280 кл. G 08 В 17/00, авт. Григорьев В.С., Нейман Л.А., Зайцев С.Н. Способ обнаружения пожароопасной ситуации.
5. Григорьев В.С., Григорьев И.В. Аэрозоли и связь их физических параметров с пожароопасной ситуацией – СПб: Алгоритм безопасности, №1, 2017.

ПРОЕКТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Баркова М.Е.

АО «Российские космические системы», г. Москва

Проблема космического мусора в настоящее время встаёт достаточно остро в связи с ростом космической деятельности человечества. В процессе изучения данной проблемы обнаружилась одна интересная особенность: большинство разработок, связанных с устранением космического мусора, основаны на либо уводе его с орбиты, либо на уничтожении непосредственно на орбите.

В данной конкурсной работе рассматривается космический аппарат для утилизации космического мусора (далее СКМ – сборщик космического мусора), основанный на переработке космического мусора в топливо. В процессе изучения данной проблемы создано изобретение под названием «Космический аппарат для утилизации космического мусора». Изобретение относится к области космонавтики и предназначено для очистки околоземного космического пространства от отработавших свой срок искусственных спутников Земли, прочих космических объектов и их обломков[1].

Целью настоящей работы является разработка концепции и проектирование СКМ, который позволит переработать космический мусор в топливо.

Актуальность данной работы состоит в очищении околоземного пространства от космического мусора путём переработки космического мусора в топливо, то есть безотходным способом.

Известные разработки, касающиеся данной тематики, основаны на концепции уничтожении космического мусора или увода его с орбиты [2-9, 16-20]. Данная концепция является перспективной в плане уничтожения космического мусора, в связи с образованием множества обломков мелкой фракции или неполного сгорания КМ, сведенного с орбиты, в атмосфере.

Предложено использовать концепцию создания псевдожидкого топлива. Псевдожидким называется топливо из мелкодисперсного металлизированного порошка в газовой среде. КА СКМ состоит из ловушки для космического мусора и системы её утилизации, посредством которых космический мусор перерабатывается в псевдожидкое топливо.

Реализация и внедрение данного проекта в состав российской космической группировки позволит решить следующие проблемы:

- Уничтожение малых космических аппаратов, типа CubeSat, отработавших свой срок;
- Очистка околоземного космического пространства от обломков космических аппаратов и ступеней ракет-носителей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баркова М. Е. Заявка на получение патента Российской Федерации на изобретение «Космический аппарат для утилизации космического мусора» от 11.05.2018 № 2018117527.
2. Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. Труды МАИ. Выпуск №100. Режим доступа к журн. URL:http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf (Дата обращения: 29.07.2018)
3. Трещалин. А.П. Применение оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов для предварительного определения параметров орбит околоземных объектов. Труды МФТИ. — 2012. — Том 4, №3 Режим доступа к журн.:https://mipt.ru/upload/604/f_gb4i-arphcx11tgs.pdf (Дата обращения: 01.07.2018)
4. Лебедев В.П., Хахинов В.В., Медведев А.В. Результаты наблюдения космического мусора на иркутском радаре некогерентного рассеяния в 2007-2010 гг. Солнечно-земная физика. Вып. 20 (2012) С. 97-102.
5. Трушляков В. И., Юткин Е. А. Обзор средств стыковки и захвата объектов крупногабаритного космического мусора. Омский научный вестник №2 (120) 2013. С. 56-61.
6. Кириллов В. А., Багатеев И. Р., Тарлецкий И. С., Баландина Т. Н., Баландин Е. А. Анализ концепций очистки околоземного космического пространства. Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, No 2. С. 343–351.
7. Вениаминов С.С., Червонов А.М. “Космический мусор – угроза человечеству”. ИКИ РАН, 2012. С.191.
8. Шустов Б. М., Рыхлова Л. В., Кулешов Ю. П., Дубов Ю. Н., Елкин К. С., Вениаминов С. С., Боровин Г. К., Молотов И. Е., Нароенков С. А., Барабанов С. И., Емельяненко В. В., Девяткин А. В., Медведев Ю. Д., Шор В.А., Холщевников К.В. Концепция системы противодействия

космическим угрозам: астрономические аспекты. *Астрономический вестник*, 2013, том 47, № 4, с. 327-340.

9. Левкина П.А. Физические и орбитальные характеристики объектов космического мусора по данным оптических наблюдений: дис.канд. физ.-мат. наук: 01.03.01. — М., 2016. — 123 с.

10. Похил П.Ф., Беляев А.Ф., Фролов Ю.В., Логачев В.С., Коротков А.И. Горение порошкообразных металлов в активных средах. М., «Наука», 1972. С.294.

11. Голосман Е.З., Ефремов В.Н. Промышленные катализаторы гидрирования оксидов углерода // Катализ в промышленности, С.: 2012, №5, С. 36-55.

12. Никольский В.В. Проектирование космических аппаратов: Учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. СПб, 2003. 80 С.

13. Пожаровзрывоопасность веществ и материалов в агропромышленном комплексе. Справочное издание /В.Н.Цап, С.Н. Баитова, Т.М.Гапеева, – Могилев, МГУП, 2007 – 59 с.

14. Борщев В. Я. Оборудование для измельчения материалов: дробилки и мельницы: учебное пособие, Тамбов: издательство Тамбовского Государственного Технического Университета, 2004. 75с.

15. Обзор рынка солнечных фотоэлементов в России и СНГ. Исследовательская группа «ИнфоМайн». Объединение независимых экспертов в области минеральных ресурсов, металлургии и химической промышленности. Москва, 2008. Режим доступа URL: https://www.marketing-services.ru/imgs/goods/1005/gynok_soln_fotoe1.pdf

16. Varvin D., Manis A. CubeSat Study Project Review. Orbital Debris Quarterly News. available at: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/odqnv22i1.pdf>

17. Lei Lan, Jingyang Li, Hexi Baoyin. Debris Engine: A Potential Thruster for Space Debris Removal. 2015. available at: <https://arxiv.org/abs/1511.07246>

18. Ракеты-носители. Электронный ресурс. Режим доступа URL: <https://www.roscosmos.ru/33/> (Дата обращения: 28.08.2018).

19. ESA's Annual Space Environment Report. Produced with the DISCOS Database. available at: www.esa.int

20. Brijesh Patel1, Kalpit P. Kaurase1, Prabhat Ranjan Mishra1. A Critical Review on Safe Disposal Techniques of Space Debris. available at: http://www.journalrepository.org/media/journals/JGEESI_42/2017/Nov/Patel1232017JGEESI36947.pdf

МНОГОРАЗОВЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ С АЭРОДИНАМИЧЕСКИ НЕСУЩИМ КОРПУСОМ

Волков А.Н.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Зотов А.А.

Рассматривается концепция многоразового космического корабля с оригинальной формой корпуса, которая обеспечивает высокое

аэродинамическое качество и большие углы атаки на всех этапах полёта корабля.

Многоразовый транспортный космический корабль (МТКК) нового поколения должен обладать преимуществами перед существующими транспортными космическими аппаратами капсульного типа («Союз»), а также крылатого типа («Спейс Шаттл», «Буран»). Во-первых, должна быть снижена величина затрат на их эксплуатацию, повышена надёжность и безопасность эксплуатации, повышена относительная масса полезного груза, обеспечен более широкий маневр по боковой дальности полёта при спуске с орбиты, что позволяет расширить диапазон возможных траекторий возвращения. Наконец, должна быть обеспечена самолётная посадка с высокой степенью безопасности.

Предлагаемая форма аэродинамически несущего корпуса МТКК в виде эллипсоида с плоской нижней поверхностью, большая ось которого (в плане) расположена вдоль вектора набегающего потока, а малая ось эллипса – перпендикулярна к вектору набегающего потока, позволяет обеспечить, при наличии аэродинамических органов стабилизации, довольно высокое аэродинамическое качество на дозвуковых режимах полёта при посадке ($k_{доз} = 5-7$), что очень важно при самолётной посадке таких МТКК.

Проведенные расчёты, продувки в аэродинамической трубе и лётные испытания радиоуправляемой модели дают основание для оптимистичной оценки предложенной концепции.

При реализации мер, направленных на улучшение аэродинамических характеристик и повышения безопасности полёта таких аппаратов на всех режимах (в том числе и при посадке на аэродромную полосу) за счёт дублирования органов стабилизации и управления, использования энергетических способов увеличения коэффициента подъемной силы за счёт тангенциального выдува струй сжатого воздуха (газа) на верхней поверхности корпуса и др., предложенная геометрическая форма «несущего корпуса» обеспечит надёжную и безопасную посадку МТКК на аэродромную полосу, при этом скорость при посадке не будет превышать посадочную скорость современных транспортных самолётов.

Одним из главных обобщенных аэродинамических параметров, характеризующих аэродинамическое совершенство геометрической конфигурации космического корабля, является коэффициент аэродинамического качества на гиперзвуковом режиме полёта. Для крылатых космических кораблей типа «Спейс Шаттл» и «Буран» коэффициент качества на гиперзвуке достигает величины $k_{гип} \approx 1 \dots 2.0$. Результаты расчёта первичной модели, предложенной нами схемы аэродинамически несущего корпуса показали близкое аэродинамическое качество на гиперзвуке (при $M_{\infty} \geq 5$) $k_{гип} = 1.5-1.9$.

АГРЕГАТ ПОСАДКИ И ЭВАКУАЦИИ КОСМОНАВТОВ

Грошев А.Н.

АО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ», г. Москва

Научный руководитель — Волков А.В.

Объектом исследования в данной работе стал анализ нештатных ситуаций, возникающих на стартовой площадке. Особое внимание

уделялось спасению экипажа космического корабля. Представлено эффективное техническое решение ряда аварийных ситуаций с использованием агрегата посадки и эвакуации космонавтов. Важной задачей пилотируемой космонавтики является безопасность экипажа и обслуживающего персонала на всех этапах подготовки к пуску, пуску и полёте. Помимо этого, важными задачами будут сохранение невредимыми стартового комплекса и РН. Таким образом особое внимание должно уделяться средствам быстрого удаления экипажа и обслуживающего персонала от источников опасности на необходимое расстояние. Комплексным решением этой задачи станет использование агрегата посадки и эвакуации космонавтов на этапе наземной подготовки и САС на этапе выведения и орбитального полёта. Аналог данной системы использовался в РКН «Энергия-Буран». Данное решение позволит снизить стоимость системы доставки космонавтов на борт космического корабля.

ЛИТЕРАТУРА

1. Береговой Г. Т., Ярополов В. И., Баранецкий И. И. и др. Справочник по безопасности космических полётов. - М.: Машиностроение, 1989. - 336 с.
2. Бармин И. В. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники. Кн. 1,2. - М.: И ДС «Полиграфикс РПК», 2005. - 416 с.
3. Патент на изобретение № 2641576, 21.09.2016. Наземный агрегат посадки и эвакуации космонавтов / Алеханов Ю.А., Волков А.В., Марков О.Ю., Первушин А.А., Полянский В.И.

ГЕКСАКОПТЕР С ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МАРСА

Давыдов П.К.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Артамонов Б.Л.

На сегодняшний день исследовательские миссии с помощью марсоходов на Марсе ограничены в перемещении и передвигаются очень медленно. Curiosity, например, более чем за 4,5 года работы проехал 16 километров. Недостаток в виде малой скорости исследования отсутствует у беспилотных ЛА. Идеей и реализацией запусков беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) занимается NASA уже не первый год.

Преимущество использования БПЛА – гораздо большая охватываемая площадь за короткий промежуток времени, следовательно, получение большого количества нужной информации (картографирование местности).

Задачи, выполняемые проектируемым мультикоптером на Марсе.

1. Поиск мест для приземления космических аппаратов с помощью фотосъёмки. Так как неровная поверхность, большие камни, глубокий песок – всё это может привести к неудачной посадке или катастрофе.

2. Детальное исследование поверхности, для составления оптимального курса марсоходов. С помощью современных технологий, можно составить 3D карту поверхности по изображениям.

3. Изучение поверхности для дальнейшего исследования. Например, сплущих пород и металлов вроде железа и алюминия.

4. Исследование атмосферы Марса. Поиск метана. Метановые выбросы зарегистрированы в кратере Гейла. Источник метана на Марсе пока что неизвестен.

При проектировании летательного аппарата были учтены следующие условия летательного аппарата в атмосфере Марса:

- плотность атмосферы 0.02 кг/м³;
- температурные условия от -130 до +30 градусов по Цельсию;
- ускорение свободного падения 3.71 м/с²;
- скорость звука 244 м/с.

Концепция работы со стационарной платформой

За счёт использования большего количества несущих винтов, можно получить необходимую тягу при низкой плотности атмосферы Марса. Проектируемый летательный аппарат является беспилотным, из-за большой временной задержки при отправке радиосообщений, сигнал идёт от 4 до 24 минут в одну сторону.

Беспилотный летательный аппарат отправляется на Марс вместе со стационарной платформой. Стационарная платформа после приземления, выравнивается за счёт подвижных упоров, заодно выровняв посадочную панель для последующих посадок БПЛА. Неподвижная станция заряжается от солнечных панелей, служит источником подзарядки для БПЛА, а также передаёт данные, полученные с БПЛА, на Землю. За прототип взята посадочная платформа, которая является частью космического аппарата Экзомарс 2020.

При проектировании аппарата учитывались характеристики имеющихся электродвигателей и аккумуляторные батареи, способные работать в условиях Марса. Показано, что оптимальным вариантом мультикоптера является гексакоптер с шестью несущими винтами. Предлагаемый гексакоптер имеет следующие параметры:

- 1) диаметр винта – 0.98 м;
- 2) коэффициент заполнения винта – 0.2;
- 3) рабочие обороты – 2 483 об/мин;
- 4) окружная скорость концов лопастей винта – 124.9 м/с;
- 5) число Маха в концевом сечении лопасти – 0.5;
- 6) угол установки в характерном сечении лопасти винта – 25.9 градусов;
- 7) КПД винта – 0.8;
- 8) сила тяги одного винта – 11.1 Н;
- 9) сила тока – 10.9 А;
- 10) потребляемая мощность одного винта – 525.1 Вт.

При использовании двигателя FL86BLS98 (440 Вт) обеспечивается самый продолжительный полёт, в сравнении с другими двигателями, $t = 27,9$ мин.

Рабочие характеристики винтомоторной группы с электродвигателем FL86BLS98

Был построен алгоритм решения характеристик винтомоторной группы с выбранными параметрами при управлении рабочими оборотами и реализуемой силой тяги винта, подаваемой на электродвигатель напряжением.

Алгоритм расчёта балансировки

Находим формулы для нахождения сил тяг для каждой пары винтов. Для ответа на поставленные вопросы разработана математическая модель анализируемого аппарата, с помощью которой методом численного интегрирования можно рассчитать аэродинамические характеристики жёсткого винта фиксированной геометрии, находящегося под определённым углом атаки по отношению к вектору скорости набегающего потока с разными окружными скоростями винта. Модель основана на квазилинейной дисковой вихревой теории винта профессора В.И. Шайдакова.

Система уравнений в общем случае нелинейна и решается на ЭВМ методом последовательных приближений. Однако введением ряда допущений она может быть преобразована к виду, позволяющему получить приближенные аналитические решения.

Построив график полёта гексакоптера от угла наклона, определяем его ограничения, находим максимальную высоту.

Построив указательницу скоростей, определяем: $H_{стат}=600$ м – статический потолок; $H_{дин}=1500$ м – динамический потолок; $V_{хmax}=165$ км/ч – максимальная горизонтальная скорость; $V_{уmax}=4,1$ (м/с) – максимальная скороподъёмность. $V_{у0} =$ (при $V_x=0$)= 10.5 км/ч скороподъёмность при нулевой горизонтальной скорости. Режим наибольшей продолжительности полёта при скорости в 25 м/с у поверхности Марса.

Максимальная исследуемая площадь $2\ 234$ [км]². Срок активного исследования поверхности: 41.8 ч. Программа исследования проходит в течении года.

Curiosity за год работы исследует 4 [км]². Цена одного марсохода – 2,5 млрд \$. Чтобы исследовать 2234 [км]², понадобится 559 марсоходов общей ценой в 1,397 триллион \$. Цена разработки нового гексакоптера Цразр= $149\ 826$ \$. Цена гексакоптера при производстве 6 штук Ц (в.6) = 23929 \$

Таким образом, проектируемый гексакоптер для исследования Марса, не имеет в мире действующего аналога. Проектирование такого рода беспилотника, позволит ускорить научные исследования планеты и добудет обширное количество необходимой информации.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАНЕЛЬНЫХ ТЕПЛООБМЕННИКОВ-ИЗЛУЧАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК

Ильмов Д.Н., Мавров В.А.

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», г. Москва

Одним из ключевых элементов космической энергоустановки большой мощности является теплообменный аппарат – «холодильник-излучатель», предназначенный для сброса в космическое пространство

той части тепла, которая не может быть превращена в полезную работу. Относительно простым в изготовлении и технологичным является панельный холодильник излучатель (ПХИ). Удобной для анализа моделью ПХИ является его представление в виде параллельных трубок (потоков) с двумя полуребрами. На основе данного подхода предложена математическая модель ПХИ, разработаны алгоритмы поиска оптимальных параметров.

Получено, что жидкометаллический теплоноситель Na-K, несмотря на свою высокую теплопроводность, не даёт преимуществ по эффективности ПХИ по сравнению с дифенильной смесью. При разработке конструкции ПХИ с минимальной массой следует стремиться к минимально возможной технологически толщине ребра. Кроме оптимизации по массе предложен альтернативный алгоритм отыскания наилучших параметров с целью повышения метеоритной неуязвимости ПХИ. Для повышения надёжности ПХИ предлагается оснастить каждый поток запорными клапанами, которые будут его отсекают при повреждении. Разработаны математические подходы, позволяющие определить количество повреждённых потоков и надёжность ПХИ с отсечными клапанами.

По итогам проведённой работы можно предложить концепцию проектирования «классического» панельного холодильника-излучателя. Он представляет собой набор толстостенных трубок (со стенкой толщиной 5 – 8 мм), малым диаметром канала (2-3 мм) и большим количеством потоков (300-400). В качестве теплоносителя рекомендуется дифенильная смесь. Изготовление целесообразно выполнять из алюминиевых сплавов вытяжкой цельного профиля. Преимуществом такой конструкции является высокая технологичность и отсутствие контактных термических сопротивлений, а оснащение каждого потока отсечными клапанами позволяет добиться высокой надёжности системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Грязнов Г.М., Пупко В.Я. «Топаз-1» — советская космическая ядерно-энергетическая установка // Природа. 1991. № 10. С. 30-36.
2. Сияевский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 25-46.
3. Lee S. Mason A Power Conversion Concept for the Jupiter Icy Moons Orbiter // AIAA-2003-6007. 2003. P. 1-10.
4. Расчётное сопоставление эффективности применения различных теплоносителей для панельных холодильников-излучателей космических аппаратов. / Н.Н. Волков, Л.И. Волкова, А.Л. Григорьев, Д.Н. Ильмов. [и др.] // Теплоэнергетика, 2018. № 11. С. 78-86.
5. Чечеткин А. В. Высокотемпературные теплоносители. М., Энергия, 1971.
6. Жидкометаллические теплоносители. / Боришевский В.М., Кутателадзе С.С. и др. М., Атомиздат 1976. 328 с.
7. Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров: Пер. с англ. / Справочник. – М.: Атомиздат, 1979. – 216 с.
8. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 720 с.

9. Миронов В.В., Толкач М.А. Баллистические предельные уравнения для оптимизации системы защиты космических аппаратов от микрометеороидов и космического мусора // Космическая техника и технологии. 2016. № 3(14). С. 26–42.

10. Миронов В.В., Толкач М.А. Модели метеороидной среды в околоземном космическом пространстве и определение плотности потока метеороидов // Космическая техника и технологии. 2017. № 2(17). С. 5–16.

11. Миронов В.В., Толкач М.А. Защита от метеороидов и космического мусора (вероятность не повреждения космических аппаратов метеороидами и космическим мусором). НТО ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», инв.№6753, 2017г. 112с.

12. ГОСТ 25645.128-85. Вещество метеороидное. Модель пространственного распределения. М.: Издательство стандартов, 1985. 24 с.

13. Элемент устройства сброса низкопотенциальной энергии космического аппарата; Патент на изобретение № 2603698; Российская Федерация, заявка №2015139565 от 18.09.2015, опубликован 07.11.2016 Бюл. №33, 7с.

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЦЕНТРОБЕЖНОГО СТЕНДА ПРИ КВАЗИСТАТИКО-КОЛЕБАТЕЛЬНОМ НАГРУЖЕНИИ ИСПЫТУЕМОГО ОБЪЕКТА

Лобастов И.А., Палешкина Ю.В., Алексеева Н.Н.

МАИ, г. Москва

В настоящее время ракетно-космическая техника (РКТ) развивается бурными темпами во всех передовых странах. В эту перспективную отрасль вкладываются огромные средства. РКТ имеет ряд особенностей. Её конструкции невозможно дублировать, после начала лётной эксплуатации практически невозможно отремонтировать. Спроектированная конструкция должна быть работоспособной на всех этапах эксплуатации. Факторы нагружения определяют облик, внутреннюю структуру конструктивных элементов и конструкцию в целом, а анализ нагружения является важной, неотъемлемой частью проектирования элементов ракетно-космической техники. Отсюда возникает вопрос ещё на стадии эскизного проектирования о возможности применения имеющейся экспериментальной базы разработчика ракетно-космической техники для проведения экспериментальной отработки в условиях, приближенных к натурным условиям эксплуатации изделия. Так как моделирование комбинированных нагружений, например, при входе спускаемых аппаратов в атмосферы с различными плотностями представляет сложную техническую проблему, состоящую в необходимости одновременного нагружения изделий массой до нескольких тонн и диаметром до 3 м с меняющейся по определённому закону перегрузкой в диапазоне от 50 до 400, резкостью 10 - 30 с-1 и длительностью фронта 10...30 с, а также колебательной, аэродинамической и тепловой нагрузками. Поэтому при имитации в наземных условиях входа СА в атмосферу планет для реализации

одновременного воздействия вышеуказанных факторов, с одной стороны необходимо применять специальные стенды, которые позволяют моделировать заданные условия эксплуатации в наземных условиях, а с другой – разрабатывать программно-методическое обеспечения, позволяющее проводить выбор оптимальных критериев проведения испытаний на этих стендах.

Основной отличительной чертой квазистатико-динамического нагружения является воспроизведение динамической составляющей в общем нагружении вместо имитации её только статической составляющей. Это позволяет экспериментально оценить влияние колебаний на несущую способность конструкции, что нельзя сделать при раздельном испытании.

Целью работы является создание программного комплекса для решения задачи выбора оптимальных параметров центробежного стенда при квазистатико-колебательном нагружении объекта испытаний.

Постановка задачи исследования:

1. провести анализ спуска и конструктивных особенностей спускаемых аппаратов при входе в атмосферу планеты
2. провести расчёт и определить основные параметры движения спускаемого аппарата в атмосфере Венеры при различных углах входа
3. на основе полученных данных выбрать оптимальные параметры центробежного стенда

Работа разделена на три раздела. В первом разделе дана краткая характеристика по исследуемой планете Венере. Показана актуальность освоения космического пространства с помощью космических аппаратов на примере изучения Венеры, представляющей интерес, как с точки зрения фундаментальной науки, так и с точки зрения сравнительной планетологии. Такого рода исследования позволяют провести параллели в будущее, показывая возможные пути эволюции нашей Земли, её атмосферы и климата. К тому же, ближайшее будущее следует рассматривать исходя из необходимости полномерного развития фундаментальных исследований Солнечной системы, включая планеты, их спутники, кометы и астероиды. Так как они нацелены на выяснения происхождения и ранних стадий эволюции планетного вещества, динамических процессов формирования небесных тел и Солнечной системы в целом, установление критериев, предопределивших развитие сложившихся природно-климатических условий на Земле и других планетах.

Во втором разделе проведен анализ спуска и конструктивных особенностей спускаемых аппаратов при входе в атмосферу планеты. Так как ввиду сложности и новизны современных СА в настоящее время нельзя точно рассчитать динамические процессы, происходящие в аппарате, и надёжность его функционирования. Это объясняется неполнотой исходных данных о действительных режимах работы системы в натуральных условиях, а также о сложных случайных взаимодействиях подсистем, в особенности на переходных нестационарных режимах функционирования СА. Все это приводит к тому, что спроектированная конструкция РКТ должна быть надёжной и работоспособной на всех этапах эксплуатации. Поэтому экспериментальной отработке изделий РКТ уделяется исключительное внимание, а основным условиям проведения

экспериментальной отработки РКТ является наличие комплекса испытательных стендов. Учитывая данные обстоятельства, стоит отметить, что все чаще встречаются случаи, когда степень сложности наземной экспериментальной базы сопоставима со степенью сложности испытываемых систем РКТ. В результате чего экспериментальная отработка, подтверждение прочности и функционирования элементов РКТ требует больших затрат времени и финансовых ресурсов. К тому же различие условий межпланетных перелетов, характеристик планеты и её атмосферы, а также массово - инерционных характеристик спускаемых и посадочных аппаратов привело к появлению новых динамических процессов полёта, связанных с организацией приближения аппарата к атмосфере планеты, надёжным прохождением ее плотных слоев и обеспечением, в зависимости от программы полёта, либо проведения научных экспериментов в ее атмосфере, либо мягкой посадки и функционирования на поверхности планеты, либо взлет с поверхности для доставки возвращаемого аппарата с грузом на Землю. В связи с этим этап входа спускаемого аппарата (СА) в атмосферу, этап парашютирования и этап посадки аппарата на поверхность планеты – наиболее сложные и ответственные этапы межпланетного полёта.

В третьем разделе в соответствии с поставленными задачами расчётная часть работы была разделена на три подэтапа. В первой части по известной математической модели производится моделирование движения СА в атмосфере планеты при различных углах входа по баллистической траектории. В результате расчётов полученные данные послужили исходными данными для второго этапа – расчёта и выбора параметров центробежного стенда для проведения испытаний при квазистатико-колебательном нагружении. На данном этапе моделирования испытаний результатом являются анализ и выбор проектных параметров стенда и режим проведения испытаний при заданных условиях функционирования и эксплуатации изделия. На третьем этапе на основе составленного алгоритма был произведен расчёт мощности привода центробежной установки с учётом эксплуатационных ограничений при выбранном режиме работы стенда.

В заключении представлены результаты, проделанной работы. На основе математических моделей и алгоритмов расчёта, используя среду MATLAB, разработан программный комплекс, позволяющий при различных исходных данных, как аппарата, так и его движения в атмосфере планеты, получить эксплуатационные и энергетические параметры стенда на определённых испытательных режимах.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЁЖНОСТИ СОВРЕМЕННОЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ С НЕДОСТАТОЧНОЙ СТАТИСТИКОЙ

Марченко М.В., Гордеева С.В.

ФГУП «МОКБ «Марс», г. Москва

В работе рассматривается применение расчётно-экспериментального метода эквивалентного слабейшего звена для оценки вероятности

безотказной работы бортовой системы управления разгонного блока «Бриз-М» на стадии мелкосерийного производства по статистике, набранной на отработочных и эксплуатационных испытаниях за один год. Получена оценка вероятности безотказной работы высоконадёжной сложной технической системы с резервированной структурой. В силу недостаточности экспериментальных данных, представленных в виде информации о результатах испытаний по биномиальному плану, оценка надёжности проводится путём определения интервальных оценок показателей надёжности системы по результатам испытаний ее элементов. Исходя из функционально-надёжного анализа, система представляется как параллельно-последовательная структура, состоящая из подсистем и элементов. По известной функции связи вероятности безотказной работы системы с вероятностями безотказной работы её элементов определяется нижняя доверительная граница вероятности безотказной работы как минимум нижних доверительных границ для вероятности безотказной работы подсистем, если они определены в предположении равенства точечных оценок вероятности безотказной работы подсистем при реальных объёмах испытаний. В работе приведён пример применения и получена оценка вероятности безотказной работы за время подготовки к пуску и полёта выделенного узла бортовой системы управления РБ «Бриз-М», рассчитанная методом эквивалентного слабейшего звена с заданной доверительной вероятностью по результатам испытаний за один год.

МОДЕЛИРОВАНИЕ УСТРОЙСТВА АРРЕТИРОВАНИЯ И ДИНАМИКИ РОТОРА ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ- МАХОВИКА С АКТИВНЫМ МАГНИТНЫМ ПОДВЕСОМ ДЛЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Поляков М.В.

Национальный исследовательский Томский политехнический
университет,
г. Томск

Научный руководитель — д.т.н., профессор Дмитриев В.С.

Объектом исследований в настоящей конкурсной работе является электродвигатель-маховик с активным магнитным подвесом, используемый в качестве исполнительного органа прецизионной системы ориентации и стабилизации космического аппарата.

Целью работы являлось моделирование и оптимизация устройства арретирования ротора электродвигателя-маховика с активным магнитным подвесом, используемого для фиксации ротора при отключенной системе электромагнитного подвеса, а также разработка математической модели ротора, описывающей формы его собственных колебаний, предназначенной для исследования динамики роторной системы и синтеза системы управления магнитными подшипниками.

В конкурсной работе проведен анализ актуальности проблемы микровибраций и возмущающих воздействий на борту космических аппаратов, требующих высокой точности и стабильности ориентации

целевой аппаратуры в пространстве. Отмечена возможность применения активного магнитного подвеса ротора для снижения возмущающих силовых воздействий, создаваемых электродвигателем-маховиком прецизионной системы ориентации космического аппарата. Приведено описание конструкции, результаты электромагнитного и теплового моделирования и оптимизации разработанного устройства арретирования, на основании которых выбрана оптимальная циклограмма изменения силы тока электромагнита при разарретировании ротора и его удержания в разарретированном положении.

В рамках исследования динамики системы «ротор – магнитные подшипники» и синтеза системы управления активным магнитным подвесом, обеспечивающей минимальные возмущающие воздействия, разработана математическая модель ротора, позволяющая определять критические скорости и амплитуды колебаний ротора с учётом форм его собственных колебаний. Погрешность разработанной модели не превышает 1% в сравнении с результатами конечно-элементного моделирования, что позволяет использовать ее при дальнейшем синтезе системы активного магнитного подвеса. По результатам исследования математической модели предложен ряд решений, направленных на оптимизацию динамических характеристик, в том числе и симметризация подвеса.

Результаты работы использованы при проектировании в АО «НПЦ «Полос» макетного электродвигателя-маховика с активным магнитным подвесом и оптимизации его системы управления.

НАДУВНАЯ КОНСТРУКЦИЯ ОБОЛОЧКИ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ДАЛЬНИХ И ДЛИТЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЁТОВ

Рамазанова Д.Р.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Алифанов О.М.

Объектом исследований в настоящей конкурсной работе является конструкция внешней оболочки перспективного пилотируемого космического аппарата (ПКА) для дальних и длительных полётов.

Целью исследований является разработка нового типа внешней оболочки для уменьшения массы конструкции пилотируемого космического аппарата нового поколения, способной при этом обеспечивать необходимые требования по температурным, защитным, прочностным характеристикам и условиям герметичности.

В процессе выполнения конкурсной работы проведена разработка конструкции ПКА нового поколения, основанной на выбранной приоритетной задаче – устранение негативного влияния невесомости на организм человека при длительном пребывании (более 1 года) в космическом пространстве, т.к. следующим этапом развития космонавтики является освоение дальнего космоса.

Предложено решение по уменьшению массы ПКА за счёт применения мягкой гибкой надувной оболочки. Проведен анализ существующих решений гибких надувных оболочек зарубежных и отечественных

аналогов. А именно, рассмотрены конструкторские решения и характеристики американской оболочки КА «BEAM», оболочки, разрабатываемой в РКК «Энергия».

Предложена конструкция мягкой надувной гибкой оболочки для разработанной конструкции ПКА нового поколения.

Произведено сравнение характеристик трёх типов оболочек с определением общих и отличительных черт конструкции и системы, обеспечивающей разворачивание оболочек.

На данный момент все решения находятся на этапе исследования, проектирования и начальных проб. В ходе дальнейших работ могут многократно изменяться решения.

Все варианты попадают в русло перспективного направления длительных космических полётов. Решения должны обеспечить высокую надёжность КА с максимально лёгкой конструкцией.

ЛИТЕРАТУРА

1. Kennedy K.J., Raboin J., Spexarth G., Valle G. Inflatable habitats // In Gossamer Spacecraft: Membrane and inflatable structures technology for space applications. AIAA. 2001. P. 527–552.

2. TransHab. <http://spaceflight.nasa.gov/history/station/transhab/>

3. The Bigelow Expandable Activity Module (BEAM). <http://bigelow aerospace.com /beam>

4. Трансформируемые крупногабаритные конструкции для перспективных пилотируемых комплексов/ Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурьлов Л.С. и др.// Космическая техника и технологии. 2016. № 2(13), 23-33

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕПЛОЙ ЗАЩИТЫ СОЛНЕЧНОГО ЗОНДА С УЧЁТОМ СТРУКТУРЫ ВЫСОКОПРИСТОГО ЯЧЕИСТОГО УГЛЕРОДНОГО МАТЕРИАЛА

Салосина М.О.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Алифанов О.М.

Высокопористые ячеистые материалы обладают большими потенциальными возможностями для изготовления высокоэффективной тепловой изоляции перспективных летательных аппаратов, включая гиперзвуковые летательные аппараты, спускаемые космические аппараты, солнечные и планетарные зонды, конструкции и системы которых в процессе эксплуатации подвергаются экстремальному тепловому воздействию. Достоинства данных материалов включают низкую плотность, высокую термостойкость, достаточную прочность в диапазоне рабочих температур и малую теплопроводность.

Высокопористые ячеистые материалы на основе стеклоуглерода, наполненные углеродным аэрогелем и покрытые оболочкой из углерод-углеродного материала или керамического композиционного материала рассматриваются в качестве перспективной теплозащитной системы, обладающей хорошими теплоизоляционными свойствами и малой массой,

для многоразовых транспортных систем. В системах тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов предлагается использовать сэндвич-панели с внешними слоями из плотного карбида кремния и ядром из высокопористого ячеистого материала на основе карбида кремния. Для изготовления высокотемпературной теплоизоляции космических аппаратов большой интерес представляют высокопористые ячеистые углеродные материалы с пористостью от 82 до 98 %.

Теплофизические характеристики высокопористых ячеистых материалов существенно зависят от многих факторов: температуры, состава материала, геометрических параметров структуры, свойств исходного сырья, используемой технологии производства материала, условий эксплуатации. Благодаря этому появляется возможность в процессе производства управлять свойствами получаемых высокопористых ячеистых материалов в достаточно широком диапазоне, создавая материалы с заранее заданными свойствами, оптимальными для конкретных условий эксплуатации.

В данной работе рассматривается метод оптимального проектирования многослойной теплозащиты, в состав которой входит высокопористый ячеистый углеродный материал, с учётом структуры материала. Постановка традиционной задачи теплового проектирования подразумевает определение толщин слоев многослойной тепловой изоляции, обеспечивающих требуемые рабочие температуры на границах слоев и минимальную массу системы. В данной работе наряду с толщинами слоев определяются пористость и диаметр ячейки высокопористого ячеистого материала.

Радиационно-кондуктивный теплообмен в слое высокопористого материала описывается с использованием аналитических моделей, представленных в литературе. Для решения оптимизационной задачи используется алгоритм, основанный на методе спроектированного Лагранжиана с квадратичной подзадачей. В качестве примера использования разработанного алгоритма и соответствующего программного обеспечения, рассматривается задача выбора оптимальных толщин слоев многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда совместно с диаметром ячейки и пористостью высокопористого ячеистого углеродного материала одного из слоев.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ВНЕШНЕГО БЛОКА АККУМУЛЯТОРОВ ПЕРСПЕКТИВНОГО НАНОСПУТНИКА

Симаков С.П., Соболев Д.Д.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, г. Самара

В настоящее время наноспутники стандарта CubeSat, полностью завоевали рынок научно-образовательных космических аппаратов и активно осваивают область практического и научного применения, которую раньше занимали более крупные космические аппараты. Но, при этом, одной из наиболее актуальных проблем является отсутствие достаточной энерговооруженности для выполнения сложных

и ресурсоёмких задач. Решением может стать использование дополнительного модуля – внешнего блока аккумуляторов. При этом важным аспектом является тепловое состояние элементов конструкции данного блока, а в особенности самих аккумуляторов.

Объектом исследований в настоящей конкурсной работе является внешний блок аккумуляторов перспективного наноспутника стандарта Cubesat.

Целью работы является исследование теплового состояния аккумуляторов, входящих в блок, в рамках их функционирования в условиях орбитального полёта.

В исследовании выполнена оценка теплового состояния элементов конструкции блока аккумуляторов перспективного наноспутника для различных вариантов покрытия корпуса. Были выбраны такие варианты как: полированный алюминий, эмаль белого цвета, эмаль чёрного цвета. Предложенные выше варианты имеют различные эмиссионные характеристики, что сказывается на равновесной температуре конструкции.

Оценка проводилась посредством математической модели, описывающей орбитальные параметры наноспутника относительно вектора направления на Солнце. При помощи данной модели получены значения тепловых потоков, приходящихся на каждый элемент блока аккумуляторов в рамках рассматриваемого интервала времени. На следующем шаге определялись температуры элементов конструкции. Верификация модели проводилась посредством математического пакета Comsol Multiphysics, являющегося интегрированной платформой для моделирования физических и химических процессов.

Получены зависимости температуры аккумуляторов от времени для трёх различных вариантов покрытий. Проведен анализ результатов, по результатам которого эмаль чёрного цвета выбрана в качестве основной для дальнейшей проработки конструкции.

СФЕРИЧЕСКИЙ СЕГМЕНТИРОВАННЫЙ ДЕТЕКТОР ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ РЕГИСТРАЦИИ И КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕХНОГЕННЫХ И МЕТЕОРИТНЫХ ЧАСТИЦ

Таипова Д.Р., Баранов Н.А.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, г. Самара

Научный руководитель — д.т.н., профессор Сковрцов Б.В.

В настоящее время актуальной проблемой в области космического приборостроения, освоения и исследования космического пространства является космический мусор, то есть тела искусственного происхождения, не несущие никаких полезных функций, размерами от топливных баков космических аппаратов до фрагментов лакокрасочного покрытия. Согласно проведённому учёными анализу современного состояния загрязнения околоземного пространства, угрозу функционирующим космическим аппаратам несут не только крупные объекты, например, вышедшие из эксплуатации части космических станций, но и мелкие фракции космического мусора размерами несколько сотен микрон. Это связано с тем, что данные частицы невозможно отследить наземными

средствами наблюдения и согласно полученной информации скорректировать траекторию движения пилотируемых аппаратов. В истории спутникостроения существует множество примеров столкновений космических аппаратов с объектами космического мусора, приводящих к серьезным авариям. Например, удар частицы оксида алюминия размером не более 200 микрон по иллюминатору шаттла может привести к разгерметизации космического аппарата.

Существуют различные способы регистрации и отслеживания космического мусора и метеоритных тел в космическом и околоземном пространстве. В данной научной работе рассмотрена конструкция сферического сегментированного детектора, позволяющего регистрировать и изучать свойства частиц космического мусора и пыли, а также доставлять их на Землю для послеполётного изучения. Основой конструкции сегментированного сферического детектора являются две полые полусферические оболочки. Каждая из этих оболочек представляет собой корпус из композитного материала с замощенными на специальные посадочные места многослойными аэрогелевыми детекторами-ловушками. Аэрогелевые детекторы-ловушки выполнены в виде шестиугольных кювет с вогнутым под форму сферы днищем. В кюветах первой (верхней) полусферической оболочки сенсорной структурой, реагирующей на ударные воздействия, является пьезоэлектрическая плёнка PVDF, а в кюветах второй (нижней) полусферической оболочки такой структурой является датчик конденсаторного типа. Кюветы имеют внутри себя две разных сенсорных структуры для измерения динамических параметров метеоритных и техногенных частиц, а также расположенный под пленочными сенсорами аэрогелевый слой, который является ловушкой для частиц. Сенсорно-аэрогелевая структура верхней кюветы последовательно включает в себя наружный термо- и электроизоляционный аэрогелевый экран-демпфер, внешнюю пленку PVDF, мерную базу в виде калиброванной аэрогелевой прокладки, вторую внутреннюю аэрогелевую пленку PVDF, внутренний аэрогелевый слой, который является ловушкой для попавших в детектор частиц. Сенсорно-аэрогелевая структура нижней кюветы последовательно включает в себя сетки для измерения заряда и оценки скорости частицы, наружный термо- и электроизоляционный аэрогелевый экран-демпфер, две электропроводящие обкладки из алюминия, а также внутренний аэрогелевый слой.

Устройство работает следующим образом: перемещаясь по орбите космический аппарат с установленным на нем и выведенным наружу сферическим детектором в произвольный момент времени попадает под ударное воздействие случайного потока частиц или одиночной частицы. Воздействие метеоритных или техногенных частиц на PVDF-аэрогелевый детектор происходит следующим образом: частица ударяется и проходит сквозь внешний аэрогелевый экран-демпфер. Аэрогелевые волокна плавятся под воздействием высоких температур, возникших в результате удара и обволакивают частицу. Преодолев, таким образом, внешний аэрогелевый слой, частица ударяется в первую со стороны полета пленку PVDF, которая генерирует первый электрический импульс. Параметры этого импульса являются функциями скорости, количества движения и массы частицы и фиксируются в блоке

электроники. Далее частица пробивает калиброванный аэрогельный слой, играющий роль мерной базы и соударяется со второй пленкой PVDF, которая также генерирует электрический импульс при столкновении. После чего частица попадает во внутренний аэрогельный слой, в котором сохраняется до прибытия космического аппарата на Землю.

Воздействие высокоскоростных пылевых или техногенных частиц на МДМ-аэрогельный детектор происходит следующим образом: при пролёте частицы пыли или техногенного мусора сквозь сетки посредством электростатической индукции измеряется заряд частиц, что позволяет получить необходимый набор исходных данных для независимого определения скорости и массы регистрируемой частицы. Далее частица проходит сквозь внешний аэрогельный экран-демпфер, после чего пробивает МДМ-структуру, состоящую из диэлектрической прокладки и напыленных на нее металлических токопроводящих слоев. После чего частица попадает во внутренний аэрогельный слой, в котором сохраняется до прибытия космического аппарата на Землю.

Таким образом, устройство даёт возможность комплексной регистрации воздействия метеоритных и техногенных частиц, межзвёздной и межпланетной пыли на космический аппарат, измерение их параметров на основе различных физических эффектов и неразрушающее улавливание частиц космической пыли и мусора для послеполётного изучения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Заявка 2018113068 Российская Федерация, МПК В64G 1/68 Устройство для измерения параметров хаотических техногенных и метеоритных космических частиц / Баранов Н.А., Скворцов Б.В., Таипова Д.Р.; заявитель Самарский университет – 10.04.2018.
2. Баранов Н.А. Устройство для измерения параметров хаотических техногенных и метеоритных космических частиц и его применение в околоземном пространстве/ Н.А Баранов, Б.В. Скворцов, Д.Р. Таипова // Авиакосмическое приборостроение. – 2018. - №8. – С. 35-45.
3. Карпенко, С. «Stardust» отправился за космической пылью // Новости космонавтики. – 1999. – Т. 9, №3. – С.26-31.
4. Семкин, Н.Д. Ударно-сжатые структуры металл-диэлектрик-металл в условиях воздействия высокоскоростных пылевых частиц / Н.Д. Семкин, А.М. Телегин // ЖТФ. – 2011. – Т.81, №7. – С.88-93.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ОСНОВАННОЕ НА РЕШЕНИИ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ТЕПЛОБМЕНА

Чебаков Е.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Ненарокомов А.В.

Важнейшей задачей при проектировании космических аппаратов (КА) является надёжный контроль текущей ориентации аппарата. Это обстоятельство накладывает определённые критерии на разработку

системы ориентации аппарата в космическом пространстве. Для надёжного контроля текущей ориентации используют комбинированную систему, например, солнечные датчики и магнитометры для малых аппаратов стандарта CubSat, а также резервирование датчиков. В данной работе рассматривается возможность создания резервной, дополнительной или альтернативной системы ориентации для КА на основе анализа внешних тепловых потоков, которая позволит проводить проверку и коррекцию углового положения аппарата.

Вполне естественно для определения угловой ориентации КА использовать различные условия радиационного нагрева элементов конструкции, которые имеют различную ориентацию относительно внешних тепловых потоков: прямого и отраженного от планеты солнечных излучений, а также собственного излучения планеты. При небольшом изменении угловой скорости аппарата, по внутренним температурным измерениям можно определить интегральный радиационный поток, падающий на различные элементы поверхности аппарата, с помощью датчика радиационных тепловых потоков.

Определение углового положения КА по результатам анализа внешнего теплового воздействия сводится к решению двух обратных задач теплообмена. Первая обратная задача заключается в оценке тепловых потоков, падающих на элементы поверхности аппарата, по внутренним температурным измерениям с помощью датчиков радиационных тепловых потоков, а вторая – в определении углового положения КА по полученным значениям суммарных тепловых потоков.

Цель данного исследования – определение углового положения КА по результатам решения второй обратной задачи и разработка датчика радиационного теплового потока.

В работе проведены расчёты по определению углового положения КА, а также приведены некоторые конструкторские решения при проектировании датчика радиационных тепловых потоков для малых космических аппаратов. Результаты моделирования показывают достаточную численную эффективность предложенного алгоритма.

РАЗРАБОТКА УЧЕБНО-ПРАКТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ПО ИЗУЧЕНИЮ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

Черданцева Е.Д., Лукьянов С.Д., Майгуров М.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — Шоль Д.Е.

Приводится описание учебно-практического имитатора-тренажёра искусственного спутника Земли для обучения основам проектирования, конструирования, производства, экспериментальной отработки и эксплуатации. Целью является создание и предоставление учебного имитатора-тренажёра в качестве предоставления качественного и легкодоступного обучающего оборудования для студентов, обучающихся по аэрокосмическим направлениям в ВУЗах. Для решения задачи учитываются теоретические (изучение устройства спутника

и процесса проектирования, а также расчёт проектных параметров его систем) и практические дисциплины (применение навыков по проектированию, по программированию и навыков в электротехнике и электронике).

Научно-исследовательский проект был выполнен в формате микроспутника, используемом для малых искусственных спутников Земли. Подсистемы аппарата разбиты на модули для удобства сборки и отработки. Приводятся технические параметры используемой электроники. Комплекты для сборки позволяют вывести практическую составляющую обучения школьников и студентов на новый уровень, повысить вовлеченность в космонавтику. Данный набор включает в себя: модель искусственного спутника ДЗЗ, технические модули (систему энергопитания, бортовой компьютер управления, маховик, солнечные датчики, камеру, датчики положения) и вспомогательное оборудование (магнитная рамка, имитатор Солнца, имитатор Земли), которые в совокупности позволяют осуществлять проведение лабораторных работ по фотосъемке натурального имитатора Земли.

Проект по предоставлению обучающих материалов для создания спутника позволит привлечь больше людей в аэрокосмическую отрасль, что поможет развитию рынка частных компаний. Также необходимо отметить, что данный проект имеет множество достоинств по сравнению с уже имеющимися натурными образцами искусственных спутников Земли, которые предоставлены в ВУЗах.

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ПЛАНИРОВАНИЯ СЪЕМКИ ГРУППИРОВКОЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

Шихин С.М.

АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Московская область
Научный руководитель — д.т.н. Занин К.А.

Целью работы является оптимизация планирования съемки объектов на поверхности Земли методом, использующим алгоритмы поиска на графах с учётом накладываемых ограничений бортовых и наземных систем (ресурсов космической системы).

Актуальность: Радиолокационные системы наблюдения (РЛН) космического базирования являются эффективным современным средством получения оперативной информации о состоянии и динамике объектов и районов земной поверхности в глобальных и региональных масштабах независимо от метеорологических условий и времени суток.

Предлагаемый метод позволяет:

- 1) Учитывать особенности КА (космического аппарата) РЛН и требования по качеству целевой информации – разрешающей способности аппаратуры КА.
- 2) Метод можно использовать в других типах КС с целью увеличения производительности.
- 3) Дает возможность сравнить методы планирования и их модификации.

Новизна. В работе получены следующие новые научно-технические результаты:

1) Разработана методика рационального планирования съемки ОН (объектов наблюдения) КС РЛН.

2) Разработана модель целевой эффективности КС РЛН 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 съемки КС с учётом особенностей целевой задачи.

3) Полученные результаты возможно использовать в программном обеспечении АК (автоматизированных комплексов) для КС РЛН.

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**

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ДВУХРЕЖИМНОГО ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА С КОМБИНИРОВАННЫМ РЕГУЛИРОВАНИЕМ СКОРОСТИ С ИНЕРЦИОННОЙ НАГРУЗКОЙ

Алексеев А.С., Найденов А.В.

МАИ, г. Москва

В статье рассмотрены особенности работы двухрежимного электрогидравлического привода с комбинированным регулированием скорости (ДГРП-КРС) при подключении к его выходному звену инерционной нагрузки. Техническая практика показала, что присоединение к выходному звену привода с дроссельным регулированием скорости инерционной нагрузки, возникающий ввиду малого плеча качения и значительной массы консоли рулевой поверхности, может оказывать влияние на показатели качества регулирования, снижать запасы устойчивости привода, работающего в составе с рулевой поверхностью.

Ключевой особенностью ДГРП-КРС является возможность его энергопитания как от централизованной гидросистемы самолёта, так и от силовой электросистемы, при этом, за счёт реализации в приводе принципа комбинированного регулирования скорости (КРС), его динамические характеристики в области малых амплитуд движения штока без нагрузки практически не зависят от типа энергопитания и сопоставимы с характеристиками приводов с дроссельным регулированием скорости. С этой точки зрения определение влияния инерционной нагрузки на характеристики привода с комбинированным регулированием скорости является актуальной технической задачей. Сам принцип комбинированного регулирования предусматривает сочетание двух способов регулирования скорости, преобладающих в зависимости от уровня сигнала рассогласования (сигнала ошибки) – это преимущественно дроссельное регулирование скорости при малых сигналах рассогласования и преимущественно электромоторное регулирование скорости при больших (более 7-10%) сигналах рассогласования. Переход от одного способа регулирования скорости к другому происходит плавно за счёт рационального выбора регулирующих элементов привода при его проектировании и реализации специального алгоритма управления этими элементами.

За счёт наличия различных по физическому принципу областей регулирования скорости выходного звена, аналитическое определение влияния инерционной нагрузки на характеристики привода с комбинированным регулированием скорости не является тривиальной задачей. В работе представлены результаты математического моделирования работы привода с точки зрения определения влияния инерционной нагрузки на динамические характеристики привода и выбора настроек управления, а также результаты экспериментальных исследований, верифицирующих результаты математического моделирования.

УСТРОЙСТВО ЗАЩИТЫ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ОТ МЕХАНИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПОРАЖАЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ

Андреев М.В., Трофимчук М.В., Березовский Д.В.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора

Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Научный руководитель — Кровяков В.Б.

Повышение уровня боеспособности Военно-воздушных сил невозможно без увеличения качественных показателей стоящих на вооружении и вновь проектируемых образцов авиационной техники. Среди таких показателей воздушного судна, как тактические, лётно-технические, эксплуатационные, экономические и пр. для воздушного судна военного назначения. Важнейшим является его боевая живучесть, как свойство воздушного судна продолжать полёт и выполнение задания в условиях состоявшегося воздействия по нему средств поражения противника при имеющем место повреждении отдельных агрегатов, систем и планера.

Опыт военных конфликтов показывает, что боевая живучесть воздушного судна определяется прежде всего защищённостью его жизненно важных агрегатов, составляющих менее 20% от всей совокупности агрегатов систем планера и двигателя. Следовательно, для минимизации массово-габаритных затрат на обеспечение боевой живучести воздушного судна становится достаточным локальное обеспечение или усиление защиты современными эффективными средствами лишь его жизненно важных агрегатов (таких, как агрегаты топливной, гидравлической систем, маслосистем силовых установок, кабины экипажа и пр.).

Недостатками существующих методов и средств локальной защиты жизненно важных агрегатов воздушного судна является:

- ухудшение аэродинамических характеристик при размещении броневых элементов снаружи фюзеляжа;
- уменьшение полезных объёмов воздушного судна при размещении броневых элементов внутри фюзеляжа (крыла, мотогондол и пр.);
- существенное увеличение весовых характеристик воздушного судна.

Объектом исследований в конкурсной работе являются методы и средства обеспечения боевой живучести воздушных судов военного назначения.

Цель исследований – разработка эффективных средств локальной защиты жизненно важных агрегатов воздушных судов для предотвращения срыва боевого задания и возможной потери воздушного судна при воздействии на него дистанционных средств поражения противника.

В результате выполненных в плановом порядке специалистами ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина» исследований разработано техническое решение устройства защиты воздушного судна от механического воздействия поражающих элементов. Его суть заключается в том, что по периметру участка обшивки воздушного судна с её внутренней

стороны в зоне расположения жизненно важных агрегатов закрепляется гибкая преграда, при этом её площадь превышает площадь защищаемого участка обшивки. Таким образом решается задача закрепления гибкой преграды в конструктивном состоянии «ненатянутости» (провисания), чем и достигается эффект повышения её стойкости на ударное воздействие поражающих элементов. В этом случае количество вторичных осколков, воздействующих на агрегаты, уменьшается на 95 – 97 %, энергия самого поражающего элемента уменьшается до величины, достаточной только для образования вмятин на жизненно важных агрегатах, не приводящих к выходу их из строя. Вероятность выполнения боевой задачи воздушным судном повышается при этом на 15 – 18 %.

Достоинством разработанного технического решения является возможность его установки не только на вновь проектируемые, но и на находящиеся в эксплуатации воздушные суда без существенных массово-габаритных затрат. Разработанное устройство так же может быть использовано и для обеспечения защиты других подвижных и неподвижных технических объектов, включая наземные сооружения.

Предмет исследований относится к приоритетным направлениям развития науки, технологий и техники в РФ: №№ 1 (Безопасность и противодействие терроризму), 5 (Перспективные виды вооружения, военной и специальной техники), 7 (Транспортные и космические системы) и к базовым критическим технологиям в РФ: №№ 1 (Базовые и критические военные и промышленные технологии для создания перспективных видов вооружения, военной и специальной техники) и 24 (Технологии создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения) (Указ Президента РФ от 07.07.2011 г. № 899).

Разработанное техническое решение защищено Патентом РФ № 2628415 «Устройство защиты технических объектов от механического воздействия поражающих элементов», дата государственной регистрации 16.08.2017 г. Копия Патента прилагается к конкурсной работе.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГАЗОГИДРАВЛИЧЕСКОГО АВИАЦИОННОГО КАТАПУЛЬТНОГО УСТРОЙСТВА

Беклемищев Ф.С., Алексеенков А.С.

МАИ, г. Москва

В работе показаны особенности разработки математической модели газогидравлического привода авиационного катапультирующего устройства, предназначенного для катапультирования полезного груза с борта носителя. Математическая модель позволяет решать задачи анализа и синтеза параметров при построении быстродействующих газогидравлических и пирогидрравлических приводов, конструктивно состоящих из пирогидрравлического источника энергии и исполнительного механизма – гидроцилиндра-толкателя.

Среди многообразия вариантов технического решения задачи управляемого отделения груза с борта носителя при помощи катапультирующего устройства, перспективным представляется пирогидрравлический или газогидравлический вариант исполнения

привода такого устройства. С точки зрения конструктивной схемы, можно выделить ряд основных компонентов такого устройства, среди которых пара гидроцилиндров-толкателей и пиротехнические газогидравлические источники энергии вытеснительного типа. Также возможно включение в схему одного или нескольких регуляторов расхода.

В разработанной математической модели последовательная работа источника энергии и потребителя обеспечивается автоматическими средствами системы управления. Указанная последовательность реализуется электрической командой путём выключения электромагнита гидрозамка переменного проходного сечения, установленного между источником энергии и гидроцилиндром-толкателем, после достижения максимального давления в газовой полости.

Процессы, происходящие в механизме катапультирования, описываются следующими основными законами и уравнениями:

- Закон сохранения массы в пиро-газо-гидравлическом источнике энергии;
- Уравнение Менделеева–Клапейрона для состояния газа в переменном газовом объёме капсулы источника энергии;
- Уравнение Ньютона для баланса сил, действующих в механизме толкателя.

РАЗРАБОТКА АРХИТЕКТУРЫ И КОНСТРУКТИВНОГО ИСПОЛНЕНИЯ БОРТОВОГО СЕРВЕРА ДАННЫХ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В СОСТАВЕ КОМПЛЕКСА РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНЦЕПЦИИ ИНТЕГРИРОВАННОЙ МОДУЛЬНОЙ АВИОНИКИ

^{1,2}Брусникин П.М., ²Титов А.Г., ^{1,2}Дудкин С.О.

¹МАИ,

²ООО «ОАК-Центр комплексирования», г. Москва
Научный руководитель — к.т.н., доцент Неретин Е.С.

В современные комплексы бортового оборудования (КБО) входят системы, для которых необходимы хранение и обработка большого объёма информации. При этом требуется обеспечивать доступ к данным в режиме реального времени.

Проведенный анализ существующих систем хранения данных показал, что на образцах отечественных воздушных судов информация хранится чаще всего на вычислителях, где основными функциями выступает не хранение, а обработка данных. Основная часть вычислительных ресурсов тратится на обеспечение работы приложений. Это приводит к медленной обработке запросов к БД, что в свою очередь влияет на скорость работ систем, которым необходимы данные из БД или которые ведут запись в БД.

Статья посвящена разработке бортового сервера данных (БСД) с применением концепции интегрированной модульной авионики (ИМА) для комплекса бортового радиоэлектронного оборудования (КБО) среднемагистрального самолёта МС-21.

Основные функции, выполняемые БСД, – это хранение баз данных (БД) самолётных систем (например, БСТО и ССВ), поддержка систем управления базами данных (СУБД) для этих БД и предоставление доступа к ним по запросам функциональных приложений в составе КБО.

БСД представляет собой отдельную вычислительную платформу сервера данных, который обеспечивает выполнение нескольких независимых функциональных приложений и взаимодействие с бортовым оборудованием по интерфейсам AFDX, USB, Ethernet, RS-232.

В работе предложены и описаны четыре режима функционирования: стартовый режим, рабочий режим, режим расширенного контроля и технологический режим, описан алгоритм перехода между режимами работы БСД.

Предложены требования к бортовому серверу данных, требования к программному обеспечению, архитектура и конструктивное исполнение бортового сервера данных.

Применение БСД позволит разгрузить вычислители функциональных приложений самолётных систем, упростить работу обслуживающего персонала, взаимодействующего с системой бортового технического обслуживания и экипажа самолёта, составляющего план полёта с использованием навигационных данных, обрабатываемых на сервере.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дудкин С.О., Брусникин П.М., Копылов И.А., Неретин Е.С. Разработка бортового сервера данных на базе интегральной модульной авионики для самолёта МС-21-200 // Гагаринские чтения – 2018: XLIV Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов: в 4 т. – Т. 2 – М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2018. – с. 56.;

2. Копылов И.А., Брусникин П.М., Дудкин С.О., Неретин Е.С. Разработка архитектуры бортового сервера данных с применением концепции ИМА // Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации: Сборник трудов XXVI международной научно-технической конференции, 14-20 сентября 2017 г., Алшшта. – М.: ИД «МЕДПРАКТИКА-М», 2017. – с. 44-45.;

3. Дудкин С.О., Брусникин П.М. Бортовой сервер данных с применением интегральной модульной авионики для самолёта МС-21 // Микроэлектроника и информатика – 2018. 25-я Всероссийская межвузовская научно-техническая конференция студентов и аспирантов: тезисы докладов. – М.: МИЭТ, 2018. – С. 114.;

4. Авакян, А.А. Унифицированная интерфейсно-вычислительная платформа для систем интегрированной модульной авионики [Текст] // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2013. – №65. – С. 29-45.;

5. Гатчин, Ю.А., Жаринов, И.О. Основы проектирования вычислительных систем интегрированной модульной авионики: монография. – М.: Машиностроение, 2010. – 224 с.;

6. MS-21 Program Integrated Modular Avionics System. CPIOM Specification. – EU: THALES Avionics. – 2012. – 97 p.

7. Core Processing & Input/Output Module (CPIOM) for the MS-21 Program. Technical Proposal Specification. – Israel, Haifa: Elbit Systems - Aerospace. – 2012. – 98 p.;

8. ГОСТ 18977-79 Комплексы бортового оборудования самолётов и вертолётгов. Типы функциональных связей. Виды и уровни электрических сигналов [Текст]; введ. 1980-01-01. – М.: Изд-во стандартов; Москва: Межгос. совет по стандартизации, метрологии и сертификации, 1980. – 10с.;

9. Квалификационные требования к программному обеспечению бортовой аппаратуры и систем при сертификации авиационной техники [Текст]: КТ-178С. – М.: АР МАК, 2016. – 106 с.: ил.;

10. Руководство по гарантии конструирования бортовой электронной аппаратуры [Текст]: КТ-254. – 4-я ред. – М.: АР МАК, 2008. – 84 с.: ил.;

11. DO-178C. Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification. – The USA, Washington, DC: RTCA, Inc. – 2011. – 144 p.;

12. Условия эксплуатации и окружающей среды для бортового авиационного оборудования (Внешние воздействующие факторы – ВВФ). Требования, нормы и методы испытаний [Текст]: КТ-160G. – М.: АР МАК, 2014. – 324 с.: ил.;

13. DO-254. Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware. – The USA, Washington, DC: RTCA, Inc. – 2000. – 137 p.;

14. Агеев В.М., Павлова Н.В. Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование. – М.: Машиностроение, 1990. – 432 с.;

15. ARINC 624-1, Design guidance for onboard maintenance system, Published: August 30, 1993.

РАЗРАБОТКА ЧЕЛОВЕКО-МАШИННОГО ИНТЕРФЕЙСА СИСТЕМЫ САМОЛЁТОВОЖДЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ

^{1,2}Будков А.С., ^{1,2}Неретин Е.С., ²Пономарев К.А.

¹МАИ, г.Москва

²ООО «ОАК-Центр комплексирования»

Научный руководитель — к.т.н., доцент Неретин Е.С.

Работа посвящена разработке человеко-машинного интерфейса системы самолётОВОЖДЕНИЯ для перспективных гражданских самолётов.

За более чем полувековую историю эволюции авионики пассажирских самолётов появилось множество различных архитектурных решений, технологий и концепций организации кабины экипажа. Появление архитектуры интегрированной модульной авионики (ИМА), концепции «стеклянной» кабины, а затем и «тёмной» кабины, привели к широкому распространению экранных индикаторов, с появлением каждого нового самолёта занимающих всё большую часть рабочего поля экипажа.

Сегодня на первый план создания философии кабины выходят задачи по удобному и надёжному представлению большого количества информации, необходимой экипажу для своевременного и безошибочного принятия решений по управлению воздушным судном. Постоянно растущие требования по учёту человеческого фактора при анализе функциональных опасностей предполагают необходимость тщательной проработки человеко-машинных интерфейсов (ЧМИ) всей кабины, и, в особенности, ЧМИ системы индикации.

Наиболее актуальная на сегодняшний день концепция «тёмной» кабины предполагает необходимость привлечения внимания экипажа только на значимых в текущей оперативной обстановке элементах в поле зрения, без отвлечения на вторичную информацию.

Увеличение количества, размеров и разрешения цифровых экранов в кабине экипажа не могло не повлечь за собой необходимость переосмысления и перестройки всего ЧМИ кабины, и, в особенности, наиболее функционально нагруженной его части – ЧМИ системы самолётостроения (от англ. Flight Management System - далее FMS).

Таким образом, результатом является разработанный в соответствии с текущими и перспективными требованиями нормативно-технической документации принципиально новый ЧМИ FMS, реализующий новые способы представления информации и обеспечивающего интуитивное и надёжное взаимодействие с экипажем.

Внедрение предлагаемых решений позволяет снизить:

- Время подготовки самолёта к вылету;
- Сроки обучения экипажа для работы с системой;
- Нагрузка на экипаж на всех этапах полёта.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВОЛНОВОЙ ПЕРЕДАЧИ С ТЕЛАМИ КАЧЕНИЯ НА КИНЕМАТИЧЕСКУЮ ПОГРЕШНОСТЬ ПЕРЕДАЧИ

Васильев М.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н. Степанов В.С.

Для исследования влияния конструктивных параметров ВПТК на кинематическую погрешность передачи было проведено 3 типа моделирований:

1) было оценено минимально возможное значение статической составляющей кинематической погрешности ВПТК при выборе допусков по 6 качеству для следующих отклонений: отклонение на размер диаметра тела качения, отклонение на размер диаметра диска волнообразователя, отклонение на размер отверстия сепаратора, неточность изготовления жёсткого колеса. По результатам моделирования было определено, что минимальное значение статической составляющей кинематической погрешности ВПТК с отклонениями по 6 качеству равняется 0,048 градусов, что соответствует 3 минутам;

2) здесь при моделировании были введены отклонения по 6 качеству для различных конструкций ВПТК для следующих элементов: размер отверстия сепаратора (отклонение равняется 0,009 мм), диаметр диска волнообразователя (отклонение равняется 0,019 мм), диаметр тела качения (отклонение равняется 0,009 мм);

3) была промоделирована 1 конструкция со следующими отклонениями: неточность изготовления жёсткого колеса (в сторону увеличения кинематической ошибки) равняется 0,024 мм (что соответствует 6 качеству), отклонение для размера отверстия сепаратора равняется 0,021 мм (что соответствует 7 качеству),

отклонение на величину диаметра ролика равняется 0,021 мм (что соответствует 7 квалитету), отклонение на величину диаметра волнообразователя равняется 0,035 мм (что соответствует 7 квалитету).

По результатам проведенного исследования могут быть сделаны следующие выводы:

- Имеется возможность изготовить редуктор на основе ВПТК с отклонениями в деталях по 6 квалитету, кинематическая погрешность которого по статической составляющей будет равняться не более 3 минут;

- С увеличением диаметра волнообразователя, кинематическая ошибка по статической составляющей существенно уменьшается: при увеличении диаметра волнообразователя в 4 раза статическая составляющая кинематической ошибки уменьшается также в 4 раза;

- С увеличением количества тел качения увеличивается плавность хода передачи;

- Ужесточение допуска на диаметр ролика ведет к существенному уменьшению величины кинематической погрешности ВПТК по статической составляющей.

РАЗРАБОТКА БОРТОВОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЁТА МС-21

^{1,2}Деваев Н.А., ²Лунев Е.М., ²Ильин А.М.

¹МАИ, г. Москва

²ООО «ОАК - Центр комплексирования»

Научный руководитель — к.т.н., доцент Неретин Е.С.

Статья посвящена разработке архитектуры бортовой информационной системы (OIS) (англ. Onboard Information System). Приведены принципы функционирования такой системы. Выявлены достоинства OIS, которые направлены на улучшение экономических показателей рейса, снижение нагрузки на лётный экипаж воздушного судна, а также уменьшение влияния человеческого фактора на всех этапах полёта. Представлен мировой опыт применения подобных систем.

Бортовая информационная система представляет собой программно-аппаратный комплекс и состоит из двух частей:

- Пользовательская часть (ПЧ OIS);
- Серверная часть (СЧ OIS).

Пользовательская часть бортовой информационной системы состоит из двух портативных передающих электронных планшетов пилотов (T-PED).

Основными функциями пользовательской части бортовой информационной системы являются:

- Расчёт взлётно-посадочных характеристик (ВПХ);
- Просмотр и загрузка различной полётной документации;
- Расчёт массы и центровки воздушного судна;
- Создание отчётов о рейсе;
- Получение пакета полётной документации с корпоративного сервера авиакомпании.

Основными функциями Серверной части бортовой информационной системы являются:

- Синхронизация данных между комплексом бортового радиоэлектронного оборудования;
- Возможность печати необходимой информации на бортовом принтере.

OIS разработана в целях повышения оперативности и качества предоставляемой информации. Оперативность и качество достигается благодаря связи серверной части OIS с комплексом бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО). Защиту информационного обмена по кодовым линиям связи обеспечивает брандмауэр.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ СИНТЕТИЧЕСКОГО ВИДЕНИЯ ДЛЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ

Дяченко С.А., Неретин Е.С., Воронцов Т.П.

МАИ, г. Москва

Одной из ключевых тенденций развития перспективных летательных аппаратов гражданского назначения является повышение безопасности полётов. Для достижения указанной цели разработчики авиационной техники интегрируют в состав комплексов бортового оборудования различные средства поддержки экипажа.

В частности, к их числу относятся системы технического видения (СТВ), предоставляющие лётному составу визуализированную информацию об окружающем пространстве в условиях низкой видимости. С точки зрения интеграции в состав авионики среди СТВ наиболее предпочтительны системы синтетического видения (ССВ), не требующие установки дополнительного оборудования.

ССВ – программно-аппаратное средство, формирующее на основе бортовых баз данных и пространственного положения борта и отображающее на пилотажных индикаторах трёхмерное (3D) изображение закабинной обстановки в режиме реального времени.

Целью настоящей работы является разработка и тестирование алгоритмического обеспечения ССВ, предназначенной для перспективных отечественных гражданских самолётов транспортной категории.

ССВ предназначена для:

- Повышения осведомлённости экипажа относительно окружающего пространства в условиях ограниченной видимости (например, туман, ночное время) и при полном её отсутствии;
- Снижения нагрузки на лётный состав за счёт возможности быстрого оценивания и прогнозирования пространственного положения и ориентации летательного аппарата.

Основными элементами в составе ССВ служат вычислитель и индикаторы, непосредственно реализующие ключевую функцию системы – синтезирование и индикацию 3D-плана окружающего пространства. Однако обеспечить указанную функцию невозможно при отсутствии входных данных, среди которых выделяются:

- Базы данных (БД) рельефа, препятствий и объектов аэродромной инфраструктуры, загружаемые на самолёт перед вылетом согласно плану полёта;

- Текущее пространственное положение воздушного судна в виде информации о широте, долготе, абсолютной высоте и углах тангажа, рыскания и крена;

- Аэропорты вылета и посадки, запасной аэропорт;
- Информация о непреднамеренном сближении летательного аппарата с подстилающей поверхностью.

Разработанное программно-алгоритмическое обеспечение ССВ осуществляет загрузку фрагментов рельефа, соответствующих плану полёта, из сети Интернет, адаптивную детализацию данного участка местности в зависимости от текущей фазы полёта, восстановление трёхмерной модели земной поверхности на основе загруженных данных и коррекцию полученного 3D-кадра в соответствии с изменением положения борта.

В качестве БД подстилающей поверхности принята общедоступная база цифровой модели рельефа территории Земли SRTM. Восстановление 3D-модели местности осуществляется путём построения регулярной сетчатой поверхности. Сглаживание сетчатой поверхности реализуется с помощью метода билинейной интерполяции. Для окраски полученной модели рельефа выбран гипсометрический метод. Для удаления нелицевых областей элементов изображения использован алгоритм z-буфера.

Проведено двухэтапное тестирование (на персональном компьютере и на стенде прототипирования) разработанного программно-алгоритмического обеспечения прототипа ССВ на реальных географических объектах.

Результаты тестирования подтвердили работоспособность разработанного программно-алгоритмического обеспечения (высокую информативность формируемых 3D-кадров, корректность логического взаимодействия с имитаторами других систем авионики и т. д.). Также созданный прототип ССВ отвечает требованиям руководства Р-315, регламентирующего требования к СТВ гражданского применения.

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛИ В РЕЖИМЕ СКРЫТОГО НАБЛЮДЕНИЯ

Закота А.А., Куковякин А.В.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора

Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Научный руководитель — к.т.н., доцент Ефанов В.В.

Объектом исследований является информационное обеспечение пассивных локационных станций. На борту летательного аппарата имеется обзорно-прицельная оптико-электронная система (ОЭС), которая работает всепогодно и круглосуточно в пассивном скрытом режиме без демаскирующего излучения, при этом ОЭС способна давать целеуказания локатору или использовать его целеуказания для более точной идентификации цели.

Скрытность работы пассивных локационных станций обеспечивает высокую выживаемость в боевых условиях из-за затруднения их обнаружение и создание помех. Пассивная локация повышает скрытность работы и существенно затрудняет обнаружение. Принято

различать пассивную локацию с искусственным (радиопередатчики различного назначения) и естественным (тепловым) излучением.

Однако в отличие от активной локации, пассивная не позволяет получить дальность до объекта по данным приёма сигналов только одной станции. Это, несомненно, является существенным недостатком.

Проведен анализ методов, обеспечивающих косвенное определение дальности и скорости движения цели. Для полного вычисления координат объекта необходимо использовать совместные результаты нескольких (более 2) следящих станций, удалённых друг от друга на известное расстояние и любой из известных способов обработки: триангуляционный, разностно-дальномерный или угломерно-разностно-дальномерный. Широкого распространения триангуляционный метод не получил из-за принципиальной невозможности обеспечить точность и разрешение.

Известен кинематический метод определения дальности (КМОД) который используется только при работе с одной целью [1]. КМОД реализует один из методов восстановления информации, вступает в действие в том случае, если нет других методов восстановления информации. Информация о цели задается угловыми координатами в вертикальной и горизонтальной плоскостях и опорной высотой. Результаты моделирования математической модели КМОД показывают, что абсолютная ошибка измерения дальности составляет от сотен метров до нескольких километров.

Цель работы – повышение точности определения дальности и скорости движения воздушной цели в режиме её скрытного наблюдения. Для устранения данного недостатка предложен способ скрытного определения параметров движения цели [2], суть которого заключается в получении параметров движения цели на основе решения векторных уравнений, которые связывают дальность, скорость и пеленг истребителя-перехватчика с целью. При этом чтобы получить параметры, необходимые для решения уравнений дальности, перехватчик должен проделать определённые предписанные маневры.

Кроме того, предложен способ распознавания цели, который обеспечивает повышении помехозащищенности от инфракрасных ловушек [3].

Способ заключается в том, что обнаруживают воздушную цель, выбирают угловую скорость наведения оптико-электронного модуля (ОЭМ) путём совмещения перекрестья на экране монитора с целью, переводят ОЭМ в режим автоматического слежения за целью, измеряют текущую дальность до цели, преобразуют цифровой код дальности в видеосигнал, высвечиваемый на мониторе в виде цифровой надписи. Дополнительно определяют угловые скорости движения цели путём измерений временных интервалов перемещений цели относительно заданных угловых положений, определяют угловые ускорения движения цели путём оценки динамики изменений угловых скоростей движения цели, определяют динамику изменения угловых ускорений движения цели путём вычитания последующих и предыдущих значений угловых ускорений движения цели, распознают сопровождения цели в случае, если значения динамики изменения угловых ускорений движения цели меньше заданного значения, распознают сопровождения инфракрасной ловушки

в случае, если значения динамики изменения угловых ускорений движения цели больше заданного значения, при этом выдают информацию наводчику переносного комплекса о захвате инфракрасной ловушки.

Анализ результатов моделирования математической модели предлагаемого способа и алгоритмов позволяет сделать следующие выводы:

- способ обеспечивает существенно более точное вычисление дальности до цели;
- максимальная величина ошибки лежит ниже уровня разрешающей способности по дальности бортовых измерителей дальности.

Предложенные алгоритмы определения дальности и скорости движения цели, были апробированы на полунатурном комплексе в составе тепловеленгатора, имитатора цели, микроЭВМ, устройства сопряжения с персональным компьютером и программно-математическое обеспечение.

Предложена методика оценки влияния дискретности измерения угловых положений объекта, угла наклона траектории и динамики скорости на точность определения параметров движения цели.

При проведении полунатурных испытаний было установлено, что предложенный способ и алгоритмы в целом работоспособны, но стабильность в определении параметров траектории изменяется в пределах от 10% до 20%. Такая нестабильность экспериментальных данных обусловлена в основном двумя причинами достаточно высокой инструментальной погрешностью в определении углов и матрица коэффициентов системы обладает большой обусловленностью, что при наличии инструментальных погрешностей приводит к различным значениям определённых параметров.

Следовательно, для того чтобы повысить стабильность в измерении параметров необходимо усовершенствовать технические устройства элементов, выходящих в состав системы полунатурных испытаний и применять более рациональный процесс вычислений искомых параметров.

Практические расчёты по определению дальности до цели и её скорости показывают, что если для задачи на прямом ходе использовать метод Гаусса и не заботиться о рациональном выборе опорного элемента, то ошибки, вносимые самим вычислительным процессом, значительно возрастают и наоборот – при рациональном подборе опорного элемента на каждом шаге влияние инструментальных погрешностей можно в значительной степени сгладить.

ЛИТЕРАТУРА

1. Закота А.А., Ефанов В.В., Шабанов А.С. Совершенствование информационного обеспечения авиационных средств поражения с датчиками пассивного типа. Сборник научных статей по материалам IV Всероссийской научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения» 23-24 ноября 2016г., Воронеж, ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина». 2017 г.- 190 с. Закота А.А. Ефанов В.В.

2. Пат. № 2549552 Российская Федерация, МПК7 F41G 7/26 / Способ сопровождения воздушной цели и оптический прицел со следящим дальномером для его осуществления/ Закота А.А., Ефанов В.В., и другие, заявка № 2012115953, опубли. от 27.04.2015 г. Бюл.30

3. Пат. № 478898 Российская Федерация, МПК7 F41G 7/26 / Способ распознавания цели и устройство для его осуществления/ Закота А.А., Ефанов В.В., и другие, заявка 2011137742 от 2011, опубли. от 10.04.2013 г. Бюл.10

РАЗРАБОТКА АРХИТЕКТУРЫ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ БОРТОВЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНЦЕПЦИИ РАСПРЕДЕЛЁННОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ МОДУЛЬНОЙ АВИОНИКИ

Иванов А.С., Неретин Е.С., Будков А.С.

МАИ, г. Москва

Предложена архитектура комплекса управления бортовым оборудованием на базе концепции распределённой интегрированной модульной авионики, позволяющего при повышенных показателях надёжности снизить материально-временные затраты на разработку, обслуживание и модернизацию комплекса бортового оборудования (БО).

В состав комплекса входит комплекс БРЭО и система управления БО (СУБО), которая осуществляет управление бортовым оборудованием. В соответствии с концепцией распределённой интегрированной модульной авионики вычислитель СУБО входит в состав центрального вычислителя БРЭО, который располагается в герметичном отсеке. Сбор данных с датчиков и управления агрегатами БО осуществляют распределённые по самолёту модули преобразования информации (МПИ).

Центральный вычислитель состоит из вычислительной платформы и модулей, реализующих функции комплекса. ОСРВ обеспечивает работу модулей (включая модули СУБО) в едином вычислителе. Распределение ресурсов между различными модулями строго детерминировано.

Архитектура МПИ предусматривает разнородное двухканальное исполнение. Аппаратная разнородность обеспечивается путём реализации каналов на базе устройств с разным принципом работы: обработка информации в канале А производится на базе микроконтроллера (МК), а в канале В – на базе программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС). ПО для каждого канала разрабатывается разными группами программистов.

Комплекс предназначен для выполнения функций с назначенным уровнем гарантии проектирования FDAL (Function Development Assurance Level) «А» (потеря функции на ЛА классифицируется как катастрофическая ситуация) в соответствии со стандартом ARP4754A / P-4754A.

**ФОРМИРОВАНИЕ БАЗЫ ОБЪЕКТОВОГО СОСТАВА ЗЕМНОЙ
ПОВЕРХНОСТИ ДЛЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ
МАРШРУТА НАЗЕМНЫХ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ
КОМПЛЕКСОВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

Киб Н.А.

Военная академия РВСН имени Петра Великого г. Балашиха,
Московская область

Научный руководитель — к.т.н. Лупанчук В.Ю.

Актуальность исследования конкурсной работы обусловлена наличием принципиальной возможности создания трёхмерного динамического пространства земной поверхности на базе разнотипных данных для решения задач функционирования наземных робототехнических комплексов специального назначения (РТК СН). Рассматривается этап, обусловленный формированием алгоритмов коррекции привязки комплексных материалов ДЗЗ по дополнительно измеренному расстоянию между стационарными объектами и РТК СН в априорно неопределённой среде. Конкурсная работа дополняет методы адаптивного, распределенного, интеллектуального управления робототехническими и мехатронными системами.

Цель исследования конкурсной работы заключается в повышении точности позиционирования наземных роботов в априорно неопределённой среде.

Объектом исследования является система оптимального планирования маршрута движения наземных РТК СН в условиях лингвистической неопределённости.

Предметом исследования являются методы и средства определения текущих навигационных параметров РТК СН с учётом формирования базы объектового состава земной поверхности.

Научная новизна конкурсной работы обусловлена разработкой и научным обоснованием предложений по развитию методов коррекции внешней среды РТК СН при функционировании в априорно неопределённой среде за счет формирования высокоточной модели местности на базе разнотипных материалов ДЗЗ и уточнения её параметров в процессе функционирования РТК в различных режимах.

Теоретическая значимость результатов состоит в постоянном обновлении моделей геопространственных локальных областей за счёт дополнительных инструментальных измерений в процессе движения РТК по маршруту.

Практическая значимость исследования заключается в применении пространства разнотипных данных при планировании оптимального маршрута движения РТК СН в окружающем пространстве.

В процессе выполнения конкурсной работы выделены наиболее важные направления в сфере развития науки и технологий в области совершенствования РТК СН. Основная задача развития искусственного интеллекта направлена на разработку полностью автономных машин. Подзадачами основных направлений являются: адаптация к изменениям обстановки окружающего пространства и принятие самостоятельного решения в априорно неопределённой среде.

Проведена оценка возможности применения разнотипных данных, полученных с различных КА ДЗЗ в области формирования исходных данных при построении пространственных моделей локальных областей, для дальнейшего применения в РТК СН. Представлены возможности повышения информативности моделей локальных областей за счёт применения информации от космических аппаратов с различной бортовой аппаратурой. Формируются комплексные изображения, которые дополняются радиолокационными снимками.

Представлен алгоритм коррекции внешней среды по дополнительно измеренному расстоянию между РТК и стационарными объектами путём решения математического соотношения на примере повышения точности искомым прямоугольных координат за счет избыточности измеренного расстояния между ними. Данный алгоритм позволяет решать задачи коррекции и уточнения модели локальной области геопространственной информации при движении по маршруту за счет снижения СКО прямоугольных координат, что в свою очередь позволяет сократить вероятность ошибки позиционирования РТК СН в естественной среде. Представлены результаты коррекции координат объектов и модели локальной области. Применение алгоритма коррекции привязки комплексных материалов ДЗЗ по дополнительно измеренному расстоянию позволяет сократить СКО прямоугольных координат от 20 до 30 %.

Представлен алгоритм движения РТК СН в априорно неопределённой среде, порядок принятия решения в случаях возникновения нештатных ситуаций на маршруте и порядок перестроения модели и маршрута РТК при несоответствии фактического состояния местности исходной модели.

Исследования могут найти применение в различных областях:

- функционирование автоматизированных РТК СН в априорно неопределённой среде;
- оперативное принятие решений в сложных технических системах в условиях лингвистической неопределённости.

Результаты промежуточных этапов конкурсной работы докладывались, обсуждались и были одобрены на четырёх Всероссийских научно-технических конференциях: в Военной академии РВСН им. Петра Великого (г. Москва, 2017), Всероссийской научной конференции «Нейрокомпьютеры и их применение» (г. Москва, 2018), Всероссийской научно-практической конференции ВКА им. Можайского (г. Санкт-Петербург, 2018), Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем» филиала ВА РВСН им. Петра Великого (г. Серпухов, 2018).

Результаты промежуточных этапов конкурсной работы отмечены на Всероссийской научной конференции «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем» дипломом 2 степени за лучшую научную работу в направлениях «Проблемы совершенствования систем управления летательных аппаратов и их навигационно-геодезического обеспечения», 2018.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Доросинский Л.Г. Оптимальная обработка радиолокационных изображений, формируемых в РСА: монография. – М.: Издательский дом Академии Естествознания, 2017. – 212 с.

[2] Крашенинников В.Р. Основы теории обработки изображений: Учебное пособие. – Ульяновск: УлГТУ, 2003. – 150 с.

[3] Киб Н.А., Лупанчук В.Ю., Кузнецов О.И. Комплексный подход к обработке материалов дистанционного зондирования Земли // «Нейрокомпьютеры и их применение» XVI ВНК: Сборник тезисов докладов: М.: МГППУ, 2018. – с. 156.

[4] Киб Н.А., Лупанчук В.Ю. Формирование базы объектового состава земной поверхности при комплексной обработке материалов дистанционного зондирования Земли. Сборник трудов XXXVII ВНТК «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем», ч.2, Серпухов: ФВА РВСН, 2018. – с. 127-131.

[5] Тюменцев Ю.В. Нейросетевое моделирование адаптивных динамических систем М.: МАИ, 2016, 466 с

[6] Лупанчук В.Ю. Повышение точности определения прямоугольных координат специальных точек. Научно-технический сборник «Известия» № 256, М.: ВА РВСН, 2014. – с. 60-64.

[7] Берштейн Л.С., Мелехин В.Б. Планирование поведения интеллектуального робота – М.: Энергоатомиздат, 1994. – 240 с.

ПРИМЕНЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ НАДСТРОЙКИ В ФОРМЕ СРЕДЫ РАДИКАЛОВ ДЛЯ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ В КЛАСТЕРЕ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Лупанчук В.Ю.

Военная академия РВСН имени Петра Великого г. Балашиха,
Московская область

Научный руководитель — д.т.н., профессор Зайцев А.В.

Актуальность исследования конкурсной работы обусловлена наличием принципиальной возможности создания единого многоуровневого пространства данных для точного выполнения специальных задач кластером робототехнических комплексов специального назначения (РТК СН). Рассматривается этап, обусловленный применением научно-методического аппарата интеллектуализации программного обеспечения при управлении группировкой роботов на основе интеллектуальной надстройки в форме среды радикалов. Единое многоуровневое пространство создается за счёт избыточности информации, поступающей от сенсоров и систем, которые реализуют основные методы навигации на борту РТК СН. Интеллектуальное управление информационной и системной избыточностью позволяет развивать методы и алгоритмы интеллектуальной поддержки и принятия управленческих решений

в технических системах, основанные на применении искусственного интеллекта.

Автором конкурсной работы рассматривается возможность формирования системной и информационной избыточности за счёт реализации сложной интеллектуальной навигационной системы на борту робота, а также формирование индивидуального кластера взаимодействия между единичными элементами РТК при условии самостоятельного принятия решений.

Цель исследования конкурсной работы заключается в повышении качественных характеристик принятия решений в подвижных технических системах при функционировании в естественном пространстве.

Объектом исследования является интеллектуальная система поддержки и принятия управленческих решений в подвижном кластере РТК СН.

Предметом исследования являются методы и средства получения навигационной информации РТК СН.

Научная новизна конкурсной работы обусловлена разработкой и научным обоснованием предложений по развитию научных представлений интеллектуализации программного обеспечения подвижного кластера сложных технических систем для гарантированного выполнения специальных задач в естественном окружающем пространстве.

Теоретическая значимость результатов состоит в формировании интеллектуальной надстройки для группировки РТК СН в форме среды радикалов при функционировании гиперграфа активации коммуникационной среды, а также развитие новых способов интеллектуализации программного обеспечения подвижных объектов.

Практическая значимость исследования заключается в применении единого многоуровневого пространства данных в различных областях научно-технической деятельности, связанных с функционированием кластера РТК СН в окружающем пространстве, а также возможности создать локальное навигационное поле в качестве дополнительного источника навигационной информации.

В процессе выполнения конкурсной работы проведен анализ руководящих документов, отражающих развитие РТК СН до 2025-2030 гг., выделены наиболее важные направления в сфере развития науки и технологий. Основная задача развития искусственного интеллекта направлена на разработку полностью автономных машин. Подзадачами основных направлений являются: адаптация к изменениям обстановки окружающего пространства; координация групповых действий; принятие самостоятельного решения.

Обоснована проблема позиционирования робота в окружающем пространстве, выделены основные методы навигации РТК СН, перспективы развития геопространственной продукции и их уровни точности. Обоснована сложность управления подвижными техническими системами, что является трудной задачей, которая должна сопровождаться наличием интеллектуальных систем. Предлагается использовать радикальное моделирование при обосновании функционирования подвижного кластера РТК СН.

Вводится понятие радикал – любая функциональная система, обладающая двумя доступными извне состояниями: активным или пассивным. Радикалом в навигационной надстройке является подвижный объект, входящий в группировку РТК. Навигационные системы и сенсоры на борту радикала представлены ультрасистемами – информационные системы, в которых происходит сбор, хранение, преобразование и использование информации, с целью обеспечения устойчивости элементов и внутренних связей в этой опорной системе.

Представлены гиперграф группового взаимодействия РТК СН, математическая постановка задачи функционирования кластера при решении специальных задач, а также методика адаптивного движения объектов кластера РТК СН в окружающем пространстве. Методика состоит из трёх этапов:

- подготовительный;
- функционирования в штатном или нештатном режимах;
- целевой.

Нештатные ситуации решаются подбором нового кластера группировки РТК СН, а также синтезом новых моделей, методов и алгоритмов. Кроме этого, применяются методы принятия решений в условиях неполной и нечёткой информации, что является главным отличием интеллектуальных систем от кибернетических. Наличие интеллектуальности требует от системы оценивания и управления своими текущими параметрами при решении специальных задач.

Принятие решений на целевом этапе методики основано на процессе обработки семантической информации, которая может отображаться обобщенным показателем классического понятия оператор (отображение) или ультраоператор. Представлены результаты применения радикального моделирования в задачах принятия решений.

Исследования могут найти применение в различных областях:

- групповое позиционирование подвижных объектов в естественном или искусственном пространствах;
- оперативное принятие решений в сложных технических системах;
- формирование устойчивого состояния подвижного кластера сложных технических систем;
- оперативное формирование индивидуальной группировки РТК СН при решении определённого класса специальных задач.

Результаты промежуточных этапов конкурсной работы докладывались, обсуждались и были одобрены на шести Всероссийских научно-технических конференциях. Отмечены дипломами за лучшую научную работу в направлениях «Интеллектуальные информационные системы», «Бионика и робототехника» и «Проблемы совершенствования систем управления летательных аппаратов и их навигационно-геодезического обеспечения», 2018.

Результаты промежуточных этапов реализованы в промежуточном отчете научно-исследовательской работы по военно-научному сопровождению создания и направлений развития космических систем и комплексов навигации, геодезии, геофизики и навигационной аппаратуры потребителей ГНС ГЛОНАСС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Васенин В.А., Пирогов М.В., Чечкин А.В. Информационно-системная безопасность критических систем. Монография. М.: «КУРС», 2018. – 346 С.
- [2] Котов Н.И. Физико-теоретические основы навигации. Тексты лекций для курсантов Серпуховского РВ ВИ. Серпухов, 2007, 232 С.
- [3] Лупанчук В.Ю. Развитие методов навигационной картографии для контроля позиционирования робототехнических комплексов в пространстве. // Вестник Московского авиационного института. М.: МАИ, 2018. Т.25 №1. – С. 132-142.
- [4] Соболева Т.С., Чечкин А.В. Дискретная математика. Углубленный курс. Учебник. М.: ООО «КУРС ИНФРА-М», 2016. – 278 С.

ГАРАНТИРУЮЩЕЕ УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЕЙ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ СБЛИЖЕНИИ С МАНЕВРИРУЮЩЕЙ ВОЗДУШНОЙ ЦЕЛЬЮ

Ляпин Н.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Евдокименков В.Н.

В настоящее время общемировой тенденцией является активное использование беспилотных летательных аппаратов (БЛА) для решения разнообразных целевых задач. Динамические возможности современных и перспективных БЛА позволяют рассматривать их в качестве эффективного средства перехвата воздушных целей. Однако, практическая реализация этого важного направления ограничивается отсутствием конструктивных методов и алгоритмов управления БЛА в операциях перехвата воздушных целей.

В работе представлен алгоритм, основу которого составляет гарантирующий подход, базирующийся на игровой постановке задачи синтеза управления траекторией БЛА-перехватчика. С целью получения конструктивного, практически реализуемого решения, процесс маневрирования игроков описывается в 6-мерном пространстве относительных координат. В книге В. А. Бухалева «Основы автоматик и теории управления» показано, что в рамках подобного описания задача синтеза алгоритма управления может быть интерпретирована как задача синтеза гарантирующего управления для линейной динамической системы с квадратичным критерием.

Эффективность предложенного алгоритма оценивалась с точки зрения того преимущества, которое приобретает БЛА в воздушном бою. Для этого в пространстве относительных координат конфликтующих самолётов определены «идеальные» с точки зрения интересов противников точки. В качестве подобной «идеальной» точки рассматривалось такое положение каждого из участников относительно противника, при котором он приобретает преимущество в результате последующей атаки. Положение этих «идеальных» точек в пространстве относительных координат зависит от динамических характеристик

конфликтующих ЛА и размещённых на них авиационных средств поражения.

В результате моделирования оценивались конечные расстояния в пространстве относительных координат от каждого из ЛА, участвующих в воздушном бою, до соответствующей ему «идеальной» точки. Показано, что в 77-100% случаев БЛА приобретает преимущество в результате боевого маневрирования, занимая более выгодное для последующей атаки положение относительно самолёта противника.

КИНЕМАТИКА БЕЗРАМОЧНОГО ШАРНИРА БОКОВОЙ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ

Макарин М.А., Крылов Н.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Самсонович С.Л.

Рассматриваются вопросы создания малогабаритной активной боковой ручки управления (БРУ). Проведён анализ структурных закономерностей построения кинематических схем активных БРУ. Анализ свидетельствует, что недостатком известных рамочных конструкций кроме больших габаритов является различие динамических характеристик каналов при использовании одинаковых исполнительных механизмов приводов, так как масса исполнительного механизма привода, закреплённого на рамке, является нагрузкой для исполнительного механизма привода, закреплённого на неподвижном основании. По результатам анализа проведён синтез построения активной БРУ с применением шарниров, преобразующих вращательное движение входного звена (вала привода) в качательные движения выходного звена (рукоятки БРУ), соединённых между собой рычагом через одноподвижные вращательные пары. В результате предложена кинематическая схема активной БРУ, без использования рамки. Безрамочная схема содержит два одинаковых исполнительных механизма приводов, закреплённых на неподвижном основании, при этом взаимовлияние каналов практически исключено. Представлен вывод передаточного числа механизма между углом поворота выходного вала исполнительного механизма и углом отклонения рукоятки. Показано, что зависимость имеет синусоидальный характер и в диапазоне рабочих углов рукоятки близка к линейной. В результате исследования специфичных режимов работы активной БРУ показано, что мощность электродвигателя зависит от требуемых значений максимальной скорости перемещения рукоятки пилотом и прилагаемого к ней усилия, а также от момента инерции рукоятки.

Результаты работы, приведённые в данной статье, являются основой для разработки активной БРУ отечественного производства. Такая ручка может быть применена в управлении самолётом или вертолётном, как военного, так и гражданского назначения.

ОБНАРУЖЕНИЕ ПРЕПЯТСТВИЙ НА ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЕ НА ОСНОВЕ ГЛУБОКОЙ СВЁРТЧНОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ OBSTACLEGAN

Мизгинов В.А., Князь В.В., Данилов С.Ю.

ФГУП «ГосНИИАС», г. Москва

Научный руководитель — к.т.н. Князь В.А.

В связи с увеличением числа рейсов гражданской авиации, в последнее время становится особо актуальной задача повышения ситуационной осведомлённости экипажа на сложных этапах полёта, таких как взлёт, посадка, руление. Перспективным средством помощи экипажу является индикатор на лобовом стекле (ИЛС), представляющий проекцию пилотажно-навигационной информации на фоне закабинной обстановки.

Целью работы является создание алгоритма обнаружения препятствий на взлётно-посадочной полосе на основе глубокой свёрточной нейронной сети ObstacleGAN. Рассматривается задача фильтрации данных, поступающих от датчика инфракрасного диапазона, для эффективного представления на индикаторе на лобовом стекле. Для создания алгоритма коллективом авторов решены следующие подзадачи:

- Определены технические требования к алгоритму обработки кадров улучшенного видения;
- Разработана структурная схема алгоритма;
- Разработана архитектура глубокой свёрточной нейронной сети ObstacleGAN;
- Архитектура сети реализована в виде сценария для библиотеки PyTorch;
- Подготовлена обширная выборка для обучения и тестирования алгоритма;
- Произведено обучение предложенной сети на графическом процессоре;
- Выполнено математическое моделирование работы алгоритма;
- Проведены экспериментальные исследования для подтверждения работоспособности алгоритмов и оценки их качества.

Актуальность работы обусловлена тем, что отображение дополнительной информации на ИЛС, даже представленной в удобном виде, не решает задачу снижения информационной нагрузки на пилота, что обуславливает важность и актуальность задачи интеллектуальной обработки полётной информации и её эффективного представления пилоту. Традиционно ИЛС предназначался для вывода цифро-шкальной информации. Однако в настоящее время многие самолёты также оснащены системами улучшенного видения, которые представляют экипажу видеoinформацию о закабинной обстановке на основе датчика инфракрасного диапазона, отображающего вид закабинной обстановки в ночное время и в условиях ограниченной видимости. Вывод видеопоследовательности на ИЛС стекле вызывает трудности поскольку большие яркие области, могут скрывать от пилота закабинную обстановку, а динамические препятствия (транспортные средства на ВПП) могут быть малозаметны.

Это обуславливает необходимость предварительной обработки видеoinформации от датчика системы улучшенного видения

для снижения яркости малоинформативных объектов и повышения яркости динамических препятствий. Подобная обработка позволит снизить время, необходимое для обнаружения препятствия, и повысить ситуационную осведомлённость экипажа. В течение последнего десятилетия методы машинного обучения достигли значительного прогресса в таких задачах машинного зрения, как обнаружение препятствий и повышение качества изображения. Это обусловлено как появлением вычислителей, поддерживающих массово-параллельные вычисления, с одной стороны, так и развитием методов на основе глубоких свёрточных нейронных сетей, с другой.

Тестирование работы алгоритма производилось на видеопоследовательностях, моделирующих различные этапы полёта: взлёт, заход на посадку, рулёжку с использованием истинной разметки областей динамических препятствий. Алгоритм продемонстрировал высокую точность обнаружения препятствий. Значение коэффициента Жаккара составило 0,88 для дневных последовательностей и 0,75 для ночных последовательностей, что подтвердило работоспособность сети ObstacleGAN.

Разработанный алгоритм производит параллельную обработку данных и может быть реализован на платформе современной интегрированной модульной авионики. Вычислительная сложность алгоритма позволяет реализовать его для обработки кадров системы улучшенного видения с разрешением 640×480 пикселей, с использованием 3 процессоров с тактовой частотой 1,8 ГГц и одного малогабаритного графического процессора.

РАЗРАБОТКА ОПЫТНОГО ОБРАЗЦА БЕЗАЗОРНОГО РОЛИКОВИНТОВОГО МЕХАНИЗМА И ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ЕГО ИСПЫТАНИЙ

Носов А.С.

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «КБ «Мотор», г. Москва
Научный руководитель — д.т.н., доцент Блинов Д.С.

Использование гидравлических приводов в ракетно-космической отрасли часто сдерживается недостаточными показателями надёжности, долговечности и эксплуатационными характеристиками этих устройств, невозможностью соответствовать передовым требованиям по обеспечению динамических характеристик, габаритов и отсутствия влияния на окружающую среду.

Сравнительный анализ механизмов и приводов линейного перемещения показал, что более целесообразно создавать электромеханические приводы с применением планетарных роликвинтовых механизмов. Усовершенствование и разработка новых конструкций таких механизмов актуально.

Цель работы: доказательство работоспособности новой конструкции безазорного планетарного роликвинтового механизма (БзПРВМ) и определение его эксплуатационных характеристик.

Объектом исследования выступает разработка нового безззорного планетарного роликовинтового механизма высокой точности и надёжности функционирования.

В результате проведения экспериментальных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Экспериментальные исследования опытного образца новой конструкции БзПРВМ подтверждают его работоспособность и достоверность теоретического исследования их кинематики;

2. Проведённые исследования подтвердили возможность изготовления БзПРВМ на станках с ЧПУ (уменьшение трудоёмкости, стоимости изготовления);

3. Разработан и изготовлен опытный образец БзПРВМ и испытательный стенд ИС-01 для проведения экспериментальных исследований и ресурсных испытаний. Стенд позволяет управлять экспериментами, записывать и обрабатывать полученные результаты;

4. Анализ метрологических измерений показал возможность расширения допуска основных размеров БзПРВМ по сравнению с требованиями к высокоточным поверхностям деталей роликовинтовых механизмов;

5. Выполнена задача по созданию нового продукта – электромеханического привода высокой точности и надёжности функционирования;

6. Определены рациональные размеры с полями допусков для изготовления БзПРВМ [4];

7. Габариты и масса электромеханического привода на базе БзПРВМ значительно меньше, чем гидравлического привода;

8. Определена простота управления и настройки;

9. Время для наладки производства механизма минимально;

10. Доказано отсутствие влияния на окружающую среду.

Применение разработанного электромеханического привода в ракетно-космической отрасли приведет к прорыву и совершенствованию отечественной космонавтики – следующий шаг развития нашей страны.

АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ МЕМБРАНЫ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВНУТРЕННЕГО ДАВЛЕНИЯ

Олехвер А.И.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург
Научный руководитель — к.т.н., доцент Ремшев Е.Ю.

В работе изложены основные проблемы, связанные с проектированием и прогнозированием параметров функционирования мембран с насечками.

Проведено экспериментальное исследование распределения параметров напряжённо-деформированного состояния в процессе деформирования и разрушения плоской мембраны. Метод делительной сетки не позволяет достоверно оценить параметры изменения геометрии ячейки сетки, так как деформации вдоль образующей малы. Изменения сетки сопоставимы с погрешностями их измерения, особенно

на начальных этапах деформирования. Следует отметить, что разрушение всех образцов произошло в зоне заделки, а не в центральной её части.

Проведено компьютерное моделирование процесса разрушения плоской мембраны. Получено распределение главных компонентов напряжённого и деформированного состояния. Характеристики имеют наибольшее значение в центральной зоне и равномерно снижаются к краевой части. Анализ данных показал, что образуется участок в зоне заделки, где параметры напряженного и деформированного состояния скачкообразно возрастают. Жёсткость схемы напряженного состояния имеет максимальное значение, значение параметра истощения ресурса пластичности достигает единицы.

Компьютерное моделирование позволяет проанализировать характер распределения напряженного и деформированного состояния. Результаты моделирования разрушения плоской мембраны согласуются с полученными экспериментальными данными - отрыв происходит в зоне заделки.

Метод компьютерного моделирования рекомендуется для дальнейшего анализа параметров разрушения мембран различных конфигураций (форма и размер насечки, наличие дополнительных насечек, учёт наклепа в зоне насечки и т.д.) совместно с экспериментальной проверкой.

СПОСОБ ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

Пашко А.Д., Беличук А.А.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора

Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Научный руководитель — д.т.н., доцент Донцов А.А.

В настоящее время практически во всех зарубежных странах (США, Великобритания, Франция, Германия, Израиль, Япония, Китай и ЮАР) разработчики при выборе типа головок самонаведения (ГСН) для новых ракет остановились на тепловизионных следящих координаторах с использованием матричных фотоприёмных устройств (МФПУ), современная элементная база которых, по сути, является основой инфракрасных ГСН пятого поколения. Главными преимуществами управляемых авиационных ракет (УАР) класса «воздух-воздух», оснащенных ГСН с МФПУ, являются значительное поле обзора, обеспечение распознавания образов целей и их идентификация, возможность использования режимов автоматического прицеливания и высокая помехоустойчивость, которые требуют модернизацию средств защиты самолётов.

Современные самолёты оснащаются бортовыми комплексами обороны (БКО), которые предназначены для защиты самолётов различного класса и назначения от поражения авиационными ракетными, зенитными ракетными комплексами путём обнаружения факта угроз и противодействия атакующим средствам. Самыми современными на сегодняшний день являются БКО «Президент – С», «Талисман»,

комплекс средств радиоэлектронного подавления самолёта Су-30МКИ, система защиты самолёта «МАНТА».

В результате проведенного анализа современных УАР, а также средств защиты самолётов от высокоточного оружия можно сделать вывод о том, что существующие БКО не обеспечивают достаточный уровень их защиты, а именно обеспечивают только пассивную защиту посредством создания помехового воздействия на ГСН ракет, что с учётом возможности цифровой обработки сигнала и схем помехозащиты управляемых ракет является малоэффективным. Современные ложные тепловые цели (ЛТЦ) эффективны лишь для защиты от ракет с одноэлементным ФПУ, а в связи с возможностью распознавания образа цели в современных ГСН с МФПУ, применение ЛТЦ нецелесообразно. Из вышесказанного вытекает актуальная задача совершенствования БКО при помощи создания новых способов защиты самолёта от УАР.

Повышение защищённости самолёта возможно путём активного воздействия на УАР защитными боеприпасами, входящими в состав системы активной защиты самолёта, приводящими к ее поражению, самоликвидации или промаху.

Объектом исследования в работе является способ защиты летательного аппарата.

Целью исследования является разработка устройства, реализующего способ защиты летательного аппарата.

В процессе выполнения конкурсной работы проведен анализ современного состояния развития ракет класса «воздух-воздух» и средств защиты самолётов; разработаны: способ защиты летательного аппарата от УАР и алгоритм его функционирования, активный элемент защиты, устройство выброса АЭЗ; проведена оценка эффективности разработанного способа защиты летательного аппарата с использованием АЭЗ. Приведены результаты моделирования работы устройства выброса в составе БКО.

На основе полученных результатов выработаны рекомендации по применению способа защиты самолёта от УАР.

Таким образом, разработанный способ способен обеспечить в автоматическом режиме всеракурсное обнаружение и сопровождение УАР, их уничтожение на безопасном расстоянии от самолёта во взаимодействии с другими бортовыми системами самолёта.

О СОСТАВЛЕНИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВОЛНОВОЙ ПЕРЕДАЧИ С ПРОМЕЖУТОЧНЫМИ ТЕЛАМИ КАЧЕНИЯ, УЧИТЫВАЮЩЕЙ ВИБРАЦИОННЫЕ НАГРУЗКИ

Подшибнев В.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Самсонович С.Л.

Известно, что волновые передачи с промежуточными телами качения (ВПТК) находят широкое применение в технике за счёт минимальных, по сравнению с другими типами механических передач, массогабаритными показателями [1], высокой крутильной жёсткости, точности

и малого люфта. Таким образом, исследования, направленные на определение динамических и прочностных свойств ВПТК, являются актуальными в настоящее время.

Существующие методики расчёта динамических характеристик ВПТК основываются на представлении ВПТК в виде механической системы с эквивалентной крутильной жёсткостью и не учитывают процессов упругих соударений, протекающих в передаче, которое могут проявляться, как во время ее работы, так и под внешним воздействием вибрационных и ударных воздействий [2,3].

Работа посвящена анализу влияния вибрационных воздействий на прочностные и динамические характеристики ВПТК.

В данной работе ВПТК представлена как механическая система, состоящая из твердых деформируемых тел с наличием зазоров между контактирующими элементами. Контактные жёсткости деформируемых тел определены в соответствии с классической теорией упругости [4]. Зазоры в передаче определены допусками на геометрические размеры элементов передачи.

Для определения влияния параметров ВПТК на ее динамические характеристики составлена математическая модель системы с учётом следующих допущений: механическая система рассматривается в двумерном пространстве, опоры волнообразователя и сепаратора упругие, движение тел качения в пределах областей ограниченных поверхностями гнезд сепаратора, волнообразователя и жёсткого колеса описывается упругими соударениями. Внешним воздействием на систему являются вибрации выходного вала.

Амплитуда и частота ударных сил, возникающих в результате внешнего вибрационного воздействия, определяют вибрационную прочность элементов ВПТК и количество циклов нагружения, при котором значения вибрационной прочности приближается к пределу выносливости.

Таким образом, более полное представление математической модели ВПТК, учитывавшей внешнее вибрационное воздействие может быть использовано для определения надёжности механизмов на основе ВПТК.

ЛИТЕРАТУРА

1. Степанов В.С. «Методика проектирования привода на основе волновой передачи с телами качения» диссертация кандидата технических наук: 05.02.02 / [Место защиты: Моск. гос. авиац. ин-т]. - Москва, 2009
2. Крылов Н.В. «Исследование жёсткости и прочности волновой передачи с телами качения электромеханического силового привода летательного аппарата» диссертация кандидата технических наук: 05.02.02 / [Место защиты: Моск. гос. авиац. ин-т]. - Москва, 2014
3. Янгулов В.С., Беляев А.Е. Элементы расчёта жёсткости волновой передачи с промежуточными телами качения. Известия ТулГУ.2008
4. Гольдсмит В. Удар. Теоретические и физические свойства соударяемых тел. Москва, Стройиздат, 1965, 448 с.

ВНЕДРЕНИЕ МОДУЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ФЕРМЫ ГИДРОПОННОГО ТИПА В СИСТЕМУ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ КОЛОНИАЛЬНОЙ БАЗЫ

Полтораки Д.С., Тупицын А.В., Сикриер А.В.

МАИ, г. Москва

С того времени как первый человек вошёл в космическое пространство, человечество постоянно задумывается о покорении ближайших к Земле небесных тел: Марса и Луны. В настоящее время ведутся активные проектные и исследовательские работы, направленные на изучение возможности их колонизации. Например, в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, одном из ведущих предприятий российской ракетно-космической промышленности, представили свою космическую программу, главным пунктом которой является освоение Марса и Луны в ближайшие 30 лет. Специалисты предприятия считают, что это событие станет важной вехой в истории космонавтики и всего человечества, и даст множество преимуществ и перспектив дальнейшего роста.

Между тем, на пути к решению задачи покорения других космических объектов стоит множество различных препятствий и проблем. Нахождение человека на огромных расстояниях от Земли, делает его крайне зависимым от жизненно необходимых ресурсов, в частности пропитания будущих колонистов.

В качестве варианта решения данной проблемы в работе предложен способ выращивания растений в условиях отсутствия пригодной для этого почвы, а именно, создание модуля автоматизированной фермы гидропонного типа, которая позволяет использовать «безземельный метод».

Целесообразность использования этого метода обуславливается:

- Отсутствием земельных ресурсов;
- Компактностью размещения;
- Использованием в качестве основного «рабочего» ресурса воды, которую можно «обновлять» с помощью систем фильтрации и обогащения минеральными веществами до прежней питательной способности.

На основании проведенного исследования была спроектирована гидропонная система выращивания растений на базе платформы Arduino.

АССИМИЛЯЦИЯ БОЕПРИПАСОВ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ И НАЗНАЧЕНИЯ В КАЧЕСТВЕ БОЕВЫХ ЧАСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ

Попов Ю.В.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н., доцент Пусев В.И.

В работе рассмотрен процесс, который выражается в использовании штатных боеприпасов (БП) в качестве боевых частей (БЧ) авиационных ракет и управляемых авиационных бомб (УАБ), который предлагается назвать ассимиляцией.

Рассмотрены примеры ассимиляции БП различных видов (артиллерийских снарядов (АС), боевых зарядных отделений (БЗО) торпед и авиабомб (АБ)) и назначения (бетонобойные, бронебойные, фугасные, полубронебойные и осколочные) в качестве БЧ неуправляемых реактивных АБ (АБ с дополнительной скоростью (ДС)), УАБ, авиационных управляемых ракет (АУР), включая противокорабельные ракеты (ПКР), и крылатых ракет (КР).

На примере АБ с ДС показаны недостатки неуправляемых средств поражения при применении по прочным малоразмерным целям и издержки разработки БЧ на базе АС. Рассмотрены БЕТАБ-150ДС и БРАБ-200ДС (начало разработки 1936 г.).

Затем рассмотрены первые в мире УАБ и противокорабельные АУР, которые применяла нацистская Германия. При этом установлено, что БЧ УАБ «Фриц-Х» разработана на базе бронебойной АБ РС 1400 «Фриц», а БЧ ПКР Hs-293 на базе фугасной АБ (ФАБ) SC-500. По данным [1] и др. источникам, определено, что БЧ первой в мире КР ФАУ-1 разработана на базе БЗО торпеды.

В США, согласно [2,3,4], широкое распространение получила ассимиляция АБ свободного падения и БЧ УАБ, АУР и КР.

К примеру, в качестве БЧ первой в мире УАБ с активной головкой самонаведения ASM-N-2 «Бат» использовался корпус 1000-фнт полубронебойной АБ (ПБАБ) AN-M59A1 [2, 3]. Это стало возможным из-за модульного принципа построения АБ, уровня технологии (точность, качество поверхности и т.д.), выполнения требований по прочности корпуса и стойкости снаряжения.

В дальнейшем эта же БЧ была применена в АУР LBD-1 «Горгулья» [2, 3]. Примечательно, что в этой ПКР была впервые применена концепция взаимозаменяемых БЧ. В отсек БЧ могла устанавливаться либо фугасная (ФБЧ), либо полубронебойная БЧ (ПББЧ) [2,3]. При этом ФБЧ представляла собой корпус 1000-фнт ФАБ AN-M65A1 [2,3].

Однако не только проникающие АБ США использовались в качестве БЧ. Использовались также осколочные АБ (ОАБ). В работе получено, что 260-фнт ОАБ AN-M81 могла применяться в качестве БЧ АУР AGM-12B «Буллпап», как показано в [4].

При этом их боевое применение показало, что БЧ является недостаточно эффективной. Поэтому следующая модификация АУР AGM-12C Буллпап» имела 1000-фнт ПББЧ. Согласно [3], эта БЧ разработана на основе ПБАБ AN-M59A1. При совмещении контура АБ с компоновочной схемой АУР наблюдается практически полное соответствие. Это говорит о том, что корпус, претерпев некоторые изменения в конструкции хвостовой части, официально стал БЧ и получил индекс WDU-25/B. В дальнейшем эту БЧ применили в ракетах семейства «Томагавк» [3].

Рассмотрена КР воздушного базирования AGM-86C с 2000-фнт ПББЧ. В ходе исследований рассекреченных инструкций по устройству и эксплуатации АБ США было установлено, что ПББЧ наиболее вероятно разработана на базе 2000-фнт ПБАБ M103. В работе приводится компоновочная схема с предполагаемым расположением БЧ.

Таким образом, проведя анализ конструкций, установлено, что рассмотренные БЧ были разработаны без учёта особенностей ракеты

и её динамики. Такой подход называется раздельным проектированием [5]. В работе приводятся издержки такого подхода при проектировании проникающих БЧ (ПрБЧ) АУР.

В 1991 г. была принята программа НАТО по созданию бетонобойных БЧ повышенной проникающей способности для УАБ и КР. Из-за раздельного проектирования (разработчик БЧ фирма «Локхид-Мартин») «умное» (smart по терминологии НАТО) взрывательное устройство (ВУ), которое способно подсчитать количество пробитых преград, пройденное расстояние и правильно вычислить время подрыва [5], было отработано при взаимодействии автономной БЧ с преградой. Важно, что работа smart-ВУ основана на сравнении данных, заложенных в его электронную память, с информацией от встроенного акселерометра. Так как бортовая аппаратура, расположенная перед и за БЧ существенно влияет на процесс торможения БЧ при ударе, что показано в [5], авиаракетная фирма была вынуждена разработать механизм отделения БЧ. Отработка механизма заняла более 4-х лет (с 1997 по 2001 гг. [5]).

Несмотря на все издержки, несомненным достоинством программы НАТО можно считать создание smart-ВУ [5]. Smart-ВУ позволяет использовать БЧ максимально эффективно, исключить из конструкции ПрБЧ механические устройства в разрывном заряде [5] и минимизировать запас прочности для повышения эффективности.

Создание научно-технической базы для создания smart-ВУ невозможно при подходе раздельного проектирования. В [5] приводится комплексный подход к созданию и модернизации ПрБЧ АУР на основе численного и физического моделирования.

Также невозможно получить достоверные данные по нагружению ПрБЧ при проникании и пробитии, когда разработка ПрБЧ ведётся отдельно от АУР, так как действуют по цели они вместе. Поэтому подменить задачу динамики АУР задачей динамики ПрБЧ в XXI веке не представляется возможным.

Таким образом, раздельное проектирование и использование корпусов БП в качестве БЧ делает практически невозможным внедрение «умных» ВУ [3,5], а значит, тормозит прогресс (БЧ на уровне Второй мировой войны, а взрывателей и ВУ на уровне XIX века) и дальнейшее повышение эффективности АУР.

ЛИТЕРАТУРА

1. 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. №1. 2008. С. 36-47.
2. U.S explosive ordnance. Ordnance pamphlet 1664 (OP 1664). Department of Navy // Bureau of ordnance. Washington 25, D.C., 28 May 1947. 681 p. URL: <http://bulletpicker.com/ordnance-pamphlets.html> (дата обращения 09.09.2018).
3. Фролов В.В. Исследование характеристик и конструкций бронебойных, полубронебойных, фугасных авиационных бомб США и их применения в качестве боевых частей управляемых ракет. Молодёжный научно-технический вестник. Электронный журнал МГТУ им. Н.Э.

Баумана. 2017 – № 6. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/857547.html> (дата обращения 01.09.2018).

4. Ипатов А.Н. Исследование характеристик и конструкций осколочных бомб, кассетных авиабомб США и их применения в качестве боевых частей управляемых ракет. Молодежный научно-технический вестник. Электронный журнал МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2017 – № 6. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/857784.html> (дата обращения 01.09.2018).

5. Белов Г.В., Марков В.А., Овчинников А.Ф., Пусев В.И., Сотский М.Ю. Вопросы создания боевого снаряжения кинетического действия управляемых ракет. Инженерный журнал: наука и инновации. Электронное научно-техническое издание. 2013. № 1 (13). С. 189-200.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПОСОБОВ ПОВЫШЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ И ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

^{1,2}Савельев А.С., ²Бурмистров И.Н.

¹МАИ, г. Москва

²ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва

При проектировании самолёта на всех уровнях всегда большое внимание уделялось надёжности, отказобезопасности и экономичности при эксплуатации. Функционирование критических систем, то есть таких систем, отказ которых может повлечь за собой аварийную или катастрофическую ситуацию, а ее уровень гарантии разработки (Function Development Assurance Level) имеет значение А или В согласно SAE ARP4754/P-4754, обеспечивается как правило в трёх режимах: основной, упрощенный и резервный. Повышающиеся уровни сложности и надёжности встроенных систем контроля позволяют работать при последовательных отказах до (n-1)-го отказа при n кворумирующихся сигналах. В случае отказа одного из каналов сигнала кворум-контроль определяет отказавший элемент и исключает его из формирования достоверного сигнала. При последовательных отказах (n-1)-го канала может возникнуть ситуация, представляющая из себя расхождение показаний каналов более порога сравнения. Таким образом, система контроля не сможет определить, который из каналов данного сигнала выдает ложный сигнал и, соответственно, будет вынуждена исключить данный сигнал вообще, перейдя, как правило, на какое-либо постоянное значение.

Предложенный вариант построения встроенной системы контроля может обеспечить точностные характеристики при потере (n-1)-го каналов сигнала, если предусмотрены реконфигурационные алгоритмы. Вариант основан на определении веса каждого канала в соответствии с предисторией его показаний. Таким образом, должно осуществляться распознавание отказавшего канала вплоть до расхождения каналов сигнала типа 1х1 при последовательных отказах, имея возможность сравнивать с реконфигурационным значением.

Результаты повышения надёжности и отказобезопасности оцениваются с помощью анализа деревьев отказов в соответствии с ARP-4761/P-4761.

РАЗРАБОТКА БЛОКА ЧЕТЫРЁХКАНАЛЬНОГО АДАПТИВНОГО КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕВЫМИ ПРИВОДАМИ

Семенит С.В., Карабашлыков Г.А., Кутяева Д.М.

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»,
г. Королев, Московская область

Разработанные на предприятии изделия представляют собой наукоёмкий комплекс программных и аппаратных систем (подсистем): радиовысотомер, головка самонаведения (ГСН), система управления, рулевые приводы (РП) и др.

В процессе отработки бортового комплекса управления (БКУ) ракет, существует необходимость проверки автономного функционирования каждой из подсистем изделия и, при положительных результатах, эти подсистемы проходят комплексную проверку в составе БКУ.

При автономной отработке подсистем требуется воспроизводить полный спектр технологических условий, строго соответствующий протоколу электрического и информационного взаимодействия указанных подсистем.

Исходя из опыта проведения работ с рулевыми приводами (РП), на участке входного контроля при проверке их работоспособности, а также в связи с широким использованием данного типа РП на многих изготавливаемых изделиях, встаёт вопрос унификации процедуры контроля электромеханических характеристик. Проведение выше указанных работ возможно обеспечить только при наличии специального адаптивного контура управления РП, позволяющего воспроизвести все электрические параметры для работы РП.

Использование блока 4-х канального адаптивного регулятора тока рулевых приводов (АРТ-РП4К) позволяет мобильно в полигонных условиях и стационарно в лабораторных условиях проводить снятие электромеханических характеристик, с включенным в управляющую цепь РП, что обеспечит повышение качества контрольных измерений РП.

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА ЭЛЕРОНА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Сухоруков В.А., Гуськов А.А., Шкаров И.Ф.

ООО «Арзамасское приборостроительное конструкторское бюро»
г. Арзамас, Нижегородская область

«Электрификация» системы управления самолёта – одна из перспективных технологий, позволяющих улучшить лётно-технические и эксплуатационные характеристики самолёта. К настоящему времени разработано большое количество опытных образцов рулевых приводов

с электрическим силовым энергопитанием и начато их практическое использование.

Тенденция большей электрификации авиационных систем управления подразумевает замену централизованной гидросистемы и гидравлических приводов, ставших традиционными исполнительными механизмами систем управления и стабилизации пассажирских, транспортных и боевых машин, на электрическую энергосистему и приводы с электрическим энергопитанием.

На основании технического задания мирового лидера авиационной промышленности в ООО «АПКБ» была проведена научно-исследовательская работа (НИР) по разработке электромеханического привода (ЭМП) управления элерона. Целью выполнения НИР являлось создание экспериментального образца ЭМП элерона летательного аппарата с максимальным развиваемым усилием на выходном валу 75000 Н и линейной скоростью 80 мм/с.

В ходе выполнения НИР была проведена проработка конструкции привода. В состав ЭМП входит электромеханический исполнительный механизм (ЭМИМ) с бесконтактным электродвигателем, датчиком положения ротора и планетарной роликвинтовой передачей. В состав ЭМП входит также цифровой блок управления приводом (БУП), состоящего из микроконтроллера, инвертора, схем управления питанием и датчиками обратной связи.

В качестве базовой модели для создания ЭМИМ, была принята модель актуатора с роликвинтовой передачей (РВП), в котором гайка смонтирована в полый ротор электродвигателя, что позволяет создать компактную конструкцию безредукторного электропривода (компоновка «матрешка») в корпусе из АМгб. После проведения первых испытаний выяснилось, что винт привода со встречным направлением резьбы (относительно резьбы гайки и роликов) проскальзывает при помогающей нагрузке. Поэтому было принято решение заменить винт выходного звена на винт с традиционным направлением резьбы. Из-за смены направления резьбы изменился коэффициент передачи РВП, следовательно, изменилась скорость перемещения и максимально допустимая нагрузка. Совместно с заказчиками было принято решение испытания такой конструкции ограничить 18000 Н. Для наиболее полного выполнения НИР был спроектирован третий вариант ЭМП. Оба привода испытаны по программе испытаний штатных гидравлических приводов. В третьем варианте ЭМП была использована классическая схема построения подобных приводов – «параллельная», когда электродвигатель располагается параллельно РВП и связь между ними осуществляется через зубчатую передачу. Все датчики и узлы размещены внутри корпуса выполненного из единого «куска», для макетного образца материал выбран сталь 20Х13.

В ходе подготовки к испытаниям было разработано стендовое оборудование. Был разработан нагрузочный стенд для оперативного выявления работоспособности созданной конструкции приводов. Реализованная нагрузка осуществлена в виде замкнутого гидравлического контура с возможностью плавной регулировки давления сброса в полостях нагрузочного гидроцилиндра.

Кроме испытаний на статическую и динамическую нагрузку были проведены испытания механизма на воздействие внешних факторов,

проверка полного и рабочего хода выходного звена, проверка максимального усилия, развиваемого на выходном звене, проверка потребляемой мощности ЭМП, проверка скорости перемещения выходного звена, неоднократное снятие амплитудофазочастотных характеристик, проведены испытания на воздействие ударов и вибрации, а также климатические воздействия.

Все испытания проводились по согласованной с заказчиком программе и методике испытаний, аналогичной действующей на гидравлический аналог.

В результате исследовательской работы были проведены расчёты параметров и компьютерного моделирования, разработана конструкторская документация, проведено изготовление и успешно завершены испытания двух макетных образцов электроприводов.

Для полноценной проверки третьего варианта ЭМП было принято решение провести полунатурные испытания, имитирующие режимы типового полёта летательного аппарата применительно к объекту типа Т-50 в ФГУП ЦАГИ.

БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ НА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЯХ И УСТРОЙСТВО ЗАПУСКА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЯХ

Уразбахтин Р.Р., Вавилов В.Е.

УГАТУ, г. Уфа

На сегодняшний день актуальна проблема мониторинга малоосвоенных территорий. На данном этапе развития технологий невозможно непрерывно выполнять эту задачу с малыми финансовыми затратами, ведь существующие летательные аппараты либо расходуют большое количество топлива и требуют частой дозаправки, либо являются очень дорогостоящими. Поэтому ведется разработка атмосферных спутников, использующих для функционирования солнечную энергию (беспилотные летательные аппараты на солнечных батареях). Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) на солнечных батареях имеют большие перспективы для развития, так как их можно использовать в разведывательных целях и в качестве ретрансляторов сигнала. Такого рода техника может длительное время находиться в воздухе, надёжна, проста в эксплуатации, а её производство не требует огромных денежных затрат. В представленной конкурсной работе проектируется беспилотный летательный аппарат на солнечных батареях (БПЛА) и устройство запуска БПЛА на солнечных батареях. Проведён анализ существующих БПЛА на солнечных батареях, выявлены недостатки существующих БПЛА на солнечных батареях. Далее авторами разработан ряд решений, которые позволяют устранить недостатки, имеющиеся на современных БПЛА на солнечных батареях. Авторами конкурсной работы разработана оригинальная система запуска БПЛА на солнечных батареях – катапульта для запуска беспилотного летательного аппарата. В рамках конкурсной работы разработана облегчённая схема шасси для БПЛА на солнечных батареях. Авторами конкурсной работы предложена собственная

конструкция БПЛА на солнечных батареях, в которой применяется предложенная авторами схема шасси для БПЛА на солнечных батареях. Также авторами конкурсной работы разработан модуль технического зрения для БПЛА на солнечных батареях - модуль технического зрения со сферическим индукционным двигателем. В рамках конкурсной работы авторами предложен БПЛА на солнечных батареях, модуль технического зрения со сферическим индукционным двигателем и катапульта для запуска БПЛА, которые вместе составляют современный высокотехнологичный комплекс, позволяющий осуществлять запуск БПЛА и удовлетворяющий всем требованиям относительно сферы применения БПЛА.

ИНФРАЗВУКОВОЙ ШУМОПЕЛЕНГАТОР КАК СОСТАВНАЯ ЧАСТЬ ОБЗОРНО-ПРИЦЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Хатунцев В.Ю.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — к.т.н. Плиплин А.А.

Проведенный анализ мероприятий противодействия обзорно-прицельным (ОПС) система летательных аппаратов (ЛА) позволил сделать вывод о дальнейшей модернизации и разработке новых ОПС. В данной работе предложено использовать в качестве дополнительного канала ОПС инфразвуковой (ИЗ) координатор цели (КЦ) шумопеленгатора. Выбор инфразвукового диапазона выбран в следствие его особенностей в сравнении с равномошным слышимым человеком звуком и ультразвуком: инфразвук (ИЗ) имеет гораздо большие амплитуды колебаний; ИЗ гораздо дальше распространяется в воздухе, поскольку поглощение ИЗ атмосферой незначительно; благодаря большой длине волны для ИЗ характерно явление дифракции, вследствие чего он легко проникает в помещения и огибает преграды; ИЗ вызывает вибрацию крупных объектов, так как входит в резонанс с ним.

Принцип действия ИЗ КЦ основан на определении места нахождения объекта путём исследования пространственной структуры волнового поля, создаваемого объектом (пассивная локация).

В работе обоснована блок-схема шумопеленгатора, представлена структурная схема шумопеленгатора с ИЗ КЦ. В качестве приёмника ИЗ предложен микрофон высокой чувствительности типа 4964. Было установлено, что источник инфразвуковых волн с уровнем 100 Дб фиксируется микрофоном типа 4964 на расстоянии не менее 10 км

Таким образом, применение шумопеленгатора в качестве дополнительного канала ОПС ЛА позволит увеличить вероятность обнаружения наземных неподвижных и подвижных объектов вооружения и военной техники днём и ночью, в плохих и сложных метеоусловиях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Плиплин А.А., Хатунцев В.Ю. Анализ систем и средств противодействия авиационным прицельным системам и системам

воздушной разведки. Сборник статей по материалам IV НПК «Молодежные чтения, посвященные памяти Ю.А. Гагарина». Воронеж: ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина». 2017г., стр. 174-178.

2. Добрынин В.Д., Куприянов А.И., Пономарев В.С., Шутов П.Н. Радиоэлектронная борьба. Силовое поражение радиоэлектронных систем. М.: Вузовская книга, 2007. – 448 с.

3. Исаакович М.А. Общая акустика: учебное пособие / М.А. Исаакович. – М.: Высшая школа, 1978. – 448 с.

4. Ландеберг Г.С. Звукопеленгация. Элементарный учебник физики. М.: Физматлит, 2003. – 656 с.

5. Плиплин А.А., Хатунцев В.Ю., Родионов А.В. Обоснование необходимости включения в состав разведывательной аппаратуры беспилотного летательного аппарата шумопеленгатора. Сборник научных статей Всероссийской НПК. Воронеж: ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина». 2017г., стр. 265-273.

6. 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.

7. Справочник акустика. / Сапожников М.А. и [др.], [под ред. М.А. Сапожникова]. М.: Изд-во Радио и связь, 1989. - 336 с.

ПРОГРАММА, РЕАЛИЗУЮЩАЯ СПОСОБ ОБНАРУЖЕНИЯ И СОПРОВОЖДЕНИЯ ОБЪЕКТОВ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ РЕАЛЬНЫХ СЦЕН

Шахов А.С.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — к.т.н. Четвертаков А.Н.

Обработка изображений, и в частности обнаружение на них различных объектов, является важным направлением при создании оптико-электронных систем, использующихся на самолётах, вертолётах и беспилотных авиационных комплексах.

На основе двух патентов на изобретение «Способ поиска и распознавания объектов на цифровых изображениях» (патент РФ № №2458397 от 10.08.2012 г.) и «Способ обнаружения объектов, определения их геометрической формы и ориентации на изображениях» (патент РФ № №2623891 от 12.10.2015 г.) в работе предлагается способ обнаружения и сопровождения объектов на изображениях реальных сцен, который был реализован в виде программы для ЭВМ.

Программа предназначена для автоматизированного мониторинга земной поверхности на рабочем месте человека-оператора.

Расчётная часть и графический интерфейс программы выполнен на основе языка программирования C++/CLI, с использованием библиотеки компьютерного зрения с открытым исходным кодом –

OpenCV. Программа имеет традиционный интерфейс Windows приложений.

В программе используются алгоритмы предварительной обработки изображений, методы порогового преобразования и различные алгоритмы цифровой фильтрации изображений. В программе имеется возможность просматривать промежуточные результаты на каждом шаге работы программы и сохранять результаты работы в файл для дальнейшей работы с помощью других приложений.

Программа позволяет:

- Обнаруживать на изображениях реальных сцен различные объекты;
- Сопровождать обнаруженные объекты;
- Выводить относительные координаты обнаруженных объектов.

В результате работы программы создаются два окна для вывода оригинального видео и обработанного по предлагаемому способу.

Программа реализующая способ обнаружения и сопровождения объектов на изображениях реальных сцен, может быть использована на рабочем месте человека-оператора для автоматизированного дешифрирования данных воздушного зондирования земной поверхности.

МЕТОД И АЛГОРИТМЫ МЕЖКАНАЛЬНОЙ ГРАДИЕНТНОЙ РЕКОНСТРУКЦИИ МНОГОСПЕКТРАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ В ОПТИКО- ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПЛЕКСАХ ВОЗДУШНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ РАЗВЕДКИ

Шипко В.В.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Последние тенденции развития оптико-электронных средств разведки как воздушного, так и космического базирования направлены на расширение диапазона длин волн, в которых производится съёмка, и увеличение спектрального разрешения. Проведение многоканальной съёмки позволяет регистрировать изображения в нескольких спектральных диапазонах видимого или инфракрасного излучения. Получаемые таким образом изображения являются многокомпонентными (многоспектральными), что открывает новые возможности анализа характеристик объектов и повышает точность решения ряда конечных задач (обнаружение, распознавание, классификация объектов). Тем не менее, фактором, влияющим на ухудшение качества поступающей разведывательной информации, является возникновение на регистрируемых многоспектральных изображениях аппликативных помех случайной формы и пространственного положения. Аппликативные помехи проявляются в виде участков изображения с полностью разрушенной структурой, что приводит к ухудшению основных показателей эффективности функционирования оптико-электронных комплексов, таких как вероятность обнаружения объекта, вероятность распознавания объекта, ошибка измерения линейных размеров объекта.

Как известно аппликативные и как частный случай импульсные помехи являются наиболее сложным случаем искажения изображений,

получаемых оптико-электронными системами воздушной и космической разведки. Появление таких помех возможно в следующих случаях: ошибки квантования или декодирования, обусловленные различными критическими условиями функционирования, выход из строя или сбой в одном или нескольких спектральных каналах регистрации изображений, преднамеренное оптико-электронное подавление и многие другие факторы. В настоящее время для борьбы с такими помехами на цветных (многоспектральных) изображениях широко используются векторные ранговые фильтры, учитывающие межканальную корреляцию значений яркости элементов каждой компоненты изображения. Однако, такие фильтры не в состоянии всегда достоверно восстановить искаженные значения яркости элементов вследствие своей ограниченности только выборкой элементов скользящего окна, особенно в случае высокой плотности помех. При этом с увеличением спектральных каналов, векторные фильтры становятся вычислительно затратными, что не позволяет их применять в реальных системах технического зрения. Выявлено, что возникающая избыточность при переходе от полутоновых к цветным (многоспектральным) изображениям, открывает новые возможности по реконструкции искаженных помехами значений яркости элементов изображений.

Целью работы является повышение точности реконструкции многоспектральных цифровых изображений, искаженных аппликативными помехами за счёт свойства межканальной избыточности многоканальных оптико-электронных комплексов воздушной и космической разведки.

В работе автором предложены и исследованы новый метод и алгоритмы межканальной градиентной реконструкции информационной составляющей многоспектральных изображений искажённых импульсными и пространственно-протяжёнными аппликативными помехами, основанные на использовании свойства межканальной избыточности.

Предлагаемый метод основан на предположении о приблизительном равенстве градиентов смежных каналов многоспектральных изображений и является двухэтапным.

На 1-м этапе оценивается пространственное положение помех в каждой компоненте. Для этих целей разработан алгоритм межканального градиентного обнаружения помех в каждом спектральном канале, который основан на новом принципе межканального несоответствия градиентов отдельных спектральных каналов многоспектрального изображения.

На 2-м этапе осуществляется межканальная градиентная реконструкция спектральных каналов многоспектрального изображения в искаженных участках по одному из разработанных алгоритмов, на основе заимствования информации о градиентах соответствующих участков неискаженных каналов.

Как показали результаты проведённых численных и экспериментальных исследований, предлагаемый метод позволяет получить более высокую точность обнаружения и реконструкции искажённых участков изображения по сравнению с существующими методами обработки. При этом вычислительные затраты разработанных

алгоритмов позволяют обрабатывать цветные (3-х каналные) изображения в масштабе времени близком к реальному.

**Направление №7
Математические
методы
в аэрокосмической
науке и технике**

АНАЛИТИЧЕСКОЕ И ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПОЛОЖЕНИЯ РАВНОВЕСИЯ В ФОТОГРАВИТАЦИОННОЙ ЗАДАЧЕ СИТНИКОВА

Авдюшкин А.Н.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.ф.-м.н., доцент Бардин Б.С.

В космическом пространстве влияние на движение тел могут оказывать не только гравитационные силы. Например, пылевые, газовые и другие среды оказывают сопротивление движению. Но наиболее значительной принято считать исходящую от звёзд силу светового давления. Задачи небесной механики, учитывающие силы светового давления, называют фотогравитационными.

В изучении космического пространства и в вопросах происхождения и эволюции планет, звёзд и их систем очень большую роль играет поиск частных решений в ограниченной задаче трёх тел. Поиск равновесных положений, которые часто называют точками либрации, и исследование устойчивости данных положений очень важно для практических потребностей космических исследований. В таких либрационных центрах можно расположить искусственные спутники для исследования планетных и звёздных систем. Но гораздо чаще в точках либрации могут скапливаться малые тела и образовывать пылевые облака или так называемые «гускые облакоподобные спутники».

В работе выполнено исследование устойчивости положения равновесия в фотогравитационной задаче Ситникова, представляющей собой частный случай ограниченной задачи трёх тел. Предполагается, что два из трёх взаимодействующих по закону всемирного тяготения тел имеют равные массы. Третье тело обладает малой массой и не влияет на движение двух других тел, которые движутся в одной плоскости по известным эллиптическим орбитам. Учитывается, что кроме гравитационных сил на третье тело действуют равные по величине репульсивные силы светового давления, направленные противоположно силам гравитации. В центре масс системы тело малой массы имеет положение равновесия. В качестве параметров задачи выбираются эксцентриситет орбит вращения массивных тел и коэффициент редукции массы, характеризующий собой силу светового давления.

При произвольных значениях эксцентриситета выводы об устойчивости линейной системы можно сделать на основании анализа корней её характеристического уравнения, для чего потребовалось провести численное интегрирование данной системы. После проведения численных расчётов удалось построить диаграмму устойчивости, на которой видно, что области неустойчивости очень узкие. При значениях эксцентриситета, близких к нулю, требуются высокоточные расчёты, т.к. в одну точку сходятся даже те области, у которых отчётливо видно на диаграмме верхнюю и нижнюю границы. Также нельзя сделать выводы о вырождении областей в кривые. Чтобы избежать длительных расчётов, необходимо провести аналитическое исследование устойчивости.

Аналитическое исследование устойчивости было проведено для малых значений эксцентриситета. С помощью реализованного

в программном пакете MAPLE алгоритма Дебри-Хори [1] была выполнена нормализация гамилтониана, а затем были получены уравнения, определяющие границы областей параметрического резонанса в плоскости параметров задачи. Проверка показала, что результаты аналитического исследования полностью подтверждают численные результаты. А именно, при малых значениях эксцентриситета полученные уравнения хорошо аппроксимируют границы областей параметрического резонанса.

Для определения устойчивости вне областей параметрического резонанса потребовалось провести дополнительное исследование и выполнить нелинейный анализ. В нерезонансном случае выводы об устойчивости делаются на основании теоремы Арнольда-Мозера [2]-[3], согласно которой в общем эллиптическом случае положение равновесия системы, расположенное в начале системы координат, устойчиво по Ляпунову. Было показано, что наша задача подходит под критерии общего эллиптического случая, значит, согласно теореме Арнольда-Мозера, система устойчива по Ляпунову вне областей параметрического резонанса. Частично указанные результаты были получены ранее в работе [4].

Также для полноты решения поставленной задачи выполнено исследование устойчивости при плоских возмущениях. На основании критерия, полученного А.М. Ляпуновым [5] устойчивость линейной канонической системы с периодическими коэффициентами имеет место тогда и только тогда, когда все корни её характеристического уравнения имеют модули равные единице, а ее матрица мондромии приводится к диагональной форме. Данное условие выражается в виде системы неравенств [6], которые проверялись с помощью численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения. Построена диаграмма устойчивости и установлен тип резонансов на границах областей устойчивости.

Полученные результаты имеют практическую значимость для космической отрасли. В планетной или звездной системе, параметры которой удовлетворяют условиям устойчивости точки либрации, возможно существование небесных тел (как правило, малых размеров) или скопление мельчайших частиц, образующих пылевые облака. Для прикладных задач космонавтики представляет интерес запуск космических аппаратов в устойчивую точку либрации. В этой точке спутник может находиться неограниченное время, практически не используя дорогостоящий энергетический ресурс для стабилизации своего положения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Маркеев А.П. Теоретическая механика: Учебник для университетов // М.: ЧеРо, М., 1999, 572 стр.
2. Арнольд В.И. Малые знаменатели и проблемы устойчивости движения в классической и небесной механике // УМН, 1963, т. 18, №6(114), С. 91–192.
3. Мозер Ю. Лекции о гамильтоновых системах // М.: Мир, 1973. 167 с.

4. Bardin B.S., Avdushkin A.N. Stability analysis of an equilibrium position in the photogravitational Sitnikov problem // AIP Conference Proceedings 1959, 040002 (2018); <https://doi.org/10.1063/1.5034605>.

5. Ляпунов А.М. Общая задача об устойчивости движения // Собр. соч. Т. 2, М.-Л.: Изд-во АН СССР, 1956. С. 7-263.

6. Ляпунов А.М. Об устойчивости движения в одном частном случае задачи о трёх телах // Собр. соч. Т. 1, М.-Л.: Изд-во АН СССР, 1954. С. 327-401.

О ПЕРИОДИЧЕСКИХ ДВИЖЕНИЯХ СИММЕТРИЧНОГО СПУТНИКА, РОЖДАЮЩИХСЯ ИЗ ЕГО КОНИЧЕСКОЙ ПРЕЦЕССИИ

Антипов А.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.ф.-м.н., профессор Бардин Б.С.

Эксплуатация спутников подразумевает решение целого ряда разнообразных проблем. Одна из них, это затраты топлива для ориентации космического аппарата космического аппарата. Возможным решением этой проблемы, позволяющем уменьшить затраты топлива, является перевод спутника в стационарный или периодический режим движения. Кроме того, вычислительные мощности, имеющиеся на борту космического аппарата, используемые для расчёта его положения в пространстве весьма ограничены. Применение аналитических методов значительно упрощает вычисления и позволяет решать задачи ориентации и стабилизации космического аппарата на орбите используя бортовую ЭВМ.

В данной работе рассматривается движение динамически симметричного твердого тела (спутника) относительно центра масс в центральном ньютоновском гравитационном поле на слабээллиптической орбите. Линейные размеры спутника предполагаются малыми по сравнению с размерами орбиты, поэтому считается, что движение спутника относительно центра масс не влияет на движение его центра масс.

На круговой орбите существуют частные стационарные движения спутника, представляющие собой регулярные прецессии. Возможны три типа регулярных прецессий: коническая, цилиндрическая и гиперболоидальная [1]. В случае конической прецессии ось симметрии спутника перпендикулярна радиусу-вектору его центра масс и составляет фиксированный угол с нормалью к плоскости орбиты, при этом сам спутник равномерно вращается вокруг своей оси динамической симметрии. На эллиптической орбите коническая прецессия невозможна, но в случае малого эксцентриситета представляет интерес задача о периодических движениях спутника, близких к его конической прецессии. В представленной работе решён вопрос о существовании и аналитическом построении указанных периодических движений. При помощи алгоритма [2,6], основанного на методе малого параметра Пуанкаре, выполнено построение этих движений в виде сходящихся рядов по степеням эксцентриситета орбиты. Алгоритм построения указанного

ряда реализован в системе аналитических вычислений Maple 15. Программное обеспечение, разработанное для решения рассмотренной задачи, является достаточно универсальным и позволяет решать широкий круг задач об аналитическом построении периодических движений космических аппаратов. Результаты, проведенного исследования хорошо согласуются с результатами, полученными ранее в работе [4].

ЛИТЕРАТУРА

1. Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. – М.:МГУ, 1975. 308 с.
2. Бардин Б.С. О ветвлении периодических решений системы близкой к системе Ляпунова. – ПММ, 1999, Т.63, № 4, 538 – 547.
3. Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. – М.:Наука, 1965. 416 с.
4. Чеховская Т.Н. Резонансные периодические движения осесимметричного спутника на эллиптической орбите – Космические исследования, 1986, Т. 24, № 1, С.15 – 23.
5. Сарычев В.А. Асимптотически устойчивые стационарные вращения спутника. – Космич. исслед., 1965, Т.3, № 5, С. 667 – 673.
6. Бардин Б.С. Периодические решения систем близких к системам Ляпунова – М: Изд-во МАИ, 2005, 60 с.
7. Черноусько Ф.Л. Об устойчивости регулярной прецессии спутника. – ПММ, 1964, т.28, № 1, С.155 – 157.
8. Сокольский А. Г. К задаче об устойчивости регулярных прецессий симметричного спутника – Космические исследования, 1980, Т. 18, № 5, С. 698–706.
9. Малкин И. Г. Некоторые задачи теории нелинейных колебаний. – Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1956, 492 с.
10. Маркеев А. П. Линейные гамильтоновы системы и некоторые задачи об устойчивости движения спутника относительно центра масс. — М.-Ижевск: НИЦ компьютерных исследований, 2009. 396 с.

« Регулярная и ха

АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ И РАСЧЁТНЫХ СХЕМ АРОЧНЫХ ШПАНГОУТОВ

Белых М.А.

ПАО «Компания «Сухой» «КнААЗ им. Ю.А. Гагарина»,
г. Комсомольск-на-Амуре

В работе были выполнены уточнённые расчёты на прочность типовых шпангоутов топливных отсеков средней части фюзеляжа (СЧФ) конструкции самолёта с использованием методик, предложенных автором, ввиду того, что существующие методики и расчётные схемы [1] зачастую оказываются недостаточными. Рассмотрена проблема выбора оптимальных расчётных схем, позволяющих получить уточнённые коэффициенты запаса прочности по наиболее нагруженным местам конструкции планера с использованием минимального количества математических выкладок. С помощью программного пакета MathCAD

поставленные задачи были решены в общей постановке, позволяющей рассматривать вопросы конструирования доработок различных дефектов, допущенных в производстве.

При анализе прочности каждого из шпангоутов рассматривались различные расчётные схемы. Цель заключалась в выявлении расчётных схем, учитывающих, с одной стороны, все особенности взаимодействия элементов сборки шпангоута с элементами каркаса самолёта, а с другой стороны, не приводящие к существенным математическим выкладкам.

Каждый из рассмотренных шпангоутов представляет собой несколько раз статически неопределимую систему. Для раскрытия статической неопределимости использовались методы перемещений и сил.

После раскрытия статической неопределимости строились эпюры внутренних силовых факторов — эпюры продольных и перерезывающих сил, изгибающих моментов и вычислялись напряжения в наиболее нагруженных местах конструкции каждого шпангоута.

Выбор нетрадиционных расчётных схем шпангоутов позволил не только уточнить распределение изгибающих моментов по длинам элементов шпангоутов, но и получить эпюры распределения продольных усилий — силового фактора, который невозможно учесть при выборе расчётных схем типа «балка». Догрузка сечений шпангоутов от продольных усилий достигала по ряду мест достаточно больших значений.

Для контроля полученных результатов аналитического расчёта каждого шпангоута задача была решена в общей постановке в программном пакете MathCAD. Схожесть результатов, полученных разными методами, указывала на справедливость полученных результатов.

Проведён расчёт типовых шпангоутов баков, показавший, что реальная картина распределения внутренних силовых факторов существенно отличается от устанавливаемой в традиционных расчётных схемах за счёт учёта дополнительных эффектов, обусловленных взаимодействием с элементами каркаса самолёта. В программном пакете MathCAD поставленные задачи были решены в общей постановке. Получены уточнённые коэффициенты запаса прочности по наиболее нагруженным элементам конструкции.

ОЦЕНКА ТЕПЛОПРОЧНОСТНОГО СОСТОЯНИЯ СОСТАВНОГО КРЫЛА КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ В АВТОНОМНОМ ПОЛЁТЕ НА МАРШЕВОМ УЧАСТКЕ В СИСТЕМЕ ANSYS

Блинов П.А., Цветков О.И.

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»,
г. Королев, Московская область

Научный руководитель — к.т.н. Мензульский С.Ю.

Неотъемлемой частью современного вооружения является высокоточное тактическое оружие, а именно крылатые ракеты различных классов. Современные крылатые ракеты двигаются на малой высоте

с произвольным курсом, в том числе, по извилистой траектории и поражают цели с высокой точностью.

В автономном полёте летательный аппарат подвергается воздействию аэродинамического нагрева. При движении ракеты на скоростях, превышающих скорость звука в 2 раза резкое повышение температур влияет на состояние конструкции и с точки зрения статической прочности. Для подтверждения работоспособности изделия в таких условиях необходимо провести ряд теплопрочностных испытаний, что является очень дорогостоящим мероприятием.

В данной работе в качестве объекта рассматривается составное крыло крылатой ракеты. С помощью программной системы конечно-элементного моделирования ANSYS проведен анализ влияния аэродинамического нагрева на прочностное состояние крыла на маршевом участке полёта ракеты. По результатам моделирования корректируется исходная модель крыла и его соединения и проводится повторное моделирование для подтверждения работоспособности конструкции для двух расчётных случаев при модернизации двигателя и увеличении скорости полёта до двух махов на высоте 12 км.

Наряду с аэродинамическим нагревом на изделие действуют аэродинамические нагрузки. При автономном полёте среди возможных расчётных случаев нагружения был выбран наиболее тяжёлый – резкий порыв ветра (25 м/с). Расчёт прочности должен быть привязан и к аэродинамическому нагреву, и к аэродинамическим нагрузкам.

Целью расчёта является подтверждение работоспособности конструкции с учётом коэффициента безопасности, который для крылатой ракеты в автономном полёте, а также сведение массы крыла, не допуская разрушения конструкции, к минимально возможной путём дальнейших мероприятий, связанных с изменением конструктивно-силовой схемы и применения более технологичных материалов при сохранении внешней аэродинамики крыла в результате получения избыточного запаса прочности.

ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ НАГРУЖЕНИЯ АГРЕГАТОВ САМОЛЁТА ПРИ ПОМОЩИ ЛОЖЕМЕНТОВ И ЛЯМОК НА ЭТАПЕ ПОДГОТОВКИ К СТЕНДОВЫМ ИСПЫТАНИЯМ

Бутенко Н.Ю., Снигиров А.А.

ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва

В статье содержится описание оптимизации системы нагружения агрегатов самолёта при помощи ложементов и лямок на этапе подготовки к стендовым испытаниям.

В отечественной и зарубежной практике натурных испытаний самолёта и его агрегатов (крыло, оперение) используются различные методы нагружения, в том числе нагружение через ложементы и нагружение при помощи лямок. Поэтому быстрое, точное и простое решение задач нагружения через ложементы и нагружения при помощи лямок является актуальной задачей в авиации.

В данной статье показан один из стандартных подходов к решению задач нагружения через ложементы с использованием систем линейных уравнений с аппроксимацией эпюр интегрально-силовых факторов, и второй способ решения этой же задачи при помощи оптимизационного решателя MSC.Nastran SOL 200 в программном комплексе Siemens Femap.

Также в статье описан подход к нагружению при помощи лямок, который позволяет воспроизводить нагрузки, действующие на конструкцию при помощи сил, приложенных к обшивке в соответствии с заданным распределением давления. Данный подход реализован с использованием интерполяционных элементов (RBE3).

На основе вышеописанных методов были созданы два программных комплекса к конечно-элементному комплексу FEMAP для автоматического моделирования нагружения лямками и ложементами. Использование этих программных комплексов значительно упрощает подготовку расчётов для сопровождения статических испытаний, уменьшая временные затраты, требуемые для подготовки модели.

О ЛИНЕАРИЗАЦИИ СООТНОШЕНИЙ КЕПЛЕРОВОЙ ТЕОРИИ В БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ЗАДАЧАХ ВЕРОЯТНОСТНОГО АНАЛИЗА

Васильева С.Н.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.ф.-м.н., профессор Кан Ю.С.

В работе рассматривается задача оценивания вероятностных характеристик рассеивания баллистических траекторий. Одной из таких характеристик является круговое вероятное отклонение (КВО), которое определяется как радиус круга на поверхности Земли, в который с вероятностью $1/2$ попадают концы возмущенных баллистических траекторий, и характеризует точность стрельбы [1]. С точки зрения вероятностного анализа КВО является квантилью уровня $1/2$ распределения расстояния между точками концов номинальной и возмущённой траекторий. Рассматриваемая математическая модель позволяет учесть случайные возмущения, вектора начальной скорости. Предполагается, что эти возмущения являются малыми по сравнению с модулем номинального начального вектора скорости и имеют нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием. Вектор возмущения скорости моделируется как трёхмерный вектор, имеющий независимые компоненты со стандартным нормальным распределением, умноженный на малый детерминированный параметр. Детерминированный параметр является малым по отношению к модулю начальной номинальной скорости. В отличие от работы [2] учёт атмосферы в рассматриваемой модели не производится, но производится учёт вращения Земли. Такое упрощение характерно для проекторочных баллистических расчётов [3], нацеленных на выбор наиболее перспективного технического решения на этапе проектирования. Как правило, на этапе проектирования учёт атмосферы не производится, поскольку он учитывает аэродинамические характеристики баллистического объекта, которые могут быть неизвестными. Для расчёта

баллистической траектории обычно используются нелинейные соотношения из теории эллиптического движения [4]. Выражение для расчёта КВО нелинейно зависит от вектора начальных возмущений. Также не удастся использовать метод линеаризации, предложенный в [3], позволяющий использовать линеаризованную модель функции потерь. Трудности использования метода линеаризации возникают из-за того, что при разложении в ряд Тейлора по вектору возмущения скорости нелинейного выражения, характеризующего расстояние между точками концов номинальной и возмущенной траекторий, градиент получается нулевым. Поэтому задача линеаризации вырождается. В работе предложена модификация метода линеаризации [5], позволяющая найти приближенное решение рассматриваемой задачи. Предлагается линеаризовать компоненты вектора отклонения конца возмущённой траектории от конца номинальной. Линейная по возмущениям модель вектора отклонения имеет нормальное распределение. Для нахождения КВО с использованием линеаризованной модели может быть использован результат из [3], позволяющий определить квантиль заданного уровня квадрата нормы двумерного случайного вектора с нормальным распределением. Погрешность, возникающая при такой замене, имеет порядок малого детерминированного параметра. Матрица частных производных, присутствующая в линеаризованной модели, называется матрицей баллистических производных.

Для произведения расчётов по нелинейной модели был применен метод Монте-Карло. С его помощью была построена статистическая оценка КВО.

При расчётах по методу линеаризации компоненты матрицы баллистических производных были оценены методом конечных разностей. Сравнение полученных результатов расчётов показало, что погрешность метода линеаризации по сравнению с методом Монте-Карло не превышает 1,5% для широкого диапазона исходных данных [6]. При этом метод линеаризации позволяет сократить время расчётов примерно в 40 раз.

Стоит отметить, что КВО, найденное с использованием линеаризованной модели, линейно зависит от малого детерминированного параметра. Поэтому, если малый параметр по каким-то причинам был изменен, то для пересчета КВО для нового параметра не придется производить расчёты заново.

ЛИТЕРАТУРА

1. Военный энциклопедический словарь Ракетных войск стратегического назначения // гл. ред.: И.Д. Сергеев, В.Н. Яковлев, Н.Е. Соловцов и др. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1998. – 634 с.
2. Гончаренко В. И., Кан Ю. С., Травин А. А. Математическое и программное обеспечение анализа рассеивания точек падения фрагментов летательных аппаратов. Труды МАИ, 2012, №61, <http://mai.ru/upload/iblock/33c/matematiceskoe-i-programmnoe-obespechenie-analiza-rasseivaniya-tochek-padeniya-fragmentov-letatelnykh-apparatov.pdf>
3. Кан Ю. С., Травин А. А., “О приближенном вычислении квантильного критерия”, Автоматика и телемеханика, 2013, № 6, 57–65

4. Погорелов Д.А. Теория кеплеровых движений летательных аппаратов. – М.: Физматгиз, 1961. – 106 с.

5. Васильева С.Н., Кан Ю.С. Метод линеаризации для решения задачи квантильной оптимизации с функцией потерь, зависящей от вектора малых случайных параметров // Автоматика и телемеханика, 2017, № 7, С. 95–109.

6. Васильева С.Н., Кан Ю.С. О линеаризации модели возмущенного движения в задаче вероятностного анализа рассеивания баллистических траекторий. Труды МАИ, 2018. №99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=92015>

**СТРАТЕГИЯ АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ПОВЫШЕНИЯ
ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ИНФОРМАЦИОННОЙ
НАДЁЖНОСТИ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ
НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ В СОСТАВЕ БЕСПИЛОТНЫХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Грошев А.В.

ПАО «АНПП «ТЕМП-АВИА», г. Арзамас, Нижегородская
область

Повышение информационной надёжности инерциально-спутниковых навигационных систем (ИСНС), а также конкуренция за повышение точности коррекции и наведения, в настоящее время, являются важнейшими задачами для разработчиков специальных типов перспективных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА).

Объектом исследований в данной работе являются безызыбочные ИСНС для высокодинамичных БПЛА, испытываемые в натуральных и полунатурных условиях, а также на комплексах имитационного и математического моделирования.

Целью исследований является разработка идеологии и программно-алгоритмических решений для повышения точности и информационной надёжности высокоточных ИСНС для БПЛА, непрерывного обеспечения достоверной навигационной информацией систем управления высокодинамичных БПЛА в условиях нестабильной работы аппаратуры потребителей спутниковых навигационных систем (АП СНС) или радиоэлектронного противодействия (РЭП).

В процессе выполнения работы, на основе математических моделей БИНС, АП СНС и программно-математического обеспечения комплексной системы, а также на основе результатов полунатурных и лётно-конструкторских испытаний, разработаны стратегия и эффективные программно-алгоритмические решения по идентификации и исключению из совместной обработки сбойной информации в ИСНС, повышающие устойчивость управления, точность и информационную надёжность системы.

В работе приведены алгоритмы идентификации сбойной информации на основе анализа невязок фильтра Калмана (ФК), сохраняющие тактико-технические характеристики системы в изменяющихся условиях эксплуатации и результаты их отработки на математическом и имитационном комплексах. Освещен подход к коррекциям по АП СНС после «информационной тени» для высокоточных систем, а также

приведены результаты обработки с математических, имитационных и полунатурных испытаний.

Предложенные методы и алгоритмы использованы при формировании идеологии применения некоторых типов БПЛА.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИПОВЕРХНОСТНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ОСНОВЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ЗАДАЧ СВЯЗАННОЙ ТЕРМОУПРУГОЙ ДИФФУЗИИ

Давыдов С.А., Гафуров У.С.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.ф.-м.н., доцент Земсков А.В.

Создание материалов с заранее запрограммированными свойствами и модификация уже имеющихся материалов под новые стандарты качества – одно из актуальных направлений разработок в области технологии обработки конструкционных материалов. Разработка математических моделей воздействия различных факторов на обрабатываемый материал и анализ получаемых результатов позволяют рассмотреть большее число вариантов воздействия при минимизации финансовых затрат в сложных высокотехнологических процессах.

Существует ряд подходов к созданию математических моделей и один из перспективных, дающих возможность наиболее точно аналитически описать рассматриваемый процесс является построение моделей связанных полей, примером которого является термомехано-диффузия. Модель термомехано-диффузии – это описание взаимодействия полей температуры, перемещения и концентраций.

В данной работе рассматривается одномерная нестационарная задача термоупругой диффузии для однородного многокомпонентного слоя. Для описания возмущений среды, распространяющихся с конечной скоростью, используется локально-равновесная модель связанной термоупругой диффузии, включающей уравнения движения упругой среды, теплопереноса и массопереноса. Начальные условия приняты нулевыми.

Решение задачи ищется в интегральной форме, представляющей собой свёртку по времени функций Грина и граничных условий. Для нахождения функций Грина используются преобразование Лапласа по времени и разложение в ряды Фурье по координате. В результате преобразований трансформанты гармоник искоемых функций выражаются как рациональные дроби относительно параметра преобразования Лапласа. Их оригиналы находятся с помощью известных теорем и таблиц операционного исчисления. Такой подход позволяет свести к минимуму использование численных алгоритмов и провести анализ полученных функций Грина. Рассмотрен расчётный пример, описывающий процесс поверхностной модификации, на основе технологии ионной имплантации.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Дроздов С.Н.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Научный руководитель — к.т.н., доцент Рубинов В.И.

Содержание и выбор метода математического моделирования определяются особенностями исследуемого объекта, физической сущностью протекающих в нем процессов, характером управления и видом критерия оптимальности, а также целевым предназначением разрабатываемой модели. При разработке математической модели процессов эксплуатации авиационной техники (АТ) необходимо, с одной стороны, учесть влияние большого числа факторов, в том числе случайных, причем некоторые из них описываются очень сложно, с другой – получить возможно более простую модель, чтобы применение ее было осуществимо известными методами и с наибольшей эффективностью.

Целью работы является выбор математического аппарата на основе систем многоразового использования запасов для разработки вероятностной модели процессов эксплуатации АТ.

Для достаточно точного учёта случайных факторов широко применяется имитационная модель с использованием метода статистических испытаний (Монте-Карло). Данный метод универсален и позволяет моделировать организационно-технические системы любой сложности. Однако модель, полученная на основе метода статистических испытаний, является громоздкой по сравнению с аналитическими моделями и менее приспособлена для поиска оптимального управления [1].

Применение для моделирования стохастических процессов эксплуатации АТ методов теории массового обслуживания и динамики средних позволяет по сравнению с использованием метода статистических испытаний значительно снизить требования к памяти вычислительных средств, а также увеличить скорость решения задач, иногда на порядки. Однако применение метода динамики средних для определения численностей объектов в технологических состояниях связано с использованием принципа квазирегулярности, который заключается в замене самих случайных численностей состояний их средними значениями. Необходимость применения принципа квазирегулярности обоснована тем, что интенсивности потоков событий, переводящих элементы системы из одного состояния в другое, определенным образом зависят от численности состояний. Использование принципа квазирегулярности приводит к ошибкам, тем же, что и ошибки от замены математического ожидания функции функцией от математического ожидания [1].

В [2] разработан метод динамики моментов моделирования сложных систем и процессов, который позволяет получить математическую модель, свободную от упомянутых выше недостатков. В основе метода лежит понятие о марковских процессах с дискретно-непрерывным временем. Любая реализация такого процесса является ступенчатой функцией

времени. Высота «ступеньки» и её длина являются случайными величинами. При этом, независимо от количества реализаций процесса, моменты появления «ступенек» практически никогда не совпадают. Отсюда возникает понятие «непрерывного времени». Таким образом, в целом процесс претерпевает скачкообразные изменения на множестве значений дискретно-непрерывного времени. В общем случае протекающие в системе процессы являются квазипуассоновскими, т.е. еличина скачков случайна и распределена с некоторой плотностью вероятности. Частным случаем квазипуассоновского процесса является пуассоновский процесс, при котором приращения в моменты скачков неслучайны и имеют единичный размер. Приращения могут быть как положительными, так и отрицательными. Таким образом моменты появления приращений образуют пуассоновский поток. Примером такого процесса может являться вылет боеготовых летательных аппаратов (ЛА). Вылеты могут происходить в случайные моменты времени (определяться пуассоновским потоком) и в известные моменты времени (определяться регулярным потоком).

Для моделирования процессов эксплуатации АТ построим, с учётом основных технологических состояний самолётного парка авиационной части, и рассмотренных выше теоретических основ моделирования квазипуассоновских процессов, граф состояния самолётного парка. Граф отражает связь процесса применения АТ с процессами ее технической эксплуатации, взаимосвязь подсистем технического обслуживания и ремонта АТ и показывает логическую последовательность переходов ЛА в различные технологические состояния. Вершинами графа являются состояния, в которых может находиться ЛА: 1. исправные ЛА, находящиеся на подготовке к очередному вылету; 2. боеготовые ЛА; 3. ЛА в среднем ремонте; 4. ЛА в текущем ремонте; 5. ЛА отошедшие в безвозвратные потери. Для оценки интегральных характеристик используются псевдосостояния: 0. неисчерпаемый источник; 6. количество обеспеченных самолёто-вылетов, приходящихся на один исправный ЛА; 7. количество обеспеченных самолёто-вылетов на промежутке ведения боевых действий (БД). Совокупность состояний графа являются координатами фазового вектора системы. Состояния системы попарно связаны. Уменьшение одного состояния на какую-то величину приводит к увеличению парного состояния на такую же величину. Эти связи описываются с помощью вектора переходов.

На основе метода динамики моментов была сформирована система дифференциальных уравнений для математических ожиданий и для элементов ковариационной матрицы численностей ЛА в технологических состояниях, а также численных значений показателей в псевдосостояниях.

Разработанная математическая модель процессов эксплуатации АТ отражает только основные закономерности функционирования сложной моделируемой системы. Применяемый в работе метод показал, что модели, разработанные на его основе, адекватны реальным процессам. Сходимость составляет по математическим ожиданиям моделируемых процессов до 5%, по значению дисперсий до 8...10%.

Полученная математическая модель процессов эксплуатации АТ была реализована в виде программно-аппаратного комплекса, реализованного

на языке C++, который позволяет моделировать процессы эксплуатации АТ с получением результатов в виде графиков для математических ожиданий и доверительных «коридоров» моделируемых процессов с заданной вероятностью прогноза.

Таким образом, использование описанного подхода для математического моделирования процессов эксплуатации АТ позволит:

- Моделировать процессы, как с ординарными, так и с неординарными потоками событий;
- Моделировать процессы эксплуатации АТ с получением результатов в виде графиков для математических ожиданий и доверительных «коридоров» моделируемых процессов с заданной вероятностью прогноза;
- Решать оптимизационные задачи управления.

Данные достоинства, а также высокая скорость решения задач, позволит использовать предложенную математическую модель в алгоритмах оптимального управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шаламов А.С. Теоретические основы математического моделирования процессов инженерно-авиационного обеспечения. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1992. – 305 с.
2. Головин В.Я. Моделирование систем и процессов. М.: ВУНЦ (ВВА имени проф. Н. Е. Жуковского и Ю.А.Гагарина): 2010, 420 с.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЁТ КИЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО МАНЕВРЕННОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ

Дубовицкий Е.И.

АО «РСК «МиГ», МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Работа посвящена разработке и расчётам нового киля, предназначенного для сверхзвукового маневренного истребителя. В основу расчётов положен метод конечных элементов, реализованный в программных комплексах PATRAN и ANSYS WORKBENCH.

Вертикальное оперение является несущей плоскостью самолёта, отвечающей за путевую устойчивость и управляемость самолёта. Особую важность его эффективная работа имеет на режимах боевого маневрирования при больших углах атаки самолёта, а также при таком критическом случае, как отказ одного двигателя в полёте на максимальной скорости. В связи с этим в полёте оперение испытывает весьма сложный характер статического и динамического нагружения. Кроме того, необходимость размещения электрогидропривода руля направления, антенного и навигационного оборудования в киле приводит к необходимости создания определенных объёмов внутри агрегата и обеспечения доступа к оборудованию путём применения съёмных крышек люков, включенных в общую силовую схему киля. Всё это приводит к неминуемым искажениям регулярности конструктивно-силовой схемы киля и накладывает дополнительные требования к точности прочностных расчётов. Целью настоящей работы является

разработка методики и программных средств, позволяющих провести проектировочные и прочностные расчёты изделия.

Расчёты велись при помощи метода последовательных приближений, при котором на первом шаге с помощью простейших программных средств, а также аналитических методик проводилась оценка напряженного состояния, на основании которой подбирались геометрические параметры модели. Затем создавалась модель в комплексе PATRAN, определялись случаи нагружения, исходя из реальных нагрузок, действующих на вертикальное оперение, и, наконец, используя полученные напряжения, параметры уточнялись. В качестве определяющих были выбраны расчёты на потерю устойчивости панели, определение критических нагрузок было проведено с помощью конечно-элементного комплекса ANSYS WORKBENCH.

АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ МУЛЬТИАГЕНТНЫХ МЕТОДОВ УСЛОВНОЙ ГЛОБАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Каранэ М.С.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.ф.-м.н., профессор Пантелеев А.В.

На сегодняшний день в сфере авиации и других технических отраслях возникает необходимость решать всё более сложные задачи оптимизации, требующие больших вычислительных ресурсов. В таких задачах целевая функция является нелинейной, зависит от многих переменных, имеет сложную структуру поверхностей уровня, а искомое решение должно удовлетворять некоторому заданному набору ограничений. Классические методы оптимизации, как правило, не справляются с упомянутыми задачами из-за сложности целевых функций. В связи с этим постоянно разрабатываются и модифицируются новые метаэвристические методы, позволяющие решать подобные задачи эффективнее, с более высокой точностью и с меньшими затратами вычислительных ресурсов.

В работе рассмотрены три мультиагентных метаэвристических метода, принцип работы которых основан на процессах, происходящих в среде, имеющей множество агентов. Агенты имеют возможность обмениваться информацией для того, чтобы найти решение задачи. Эти методы позволяют найти приближенное решение, но, тем не менее, с большим успехом используются на практике.

В первой части работы сформулирована постановка задачи и описано четыре метаэвристических метода: метод, имитирующий поведение стаи рыб; метод, имитирующий поведение стаи криля; метод, имитирующий империалистическую конкуренцию и гибридный алгоритм.

Метод, имитирующий поведение стаи рыб заключается в следующем. Каждая рыба из стаи имеет внутреннюю «память» о случившемся успехе в поиске пищи (приближении к точке экстремума), заключенную в весе рыбы. Стая эволюционирует путём обмена информацией между родителями в результате размножения, а также вследствие коллективного движения. В процессе плавания реализуется идея глобального перенаправления всех рыб в ту часть аквариума, которая рассматривается

всеми рыбами стаи как наиболее предпочтительная с точки зрения поиска пищи. Размножение рыб, в свою очередь, позволяет перейти от сравнительного исследования областей аквариума к процессу, уточняющему решение в рамках найденной области. К процессу размножения допускаются рыбы только с наибольшим весом.

Основные особенности метода, имитирующего поведение стаи криля, состоят в том, что позиции особей меняются под действием трёх факторов: присутствия других членов популяции, необходимости поиска пищи, случайных блужданий, а движение популяции криля определяется двумя целями: увеличением плотности криля и достижением пищи. Предполагается, что скорость каждого члена популяции складывается из трёх составляющих. Первая составляющая определяется влиянием соседей наилучшего элемента во всей популяции и информации о своей старой скорости. Вторая составляющая определяется движением в сторону источника пищи, информацией о старой скорости в поисках пищи, памятью своего наилучшего результата за все итерации. Третья составляющая имитирует случайные блуждания особи, уменьшающиеся с ростом числа итераций.

В методе, имитирующем империалистическую конкуренцию, используются наблюдения за поведением империй в борьбе за сферы влияния. Все страны делятся на империи и колонии. Империи стремятся использовать ресурсы других стран или просто влиять на их политику, противодействуя другим империям. Империи стремятся увеличить число своих колоний и распространить свое влияние на весь мир. Наиболее сильному империалистическому государству соответствует наибольшее число колоний. Сила империи определяется силой империалистического государства и его колоний (к силе государства добавляется доля от средней силы колоний). Конкуренция между империями приводит либо к возрастанию (по крайней мере, Neubыванию) силы империи, либо к её уменьшению. Слабые империи со временем исчезают.

В работе предложен гибридный мультиагентный алгоритм, сочетающий в себе метод, имитирующий поведение стаи криля, и метод, имитирующий империалистическую конкуренцию. Во время анализа алгоритмов было замечено, что членам последней популяции в методе, имитирующем империалистическую конкуренцию, не хватает времени, чтобы собраться в одну точку и дать более точный результат, так как у этого метода другое условие окончания поиска. Поэтому вслед за этим методом применяется метод, имитирующий поведение стаи криля, который позволяет довести все члены популяции в точку экстремума.

Во второй части работы описано, что на основе рассмотренных алгоритмов сформирован комплекс программ, позволяющий находить экстремум для набора стандартных тестовых функций двух переменных со сложной структурой линий уровня, а также для задач оптимизации параметров технических систем таких как: сварная балка, сосуд высокого давления, редуктор и натяжная пружина. С помощью разработанного программного обеспечения исследована эффективность описанных алгоритмов, а также решены тестовые и прикладные задачи.

ПРИМЕНЕНИЕ СМЕСИ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ДЛЯ АНАЛИЗА И ОЦЕНКИ СВЕРХМАЛЫХ РИСКОВ В ЗАДАЧАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ САМОЛЁТОВ

Кириллин А.В., Баскакова О.С.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Александровская Л.Н.

При сертификации автоматической посадки требуется оценка уровня безопасности автоматического приземления самолёта. Эта задача может быть решена, если выполнены требования к точностным характеристикам режима автоматической посадки по вероятности недопустимых ошибок управления. Данные характеристики весьма жёстко регламентированы сертификационными спецификациями по всепогодным полётам. Данные требования должны быть подтверждены с заданной доверительной вероятностью. В математической постановке задача подтверждения требований в такой вероятностной форме сводится к задаче построения толерантного интервала. Универсальность представления требований к безопасности в интервальном виде достигается увеличением объёма выборки, гарантирующим заданную долю распределения, заключённую между нижней и верхней толерантной границами.

Учитывая, что при отработке законов управления автоматической посадкой приходится проводить несколько десятков итераций цикла «взлёт/посадка» то, даже при возможностях современной вычислительной техники реализовать такой объём математического моделирования затруднительно.

Исследования, представленные в работе, проводились на основе статистического моделирования приземления гражданского самолёта одного типа в автоматическом режиме до точки касания шасси взлётно-посадочной полосы (ВПП). Моделирование проводилось методом Монте-Карло и включало:

- Полную нелинейную математическую модель пространственного движения самолёта;
- Систему управления пространственного движения самолёта, обеспечивающего посадку самолёта до точки ВПП;
- Случайные факторы, влияющие на движение самолёта при посадке.

Основной причиной нарушения нормальности распределений является возникновение маловероятных существенных отклонений случайных возмущений, действующих на движение самолёта, от их средних значений, а также ещё более маловероятных комбинаций этих крайних значений. При этом функционирование системы автоматической посадки самолёта выходит из зоны линейности характеристик и переходит в зону нелинейности. Законы распределения вероятностей характеристик движения самолёта изменяются – происходит так называемая «разладка».

Заметим, что риски сверхмалых порядков могут быть реализованы только на этапе статистического математического моделирования, т.к. требуют анализа выборок объёмом не менее миллиона измерений.

Поэтому регламентированный в JAR-AWO метод «проходит – не проходит» не позволяет решить данную задачу.

Подбор теоретического вида закона распределения по экспериментальным данным является наиболее сложной задачей математической статистики. Кроме того, известно применение некоторых рядов; однако исследование Крамера показали нецелесообразность их применения для описания «хвостов» распределений, т.к. может привести к получению отрицательных вероятностей. Подавляющее большинство методов оперируют плотностями распределения вероятностей. Однако переход от плотности к интегральным законам распределений не всегда осуществляется достаточно просто.

Авторы статьи начинали свои исследования с анализа возможности решения задачи оценки сверхвысоких вероятностей на основе известных подходов. Оказалось, что ряд точностных характеристик приземления (углы крена, сноса, боковое отклонение) хорошо описываются t -распределением Стюдента, а вертикальная скорость – распределением Джонсона типа SL или SU. Однако подбор, того или иного вида закона распределения строго индивидуален, т.е. зависит от типа самолёта. Поэтому возникла необходимость разработки универсального подхода к описанию «хвостовых» частей законов распределений и экстраполяции полученных результатов на ненаблюдаемую часть распределений, соответствующую очень большим практически нереализуемым объёмам выборки. Были рассмотрены три возможных подхода: сплайн-аппроксимация, описание хвостовых частей законов распределений распределением Парето и аппроксимация на основе использования смеси распределений. Результаты применения первых двух подходов опубликованы авторами ранее. Настоящая работа посвящена реализации третьего подхода и сравнения всех полученных результатов.

Проведённые исследования показали, что смесь распределений может служить таким же универсальным методом аппроксимации эмпирических функций распределения, как и классические методы на основе использования семейств распределений Пирсона и Джонсона. В основного метода подбора параметров смеси распределений в работе был выбран метод в силу своей относительной простоты. Однако известно, что моменты не определяют однозначно распределение вероятностей. Поэтому при использовании моментов для аналитической аппроксимации функции распределения рекомендуется проводить дополнительную проверку. В качестве такой проверки для определения параметров смеси распределения был применен метод наименьших квадратов, обеспечивающий минимум квадрата рассогласования между эмпирической и теоретической функциями распределения. Также определение параметров смеси распределений может быть осуществлено методом максимального правдоподобия, но авторы не ставили перед собой такую цель.

Использование простого и экономного по объёму реализации статистического моделирования метода моментов дало те же результаты, что и метода наименьших квадратов, требующего построения эмпирической функции распределения вероятностей исследуемых характеристик, что позволило реализовать метод моментов для аппроксимации функций распределения в задачах «разладки».

В отличие от сплайн-аппроксимации предлагаемый подход не требует построения эмпирической функции распределения в полном объёме возмущающих факторов (здесь метод наименьших квадратов применяется только как проверочный вариант). В отличие от описания хвостовых частей законов распределения вероятностей распределением Парето метод не требует выбора объёма измерений этих хвостовых частей, от которого зависит точность оценки параметра распределения Парето. Модель смеси распределений даёт некоторую переоценку, однако разница результатов не превышает 2÷4%. Таким образом, предложенный подход может быть рекомендован к использованию в процессе моделирования и последующей отработки систем автоматической посадки гражданских среднемагистральных самолётов.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТАЭВРИСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ В ЗАДАЧАХ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Крючков А.Ю.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.ф.-м.н., профессор Пантелеев А.В.

С развитием научного и технического прогресса всё чаще появляются задачи, где для принятия решения необходимо учитывать несколько факторов. Решение выбирается из множества возможных решений. Желательно выбрать «наилучшее» из возможных решений. В различных задачах под «наилучшим» решений может пониматься что-то своё, поэтому для определения такого решения нужно ввести какие-то критерии, по которым можно было бы сравнивать возможные решения между собой. В соответствии с этими критериями идёт поиск «наилучшего» решения. Для таких задач строят математическую модель, которая часто превращается в задачу условной или безусловной оптимизации. В зависимости от количества факторов, получается задача однокритериальной или многокритериальной оптимизации.

В задачах однокритериальной оптимизации одно возможное решение «лучше» другого, если значение критерия меньше или больше в зависимости от требований. Естественно считать самым «лучшим» решением то, которое доставляет наименьшее или наибольшее значение критерия среди остальных возможных решений. Таким образом, ставится проблема нахождения глобального минимума или максимума. В задачах может быть один или несколько глобальных минимумов или максимумов.

С одной стороны, задачу многокритериальной оптимизации можно считать обобщением задачи однокритериальной оптимизации. Возможное решение, которое доставляет наименьшее или наибольшее значение всем критериям считать «наилучшим», но здесь возникает проблема. Как правило, в многокритериальных задачах критерии представляют противоположные интересы, поэтому в общем случае не существует возможного решения, который одновременно доставляет наименьшее или наибольшее значение всем критериям. Из-за этой проблемы появилась необходимость найти другое определение «наилучшего» решения. Наверное, одно из первых попыток решить эту проблему это появления определения оптимальности по Парето. Однако, это не решило проблему

полностью так как выяснилось, что возможных решений, оптимальных по Парето, может быть бесконечно много в одной задаче, поэтому дальнейшие усилия были направлены на уменьшение количества оптимальных решений [1]. Это привело к появлению других определений оптимальности. Нахождение решений, оптимальных по Парето, из множества возможных может стать отправной точкой для дальнейшего решения задачи, поэтому проблема нахождения таких решений является важной и будет рассматриваться далее.

Можно выделить два направления разработки методов решения поставленной задачи: первое направление основано на аппроксимации оболочки Эджворта-Парето, а второе на аппроксимацию границы Парето [2]. В работе будет рассматриваться второе направление.

Для решения однокритериальных задач оптимизации разработано много различных методов. Они включают в себя как аналитические, так и численные методы [3-5]. Аналогичная ситуация и с методами для решения многокритериальных задач оптимизации. В работе рассматривается один из численных методов решения многокритериальных задач оптимизации, а именно модификация метода фейерверков однокритериальной оптимизации [6]. Предполагается, что все критерии имеют одинаковую важность, а решение представляет собой вектор из действительных чисел.

ЛИТЕРАТУРА:

1. Ногин В.Д. Сужение множества Парето на основе аксиоматического подхода с применением некоторых метрик // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2017. № 4 (57). С. 645–653.
2. Лотов А.В., Поспелова И.И. Многокритериальные задачи принятия решений (учебное пособие) / А.В. Лотов, И.И. Поспелова, МАКС Пресс Москва, 2008. 200 с.
3. Берёзкин В.Е., Каменев Г.К., Лотов А.В. Гибридные адаптивные методы аппроксимации невыпуклой многомерной границы Парето // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2017. № 11 (46). С. 2009–2023.
4. Березкин В.Е., Лотов А.В., Лотова Е.А. Изучение Гибридных Методов Аппроксимации Оболочки Эджворта–Парето В Нелинейных Задачах Многокритериальной Оптимизации // Журнал Вычислительной Математики И Математической Физики. 2014. № 6 (54). С. 905–918.
5. Подиновский В.В., Гаврилов В.М. Оптимизация по последовательно применяемым критериям / В.В. Подиновский, В.М. Гаврилов, Москва: Советское радио, 1975. 192 с.
6. Tan Y., Zhu Y. Fireworks Algorithm for Optimization // Lecture Notes in Computer Science. 2015. № December (6145). С. 355–364.

МЕТОДОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ПРОЧНОСТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ ПУТЁМ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Миршавка Ю.А.

АО «Российские космические системы», г. Москва

Данное пособие предназначено для инженеров-расчётчиков, выполняющих прочностные исследования радиоэлектронной аппаратуры космического назначения с применением современных методов компьютерного моделирования.

Анализ конструкций с использованием метода конечных элементов, в настоящее время, является основным видом инженерных расчётов, применяемых для оценки прочностных характеристик исследуемых объектов. Высокая степень автоматизации расчётного процесса, неограниченность расчётных объектов по форме и типу используемых материалов делает метод компьютерного моделирования универсальным и незаменимым инструментом.

В работе описаны основные этапы выполнения расчётов, аспекты проведения анализов различных типов. Затронуты вопросы оценки и повышения уровня качества расчётов, рассмотрен ряд проблем, с которыми сталкивается инженер-расчётчик в ходе проведения прочностных исследований и предложены варианты их решения. В работе изложены положения, связанные исключительно с методологией проведения расчётов и не затрагиваются фундаментальные вопросы динамики и прочности, неоднократно описанные другими авторами. Для полного понимания изложенного материала необходимо обладать комплектом базовых знаний в области классического сопротивления материалов, теории упругости и пластичности, динамики, математического моделирования и применения численного анализа для решения инженерных задач. Помимо этого, необходимо иметь навыки работы в используемых расчётных средах и операционных системах. Данное пособие не ограничивает расчётчика в выборе программного обеспечения, при условии, что инструментарий используемых расчётных сред в состоянии обеспечить полное выполнение поставленных задач.

Пособие будет особенно полезно для начинающих инженеров-расчётчиков, а также для практикующих специалистов, которые пришли в ракетно-космическое приборостроение из других отраслей промышленности.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА КОНДЕНСАЦИИ ГАЗА В СОПЛАХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Назаров В.С.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.ф.-м.н. Иванов И.Э.

Для моделирования газа в широком диапазоне температур необходимо учитывать фазовые переходы, возникающие в результате превышения газом давления насыщения. При наличии фазового перехода

необходимо учитывать присутствие капель (кластеров) при распространении газа. Наличие капель существенно изменяет аэродинамику летательных аппаратов, может стать причиной возникновения наледей. Капли, возникающие при калибровке спутников соплами, могут оседать на летательные аппараты в космосе. Помимо этого, конденсат может возникать в области лопастей турбореактивных двигателей. Фазовый переход используется и в холодильных установках, и при выравнивании поверхностей кластерами инертных газов. Существуют также способы наращивания металлических слоев при помощи бомбардирования поверхностей металлическим конденсатом.

В предлагаемой работе исследуется конденсация газа в соплах и струях. Численно моделируется течение вязкого и невязкого газа в плоских и осесимметричных соплах и струях в рамках квазидвумерного и двумерного нестационарного приближения. Рассматриваются два подхода к моделированию процессов конденсации: кинетический метод и моментный метод. Двухфазная среда представляет собой многокомпонентный газ (несущий газ и пары конденсирующегося вещества) и кластеры (капли) конденсирующегося вещества. Газовая фаза и капли находятся в механическом равновесии. Проведены тестовые расчёты конденсации паров воды в соплах и струях и расчёт конденсации ксенона в микросопле. Приводится сравнение с экспериментом.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ

Найденова Л.С.

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

Научный руководитель — Алексушин С.В.

В данной работе мы рассмотрим исследование динамических характеристик летательного аппарата с автоматической системой управления.

Летательный аппарат может быть описан уравнениями движения, которые могут быть решены для получения динамического отклика конструкции летательного аппарата на внешнее воздействие. Это внешнее воздействие может быть обусловлено порывом ветра, например. Однако, отклик летательного аппарата на внешнее воздействие во многом зависит от управляющих воздействий, которые осуществляет лётчик или автоматическая система управления и стабилизации летательным аппаратом. Отклоняя управляющие поверхности, лётчик или система управления меняет аэродинамические силы, действующие на летательный аппарат, тем самым определяя отклик летательного аппарата на внешнее воздействие. Поэтому при моделировании динамики движения летательного аппарата как отклик на внешнее воздействие необходимо составлять и решать уравнения движения летательного аппарата совместно с уравнениями, описывающими работу системы управления и стабилизации летательного аппарата.

Предметом исследования при моделировании летательного аппарата в потоке воздуха с учётом автоматической системы управления являются как величины нагрузок, возникающих при динамическом воздействии на упругую конструкцию летательного аппарата с учётом наличия автоматической системы управления, так и устойчивость летательного аппарата. В случае устойчиво работающей системы управления и стабилизации летательным аппаратом величины ускорений при динамическом отклике на внешнее воздействие должны быть ограничены возможностью создания рациональной силовой схемы конструкции при неперевышении углов атаки, на которых летательный аппарат способен летать. Неустойчивой работы системы управления и стабилизации не должно допускаться, однако, в некоторых случаях требуется изучить, какие амплитуды колебаний при этом возникают, и допустимы ли они для существующей конструкции по условиям прочности. Кроме того, требуется исследовать, какое влияние оказывает система управления и стабилизации летательного аппарата на критическую скорость фюзеляжных форм флаттера, когда происходит взаимодействие колебаний корпуса летательного аппарата и колебаний управляющих поверхностей.

Целью данной работы является создание математической модели летательного аппарата для расчёта динамического отклика конструкции на внешнее воздействие с учётом наличия системы управления и стабилизации, влияющей на результат, так и исследование влияния таких параметров, как собственные частоты, формы, и декременты колебаний конструкции летательного аппарата, и собственные частоты колебаний датчиков системы управления и стабилизации, а также частотные характеристики приводов, задающих силовое воздействие на управляющие поверхности на основании измерений, полученных датчиками автоматической системы управления и стабилизации летательным аппаратом.

В рамках данной работы построена аэроупругая модель в программе PATRAN, включающая в себя упруго-массовую модель изделия и аэродинамические поверхности в виде панелей, моделирующих несущие поверхности изделия. Кроме того, для создания пространственной модели изделия моделировался несущий корпус изделия, к которому присоединялись несущие поверхности. Для этого в программе NASTRAN реализован специальный метод, позволяющий моделировать аэродинамические силы летательного аппарата с учётом взаимовлияния несущих поверхностей и корпуса при дозвуковых скоростях полёта. Такая модель позволяет проводить расчёт установившегося манёвра упругого изделия и расчёт на флаттер изделия для всех тонов колебания изделия, соответствующих преимущественным колебаниям оперения, крыла или корпуса изделия.

По результатам работы построена аэроупругая модель, включающая в себя упруго-массовую модель изделия и аэродинамические поверхности в виде панелей, моделирующих несущие поверхности ракеты. Проведён расчёт для всех тонов колебания ракеты, соответствующих преимущественным колебаниям оперения, крыла или корпуса изделия. Создан предварительный расчёт статической аэроупругости ракеты с учётом органов управления и стабилизации. Проведены расчёты

флаттера и динамического отклика на внешнее гармоническое воздействие при разных параметрах системы управления и параметрах полёта.

АЛГОРИТМ ВЫБОРА БИНАРНЫХ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ НА ОСНОВЕ МЕРЫ ЦЕННОСТИ ИНФОРМАЦИИ Р.Л. СТРАТОНОВИЧА

Новиков П.А.

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В данной работе будет предложен алгоритм построения гибкой диагностической процедуры, при использовании бинарной формы представления диагностических признаков, который позволяет распознавать все заданные технические состояния объекта анализа. Критерием выбора очередной проверки на каждом шаге ветвления работы алгоритма является максимум ценности диагностической информации, который получается при выполнении этой проверки.

В качестве показателя ценности диагностической информации используется мера Руслана Леонтьевича Стратоновича, которая модифицирована применительно к предметной области анализа технического состояния.

Разработанный алгоритм в вычислительном отношении значительно проще, чем оптимальный алгоритм, который основан на использовании метода динамического программирования, однако при использовании бинарных диагностических признаков дает одинаковый результат в обоих случаях, что подтверждается числовым примером в данной работе.

В работе наиболее выгодным решением в построении гибкой программы анализа технического состояния объекта является построение наиболее «хорошей» в некотором смысле программы, в которой само решение будет близко к оптимальному, но затраты при этом будут меньше. Затраты эти будут достигаться применением менее сложных и более экономичных в вычислительном отношении алгоритмов. Такая программа оказывается «почти» оптимальной и может обеспечить определенное качество анализа технического состояния, она будет называться «квазиоптимальной».

РАСЧЁТ НАБЛЮДАТЕЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ОПТИМИЗАЦИЯ ИХ ПОСТРОЕНИЯ ПО ЗАДАННОМУ КРИТЕРИЮ

Подковкин В.А., Никулина А.Н., Попов П.Б.

АО «ЦНИРТИ имени академика А.И. Берга», г. Москва

Расчёт наблюдательных возможностей орбитальных группировок космических аппаратов и оптимизация их построения по заданному критерию

Аннотация. В настоящей работе рассматривается математическая модель многоспутниковых орбитальных группировок, состоящих

из космических аппаратов дистанционного зондирования. Основная цель моделирования – определение минимально необходимого количества космических аппаратов в орбитальной группировке и оптимальных параметров их орбит для обеспечения требований к минимальному перерыву в наблюдении на заданном диапазоне широт. Решалась и обратная задача – минимизация среднего либо максимального перерыва наблюдения при известном составе орбитальной группировки.

ПРИМЕНЕНИЕ И РАЗРАБОТКА ВЕРОЯТНОСТНОЙ МОДЕЛИ ПОВЕДЕНИЯ ПРИКЛАДНОЙ МНОГОАГЕНТНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ-БЕСПИЛОТНИКОВ

¹Попков С.И., ²Асадулин В.А.

¹МГППУ, ²ФГБУ «ГНИИЦ РТ» МО РФ,
г. Москва

Научный руководитель — д.т.н., профессор Куравский Л.С.

Проект направлен на решение актуальной и не решённой в настоящее время задачи создания полностью автоматизированных летательных аппаратов-беспилотников, необходимость использования которых выявил опыт военных конфликтов последних лет. Эти комплексы должны заменить современные системы, управляемые операторами, повысив эффективность их использования, в частности, за счёт оптимизации их поведения и увеличения скорости принятия решений. Для этого разработана вероятностная модель поведения прикладной многоагентной системы, представляющей игровое взаимодействие множества агентов и цели. Поведение агентов является недетерминированным и, поэтому, непредсказуемым с точки зрения цели. Система допускает как согласованное, так и автономное поведение агентов, в зависимости от того, получают или нет агенты информацию о наличии и положении других работоспособных агентов. Поведение агента определяется алгоритмом, который предусматривает идентификацию параметров вероятностной модели с использованием оптимизируемых целевых функций, выражающих групповую и индивидуальные вероятности поражения цели. Разработанная модель и алгоритм позволяют обеспечивать управление поведением релевантных прикладных многоагентных систем. Вероятностная модель поведения данной системы обобщена на случай подвижной цели и дополнена формулами для динамического расчёта распределений вероятностей поражения цели агентами и агентов целью. Представлен математический метод для проведения анализа общих закономерностей поведения рассматриваемой системы.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЁТА ГАСИТЕЛЯ ПУЛЬСАЦИЙ ПОТОКА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО СНИЖЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЖЕННОСТИ ГИДРОСИСТЕМЫ

¹Сафин А.И., ²Мугинов М.М., ²Белов Г.О.

¹Самарский университет, ²ПАО «Салют»,

г. Самара

Научный руководитель — д.т.н., профессор Крючков А.Н.

Качающие узлы и арматура авиационных гидросистем в силу специфики своей работы генерируют пульсации расхода и давления жидкости. Это приводит к возникновению вибраций, внешнему акустическому шуму и увеличивает нагрузки на узлы гидросистемы, сокращая срок их службы. Не учёт волновых процессов и совпадение частот пульсаций с резонансными частотами отдельных элементов может привести к аварийным ситуациям.

Основной способ снижения динамической нагруженности уже созданной гидросистемы – это внедрение в конструкцию специального устройства – гасителя пульсаций давления и расхода. В работе приведен обзор существующих решений, на основании анализа которого выбрана наиболее перспективная конструкция для авиационной техники, позволяющая эффективно снижать уровень пульсаций в широком диапазоне частот, в том числе на переходных режимах работы. Особенность данного устройства в том, что оно может работать как неотражающая нагрузка, т.е. таким образом может быть реализована бегущая волна.

Используя метод электроакустических аналогий, предложенный академиком Шориным В.П., а также фундаментальные уравнения гидродинамики, была разработана методика расчёта предложенной конструкции. По этой методике был спроектирован гаситель пульсаций давления и расхода. В ходе испытаний, проведенных на базе Самарского университета, устройство показало свою эффективность на разных режимах работы.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ЗАПУСКОВ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (МКА) И БОЛЬШИХ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК МКА НА СОСТОЯНИЕ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Степанов Д.В., Степанова Г.В.

МАИ, ФГУП «ЦНИИмаш»

Научный руководитель — к.т.н. Усовик И.В.

С каждым годом число запущенных малых космических аппаратов (МКА) будет неуклонно расти и создавать угрозу техногенного засорения защищаемой области низких околоземных орбит (НОО). С использованием разработанной методики проведена оценка влияния запусков МКА и больших орбитальных группировок (ОГ) МКА

на техногенное засорение области НОО и частоты взаимных столкновений для четырех сценариев на интервале 100 лет.

Для оценки влияния интенсивных запусков малых КА и больших ОГ МКА на техногенное засорение области НОО и частоты взаимных столкновений выполнен прогноз состояния техногенного засорения:

1) Без учёта интенсивных запусков МКА и больших ОГ МКА (прирост КО на уровне предшествующих лет, базовый сценарий, на рисунках – Без МКА);

2) С учётом интенсивных запусков МКА (суммарно 35000 МКА за 100 лет, на рисунках - С учётом МКА);

3) С учётом интенсивных запусков МКА и больших ОГ МКА (срок активного существования (САС) 8 лет, вероятность успешного увода по окончании САС 90%).

Разница в результатах прогноза по отношению к базовому сценарию показывает оценку влияния запуска МКА и больших ОГ МКА на техногенное засорение в области НОО.

Для больших ОГ МКА рассмотрены два сценария:

1) Запуск трёх больших ОГ МКА в соответствии с планами компаний (суммарно 6000 МКА в ОГ, на рисунках – С учётом МКА и ОГ 1);

2) Запуск шести больших ОГ МКА, двукратное увеличение интенсивности запусков ОГ МКА (суммарно 12000 МКА в ОГ, на рисунках – С учётом МКА и ОГ 2).

Результаты оценки показали, что при существующей на 2013-2017 гг. практике запусков МКА их влияние на техногенное засорение области НОО несущественно: увеличение на ~10 % количества КО и столкновений на интервале прогноза 100 лет в сравнении с базовым сценарием. Это является следствием того факта, что ~80% МКА запускаются на околокруговые орбиты с высотой перигея до 600 км, на которых не происходит их накопление.

Развертывание больших ОГ приводит к постепенному накоплению не увиденных КА в диапазоне высот 1100-1300 км. В данной области высот эти КА могут существовать тысячи лет. В будущем накопление «критической массы» объектов на данных высотах может привести к существенному росту техногенной засоренности и образованию нового локального максимума техногенного засорения в области НОО.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО И АНАЛИТИЧЕСКОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ДВИЖЕНИЙ СПУТНИКА

Сухов Е.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.ф.-м.н., доцент Бардин Б.С.

В современной ракетно-космической отрасли значительное внимание уделяется разработке малогабаритных экономичных космических аппаратов. В связи с этим большую актуальность приобретает изучение движений спутника относительно его центра масс. В прикладных задачах об ориентации спутников особый интерес представляют так называемые периодические движения. Учитывая характер данных движений, можно

добиться существенной экономии топлива при маневрировании. Анализ периодических движений может производиться как на стадии проектирования, так и при синтезе управляющего сигнала бортовым программным обеспечением.

В данной работе представлен программный комплекс, предназначенный для исследования периодических движений спутника относительно его центра масс в центральном гравитационном поле сил.

Данный программный комплекс решает следующие задачи:

- Аналитическое построения семейств периодических движений с помощью подхода, основанного на методе нормальных форм.
- Численное продолжение указанных семейств и исследование их орбитальной устойчивости в линейном приближении.
- Исследования бифуркаций периодических движений с помощью метода сечений Пуанкаре.

Рассмотрен частный случай движения динамически симметричного спутника относительно центра масс - гиперболоидальная прецессия. Построены семейства периодических движений, рождающихся из гиперболоидальной прецессии спутника в случае резонансов третьего и четвертого порядков, а также в нерезонансном случае. Получены диаграммы бифуркации указанных периодических движений. Рассмотрен вопрос об их орбитальной устойчивости в линейном приближении.

ВЕРОЯТНОСТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИГНАЛОВ И ПОМЕХ АВИАЦИОННЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Титов А.В.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — к.т.н., доцент Евсеев В.В.

Одной из основных задач, решаемых при функционировании радиотехнических систем различного назначения, является обеспечение требуемой помехоустойчивости. Сложность решения данной задачи обусловлено разнообразием статистических свойств сигналов и помех в радиоканалах авиационных радиотехнических систем различного назначения.

Анализ помехоустойчивости радиотехнических систем базируется на представлении помех законами распределения, которые чаще всего представляются одномерной плотностью распределения вероятности (ПРВ). В настоящее время известно значительное количество таких законов распределения, что само по себе ставит перед инженером-исследователем вопрос, какую из моделей использовать в каждом конкретном случае. При этом многие ПРВ содержат три и более параметров, что вызывает вычислительные трудности при их использовании. Поэтому вопрос о замене или аппроксимации таких ПРВ более простыми законами распределения является актуальным. Кроме того, важно, чтобы аппроксимирующие ПРВ обладали обобщающими свойствами для ограничения количества используемых вероятностных моделей. В этой связи целью работы является

статистическое представление сигналов и помех в радиоканалах авиационных радиотехнических систем ограниченным количеством простых вероятностных моделей в виде одномерной ПРВ. Эту цель предлагается достичь путём аппроксимации известных существующих законов распределения аддитивных помех в виде одномерной ПРВ ограниченным числом простых законов распределения, но обладающих широкими возможностями по вероятностному описанию стохастических характеристик сигналов и помех авиационных радиотехнических систем.

В качестве аппроксимирующих ПРВ для вероятностных моделей амплитуды сигналов, а также мгновенных значений внешних помех авиационных радиотехнических систем выбраны законы распределения, полученные путём безынерционного функционального преобразования одномерной гауссовской ПРВ. Преимуществом таких распределений является возможность получения многомерных ПРВ и осуществление полного вероятностного описания негауссовских процессов.

В результате для вероятностного моделирования амплитуды радиосигналов предложена к использованию трёхпараметрическая односторонняя ПРВ, обладающая хорошими аппроксимирующими свойствами в соответствии с выбранным критерием аппроксимации по отношению к широкому классу сложных многопараметрических ПРВ (более 3 параметров), которые учитывают различные статистические ситуации в радиоканалах.

Основой для выбора ПРВ мгновенных значений внешних помех радиоканалам авиационных радиотехнических систем явилось деление внешней помех по структуре на шумовые (флуктуационные), импульсные или сосредоточенные по спектру. При выборе аппроксимирующих ПРВ мгновенных значений учитывалось также, что по характеру взаимодействия с полезным сигналом такие помехи являются аддитивными, что импульсные и сосредоточенные по спектру помехи неизбежно присутствуют на входе приёмного устройства в совокупности с внутренними флуктуационными шумами. В результате для вероятностного представления внешних аддитивных помех в радиоканалах авиационных радиотехнических систем предложены две вероятностные модели в виде одномерной ПРВ, обладающие хорошими аппроксимирующими свойствами в соответствии с выбранным критерием аппроксимации по отношению к ПРВ смеси сосредоточенных и импульсных помех с флуктуационной, представленной белым гауссовским шумом. При этом данные ПРВ получены в классе негауссовских ПРВ, синтезированных путём безынерционного нелинейного преобразования одномерной гауссовской ПРВ.

В результате работы найдены простые малопараметрические вероятностные модели, обладающие удовлетворительными аппроксимирующими свойствами по отношению к разнообразным существующим распределениям, используемым для статистического представления сигналов и помех в радиотехнических системах. Поскольку предлагаемые к использованию вероятностные модели получены путём функционального преобразования гауссовского закона распределения, несложно получить на их основе многомерные ПРВ для полного вероятностного описания процессов.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ИМПЕДАНСНЫХ
ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГЛУБИНЫ
ЗАЛЕГАНИЯ ДЕФЕКТОВ В МНОГОСЛОЙНЫХ
КОНСТРУКЦИЯХ ИЗ ПКМ ПО ВЕЛИЧИНЕ
МЕХАНИЧЕСКОГО ИМПЕДАНСА НА ПОВЕРХНОСТИ**

Чертищев В.Ю.

ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ, г. Москва

Для выявления дефектов в 3-, 5- и 7-слойных конструкциях с сотовым наполнителем из полимерных композиционных материалов (ПКМ) широко применяются специальные низкочастотные акустические методы контроля, основным из которых является импедансный. Однако данный метод позволяет определить только факт наличия дефекта, но не глубину его залегания. Для получения информации о глубине залегания необходимо численно измерить величину механического импеданса на поверхности. Для установления взаимосвязи (и получения соответствующих зависимостей) между величиной, приложенной к датчику внешней нагрузки в виде полного механического импеданса на поверхности изделия и изменением величин измеряемых электрических параметров на пьезоэлементах датчика проведено моделирование полной стержневой системы импедансного преобразователя с помощью метода электромеханических аналогий. Получены соответствующие зависимости для коэффициента передачи, равного модулю отношения амплитуд напряжений на приёмном и излучающем пьезоэлементах, и фазового смещения между данными напряжениями. Путём объединения данных зависимостей получены годографы, представляющие графики зависимостей в амплитудно-фазовой плоскости, аналогично отображению информации современными импедансными дефектоскопами. Расчётно-экспериментальным путём определена динамическая контактная гибкость, существенно влияющая на эффективность импедансного метода контроля, сухого точечного контакта для материалов наружных слоев ПКМ при контакте с широко распространёнными и серийно выпускаемыми импедансными датчиками (например, ПАДИ-8). С помощью модельных годографов, построенных с учётом контактной гибкости, проведён эксперимент по выявлению дефектов типа расслоений и непроклеев на различных глубинах в 7-слойной сотовой конструкции мотогондолы авиационного двигателя. Подтверждено эффективное различение глубин залегания дефектов как по величине механических импедансов, так и по характерной индикации от стенок сот на С-скане по всей поверхности изделия.

РАЗРАБОТКА ОПТИМИЗАЦИОННОЙ МЕТОДИКИ НЕСУЩИХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Юдин А.В.

Донской государственный технический университет,
г. Ростов-на-Дону

Научный руководитель — д.т.н., профессор Шевцов С.Н.

В работе представлена методика оптимизации упругих свойств трубчатой конструкции переменного сечения, выполненной из ортотропного композита, испытывающей распределенные изгибно-крутильные нагрузки. Методика, основанная на сравнительном анализе выкладок однонаправленного препрега, позволяет подобрать наиболее оптимальный вариант ориентации армирующих волокон в теле конструкции для конкретной схемы приложения эксплуатационных нагрузок. В качестве критериев – показателей качества анализируемых вариантов, выбраны максимальные деформации изгиба и кручения конструкции, зависящие от всего комплекса девяти упругих констант ортотропного композита, которые определялись в численных экспериментах, имитирующих деформации растяжения и сдвига стандартных образцов. Определение упругих модулей производилось независимо методом конечных элементов и согласно классической теории ламинатов. Построение объемной модели конструкции выполнялось средствами инструментария CAD модуля системы Siemens NX. Преобразование CAD модели в конечно-элементное представление производилось встроенным конвертером программного пакета COMSOL Multiphysics, в среде которого выполнялся анализ напряженно-деформированного состояния конструкции при заданных нагрузках. Полученные результаты позволяют принять экспертное решение о выборе оптимальной схемы выкладки и углов намотки с учётом различных ограничений. Следует отметить, что предлагаемая методика в некоторой степени реализует принцип импортозамещения, обладает высокой степенью гибкости благодаря открытому для пользователя механизму работы и может быть приспособлена под различные задачи оптимизации уже эксплуатируемых на практике или разрабатываемых конструкций, а также не требует значительных вычислительных мощностей, что создаёт предпосылки для её активного использования на отечественных предприятиях.

**Направление №8
Новые материалы
и производственные
технологии
в области
авиационной
и ракетно-
космической
техники**

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА ПАССИВНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ ДЛЯ ВЫСОКОНАДЁЖНОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

Алыков А.Н., Кулибаба А.Я., Булаев И.Ю.

АО «Российские космические системы», г. Москва

Современная радиоэлектронная аппаратура (РЭА) представляет собой сложную систему соединенных изделий электронной компонентной базы (ЭКБ), и крайне тяжёлыми задачами являются моделирование и предсказание поведения такой системы в течение длительного времени. Кроме того, в последнее время наблюдается устойчивая тенденция по ужесточению требований к ЭКБ: уменьшению массогабаритных показателей, стоимости и сроков разработки, повышению надёжности, функциональности, технологичности. В связи с этим разработчикам необходима наиболее полная и достоверная информация о надёжности и стойкости применяемой ЭКБ к различным внешним воздействующим факторам (ВВФ), что особенно важно для ракетно-космической техники (РКТ), которая должна работать длительное время в жёстких условиях эксплуатации.

Электротермотренировка (ЭТТ)

Учитывая высокие требования к надёжности бортовой аппаратуры (БА), большое количество применяемых пассивных элементов в составе приборов и участвовавшие случаи поставки контрафактных изделий, до этапа монтажа следует проводить их входной контроль. Одним из основных видов дополнительных испытаний является ЭТТ, в ходе которой с помощью специализированного оборудования за относительно непродолжительное время имитируется некоторый срок жизни изделия (до нескольких лет). Главной задачей ЭТТ является обнаружение ранних отказов изделий, вызванных скрытыми технологическими дефектами. Основываясь на статистике испытательных центров можно сделать вывод, что именно после электротермотренировки выявляется наибольшее количество дефектов изделий ЭКБ.

Выборочный контроль

Наиболее полным и объективным контролем является сплошной, при котором все изделия ЭКБ из партии подвергаются проверке. Однако трудоёмкость такого контроля крайне высока, так как объёмы партий пассивной ЭКБ иногда превышают 1000 изделий, и данные элементы поставляются в пластиковых упаковочных лентах для автоматизированного монтажа. Поэтому в данном случае наиболее применим выборочный контроль, суть которого заключается в проведении проверки только части партии, выбранной случайным образом, – выборки. Выборочный контроль основывается на использовании статистических методов, которые позволяют распространить результаты контроля на всю партию изделий.

Рентгеноскопия

Главный недостаток выборочного контроля – большая вероятность, что в годной партии могут оказаться дефектные элементы. Для решения проблемы предлагается использовать рентгеноскопию. Данный метод

позволяет провести внутренний визуальный контроль всех элементов в ленте, не нарушая целостности упаковки. В ходе исследовательской работы при помощи рентгена были установлены основные группы внутренних дефектов танталовых чип-конденсаторов.

Однако по причине отсутствия соответствующей нормативной документации сложно судить о влиянии обнаруженных дефектов на надёжность конденсаторов. В большинстве случаев причиной забракования пассивных электрорадиоизделий (ЭРИ) является отклонение информативных параметров от номинальных значений под воздействием влажности, напряжения и температуры. Поэтому для выявления связи надёжности элементов и типов обнаруженных дефектов были проведены дополнительные испытания, такие как термоциклирование, испытания на вибропрочность, воздействие повышенной влажности, испытания на безотказность, заряд-разряд импульсным током. После каждого вида воздействия проводился контроль дрейфа электрических параметров, таких как ток утечки, ёмкость, эквивалентное последовательное сопротивление, тангенс угла диэлектрических потерь.

Диагностический неразрушающий контроль (ДНК)

Испытания на воздействие импульсным током позволяют выявить дефекты, проявляющиеся при переходных процессах. Протекание импульсного тока может активизировать дефекты в приграничных слоях диэлектрика, кроме того, при достаточно большом токе препятствовать процессу самовосстановления. Однако реальные условия применения танталовых конденсаторов могут быть более жёсткими, чем при проведении испытаний на производстве с учётом наличия токоограничивающих резисторов и индуктивности проводов. Таким образом, ток заряда в реальном устройстве может в разы превышать значение тока при тестировании. В этом случае дефекты, проявляющиеся при больших токах, не будут выявлены при тестировании, но могут привести к выходу конденсатора из строя в приборе. Таким образом, необходима коррекция общепринятых методик тестирования в части приближения токоограничивающего резистора к реальным значениям в аппаратуре.

Более того, дефекты, влияющие на ESR и импульсный заряд конденсатора, могут не проявиться на частоте, приведенной в спецификации. Для решения данной проблемы и приближения условий тестирования к эксплуатационным предлагается отслеживать динамический ток заряда. Данный метод позволяет отбраковать конденсаторы, максимальный ток заряда которых не достигает необходимого значения, а также конденсаторы, сохраняющие большой ток утечки после заряда.

В ходе испытаний в качестве возможного информативного параметра также рассматривались прямые и обратные ВАХ. Например, при прикладывании обратного напряжения на ВАХ можно заметить форму нелинейности и напряжение, при котором ток утечки резко увеличивается.

Предлагаемая программа испытаний

Надёжность пассивной ЭКБ, имеет достаточно сильное влияние на надёжность аппаратуры в целом. Для повышения достоверности отбраковки потенциально ненадёжных элементов предлагается проводить

сплошной рентген-контроль покупных комплектующих изделий до этапа монтажа. Данное испытание позволяет определить контрафактную продукцию, отбраковать элементы со скрытыми дефектами. Дополнительно необходимо проводить выборочный входной контроль. В том числе, для ЭКБ, предназначенной для комплектования высоконадежной аппаратуры, в программу испытаний следует добавить длительные ресурсные испытания на безотказность. Методы ДНК направлены на выявление скрытых дефектов и позволяют не допустить попадание в БА потенциально ненадежных элементов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Глудкин О.П. Методы и устройства испытаний РЭС и ЭВС. – М.: Высшая школа, 1991, 336 с.
2. Fritzier T., Azarian M.H., Scintillation Conditioning of Tantalum Capacitors With Manganese Dioxide Cathodes, IEEE Transactions on device and material Reliability, Vol. 14 No. 2, June 2014.
3. Teverovsky A. Surge Current Testing and Derating for Solid Tantalum Capacitors, NASA Electronic Parts and Packaging Program, ESA Sept. 2013.
4. Teverovsky A. Degradation of Leakage Currents and Reliability Prediction for Tantalum Capacitors, Annual Reliability and Maintainability Symposium Proceedings, 2016.
5. Zednicek T., Gill J. Voltage Derating Rules for Solid Tantalum and Niobium Capacitors, CTI CARTS EUROPE, 2003.
6. Жигальский Г.П. Флуктуации и шумы в электронных твердотельных приборах. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012, 512 с.

ПРИМЕНЕНИЕ МАГНИТОЛЕВИТАЦИОННЫХ ПОДВЕСОВ И СОВРЕМЕННЫХ НАКОПИТЕЛЕЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ВЫВОДА ГРУЗОВ НА ОРБИТУ ЗЕМЛИ

Арсланова Д.Н., Базаров А.М., Васильева О.С.

АО «НИИЭФА», г. Санкт-Петербург

За последние полвека очевидно практическое отсутствие прогресса в развитии тяжёлых ракет. Одним из ограничений является проблема увеличения количества разгонных блоков и организация их синхронной работы. Увеличение размеров ракет также достигло определённого предела.

Одним из возможных способов решения этой проблемы может служить использование различных средств разгона космического корабля (КК) на начальной стадии движения с последующим включением собственной двигательной установки.

Может быть рассмотрен вариант полного отказа от химических ракет – разгон КК до Первой космической скорости (ПКС). В этом случае необходимо применять специальные защитные средства: вакуумную разгонную трубу, термостойкие керамические плитки, абляционную защиту.

В данной работе рассмотрены возможности разгона КК с помощью электромагнитной катапульты, базирующейся на преобразовании

электромагнитной энергии. Цель работы заключается в предварительной оценке возможности применения магнитолевитационных подвесов и высокотемпературных сверхпроводниковых накопителей энергии при создании электромагнитных систем катапульти для вывода грузов на орбиту Земли.

Рассматривая использование электромагнитной катапульти предполагается, что скорость отрыва космического корабля от неё превышает 2,5 км/с. Поэтому актуальна задача уменьшения силы аэродинамического торможения, особенно на конечных участках разгона КК. В отличие от ракет, при разгоне с помощью электромагнитной катапульти объект может быть заключен в герметичную трубу с низким вакуумом для уменьшения аэродинамического сопротивления.

Изучив режимы разгона КК с ускорениями $a = 30g$ («космический грузовик») и $a = 100g$ («КК усиленного класса») мы получили различные характеристики катапульти, в частности такие, как оценка времени разгона, длины катапульти и средней мощности источника питания. Например, для разгона 600-тонного грузового корабля с ускорением $30g$ до скорости 2300 м/с (КК обладает собственной РН, запускаемой после предварительного разгона электромагнитной катапулью) требуется длина катапульти 18 км и 200 ГВт мощности, подаваемой в течение 7,7 секунд (345 МВт на тонну массы КК с к.п.д. 100%).

Достижение требуемых высоких значений ускорений и скоростей движения в вакуумированной трубе представляется практически невозможным без применения магнитолевитационного подвеса.

Для магнитолевитационного транспорта часто выделяют три подсистемы:

- Система электромагнитного подвешивания,
- Система электромагнитной стабилизации левитационного движения,
- Система электродвижения.

Главным потребителем энергии и мощности является система движения, обеспечивающая разгон КК. Помимо потребляемой электрической мощности второй определяющей характеристикой системы движения будет создаваемое ею максимальное тяговое усилие. Независимо от физических принципов работы систем электродвижения, реализуемых в катапулье, основными силами, на преодоление которых затрачивается мощность, будут силы инерции, гравитации и аэродинамического торможения. Принимая во внимание конструктивно предполагаемую сравнительную малость угла наклона катапульти к поверхности Земли и предварительное вакуумирование трубы катапульти, для оценки характеристик двигателя можно пренебречь гравитационной и аэродинамической составляющими сил по сравнению с силой инерции. Следует отметить, что существующие сегодня линейные двигатели, используемые для высокоскоростного магнитолевитационного транспорта, развивают тяговое усилие масштаба десятков кН при мощности в единицы МВт. Скорость объекта в катапулье выше на порядок. По этой причине мощностные характеристики двигателя при его разработке будут являться более сильным ограничивающим фактором, нежели тяговое усилие.

В АО «НИИЭФА» при активном участии авторов данной работы был создан значительный научно-технический задел для конструирования

транспортных систем на принципе магнитной левитации и сформулирована концепция комбинированного подвеса. Разработка поддерживается патентами РФ и Европатентом, полученными авторами. Существенное отличие предлагаемых систем заключается в использовании постоянных магнитов и катушек на основе высокотемпературных сверхпроводников, что позволит существенно сократить энергопотребление.

На основании сформированной системы требований и допусков рассмотрена возможность изготовления в АО «НИИЭФА» и ООО «НИИЭФА-ЭНЕРГО» при поддержке Санкт-Петербургских государственных университетов и др. организаций, основных компонентов электрофизического оборудования, специфичного для систем магнитной левитации.

Рассмотренные в работе сценарии разгона КК по возможности должны поддерживаться накопителями энергии, реализуя фактически импульсный режим потребления огромной энергии за короткие времена. Безусловно, это могут быть только сверхпроводниковые накопители энергии (СПИН), предпочтительно – высокотемпературные сверхпроводники второго поколения (ВТСП-2), охлаждаемые жидким азотом.

В АО «НИИЭФА» индуктивными накопителями энергии занимаются с 1970-х годов и достигли в их проектировании больших успехов. Индуктивные накопители характеризуются высокими удельными энергетическими показателями и широким спектром выходных параметров, формируемых по требованию потребителей.

По результатам выполненного анализа различных конфигураций сверхпроводниковой магнитной системы (СПМС) СПИН, для системы энергопитания электромагнитной катапульты может быть предложен модульный принцип построения. Используя составные схемы построения СПМС СПИН возможно реализовать систему питания с требуемой емкостью и выходной мощностью.

Стоимость запуска электромагнитной катапультой, по предварительным оценкам, представляется намного ниже стоимости запуска ракетами на химическом топливе. Стоимость строительства катапульты в значительной мере определяется стоимостью путепровода маглев. Стоимость километра путепровода маглев составляет величину порядка \$10-20 млн, 100-км трасса обойдется в \$1-2 млрд, что примерно соответствует затратам на строительство космодрома «Восточный». Обслуживание путепровода маглев не требует значительных затрат, поскольку он содержит сравнительно небольшое число подвижных частей. Обычная оценка годового обслуживания маглев – 1% его стоимости, т.е. примерно \$10-20 млн в год для 100-км трассы.

При этом катапульта способна запускать более тяжелые корабли и работать практически непрерывно. Это позволяет использовать магнитную катапульта также как часть системы космической защиты Земли от опасных астероидов.

Использование новых материалов, таких как высококоэрцитивные постоянные магниты и высокотемпературные сверхпроводники, а также соответствующих технологий позволяет разработать и создать эффективные электромагнитные системы катапульт, которые

обеспечивают комплексное решение проблемы вывода грузов на околоземную орбиту. Оценки параметров таких систем в принципе не выглядят за пределами высокими, они сопоставимы с параметрами магнитных систем термоядерных установок на основе токамаков.

МЕХАНИЧЕСКОЕ И МИКРОСТРУКТУРНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАЗЦОВ ИЗ НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛИ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЕКАНИЯ

Бабайцев А.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.ф.-м.н., профессор Рабинский Л.Н.

В настоящей работе рассматриваются образцы, полученные селективным лазерным спеканием. В последние десять лет эта технология активно развивается и изучается для создания деталей из разных металлов и сплавов. Эта технология позволяет получать высококачественные образцы, практически без пористости и с высокими механическими свойствами. Данная технология является перспективной для создания сложных геометрических деталей для самолётов, космических аппаратов, транспортных средств и других несущих и функциональных конструкций. Наиболее изученными и перспективными металлическими материалами в этой области являются нержавеющая сталь, инструментальная сталь, сплавы кобальт-хром, титан и алюминий. Основная цель исследований – подтверждение соответствия физико-механических свойств синтезированных материалов текущим стандартам и выявлению проблем несоответствия.

В этой работе рассматриваются образцы из нержавеющей стали. В процессе механических испытаний было зафиксировано уменьшение модуля Юнга и одновременное увеличение предела текучести, по сравнению с его стандартными значениями. Так же были исследованы свойства материала на растяжение, изгиб и тип разрушения образцов. На сколах и необработанных поверхностях было проведено исследование микроструктуры и состава.

Образцы из нержавеющей стали изготавливали методом послойного лазерного синтеза с использованием EOSINT M270. После синтеза поддержка удалялась механической обработкой. Изготавливали 2 партии по 6 образцов в каждой для испытания на растяжение в соответствии с ASTM E8 и на изгиб в соответствии с ASTM E290. По результатам испытаний образцов были определены механические свойства материалов, которые сопоставлены с типичными характеристиками стандартной стали 316L, порошок которой использовался при синтезе образцов.

Механические испытания проводились на универсальной испытательной машине Instron серии 5965 с программным обеспечением Bluehill 3. Скорость испытаний составляла 1 мм/мин. Для измерения деформации образцов использовался бесконтактный оптический видеоэкстензометр при испытании на растяжении и контактный экстензометр для испытания при изгибе. База измерения (расстояние

между двумя отметками на измеряемой поверхности) составляла 50 мм. Все испытания проводились при нормальных условиях. После проведения механических испытаний проводили исследование микроструктуры образцов и микрорентгеноспектральный анализ их поверхности с использованием растровой электронной микроскопии на микроскопе ZEISS EVO 40 с приставкой для микроанализа INCA Oxford Instruments.

Приведены результаты исследования микроструктуры и механических свойств образцов из нержавеющей стали, созданных методом послыого лазерного синтеза. Механические свойства образцов определены в испытаниях на растяжение и изгиб. Исследована микроструктура поверхности разрушения образцов. Установлено, превышение прочностных свойств полученных образцов, по сравнению со стандартными, в то же время, материал обладает сниженными параметрами пластичности и более низким значением модуля Юнга. Исследование поверхности разрушения выявляет хрупко-вязкий характер разрушения со значительным преобладанием хрупкого разрушения. Для проверки состава образцов был сделан микрорентгеноспектральный анализ, который подтвердил соответствие состава образцов стандарту для нержавеющей сталей марки 316L.

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СВЕРХЛЁГКОГО КРЫЛА ПАССАЖИРСКОГО АВИАЛАЙНЕРА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Барановски С.В.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Научный руководитель — к.т.н. Михайловский К.В.

В настоящее время в связи с увеличением объёмов авиаперевозок возрастает потребность в современных надёжных авиалайнерах. Многочисленные успешные зарубежные разработки (Airbus A380, Boeing 787 Dreamliner) и их эксплуатация показали, что применение в конструкции авиалайнеров, в том числе крыльях полимерных композиционных материалов (ПКМ), которые обеспечивают массовую эффективность без снижения работоспособности, позволяет значительно улучшить характеристики готового изделия. В свою очередь, в отечественном авиастроении, преимущественно, основными конструкционными материалами являются металлические сплавы. При этом, проектирование одной из самых ответственных конструкций авиалайнера – крыла всегда являлось сложной задачей, в которой необходимо учитывать совокупное действие различных нагрузок во всех режимах полёта и длительные условия эксплуатации, а применение ПКМ дополнительно осложняет этот процесс конструктивными особенностями, многомерностью задачи, анизотропией свойств материала.

Анализ открыто публикуемых работ показывает, что исследования по совмещенному проектированию с учётом аэродинамики, конструктивно-силовой схемы (КСС) и отдельных силовых элементов крыла и применению в конструкции ПКМ, а также работы, связанные с разработкой комплексной методики, которая учитывает все этапы

проектирования крыла и его элементов имеют разрозненный характер. Работы по проектированию, проводимые на авиационных предприятиях являются коммерческой тайной. На основе вышесказанного, разработка универсальной методики проектирования крыла из ПКМ, позволяющей относительно в короткие сроки получить первичную геометрию является актуальной задачей. Цель работы заключается в составлении методики проектирования крыла из ПКМ, позволяющей снизить продолжительность, повысить многокритериальность оптимизации и повысить информативность стадий проектирования на основе численного моделирования.

В рамках поставленной цели необходимо решить ряд задач, связанных с проектированием крыла:

1) Разработка и апробация методики проектирования крыла из ПКМ, включающая в себя:

- Обоснование теоретической поверхности;
- Учёт аэродинамических нагрузок;
- Обоснование КСС и отдельных её элементов.

2) Разработка геометрической модели и проведение параметрических расчётов по обоснованию модели крыла из ПКМ.

3) Моделирование напряженно-деформированного состояния крыла из ПКМ с учётом КСС и отдельных её элементов при действии эксплуатационных нагрузок.

4) Оптимизация конструкции крыла с учётом требования по максимальной несущей способности при минимальной массе.

Данные задачи решаются в соответствии с предлагаемой методикой, включающей в себя ряд последовательных стадий и подразумевающей полное проектирование первичной силовой конструкции.

На первом этапе, исходя из типа авиалайнера, определяется компоновка. Строится геометрическая модель, которая включает в себя исходные данные для проектирования: аэродинамический профиль, размах, площадь, так же возможно рассмотрение нескольких различных вариантов с последующим выбором рационального. Затем, определяется силовое воздействие на рассматриваемое крыло, которое обусловлено действием распределённых и сосредоточенных нагрузок.

Следующим этапом является проектирование КСС, где на основе полученных значений нагрузок осуществляется расчёт количества и места расположения силовых элементов из ПКМ, а также их параметров: схем армирования, толщин стенок и поясов, геометрического профиля.

В рамках работы для разработки комплексной методики решены следующие отдельные задачи:

- Получена первичная геометрическая модель крыла среднемагистрального авиалайнера из ПКМ на основе расчёта по предложенному алгоритму, отвечающего уровню эскизного проекта;

- Рассмотрены геометрические параметры крыльев, авиалайнеры, используемые для перевозки пассажиров, а также проанализированы работы в области проектирования крыла из ПКМ;

- При расчёте аэродинамической нагрузки на основе проведенного параметрического моделирования задачи внешней аэродинамики при полёте в крейсерском режиме 12 геометрических моделей крыла при разных углах атаки установлены: рациональные геометрические

параметры крыла с учётом углов стреловидности, поперечного V и аэродинамического профиля; величины аэродинамических нагрузок с учётом возможного образования турбулентных течений [1];

- При расчёте силовой конструкции на основе проведённого параметрического моделирования 90 геометрических моделей КСС крыла из ПКМ при разных углах атаки установлены: рациональные геометрические параметры КСС крыла – шаг установки и количество нервюр, стрингеров, лонжеронов; форма и материал силового элемента панели – стрингера [2];

- Проанализировано влияния основных элементов авиалайнера при определении аэродинамических нагрузок на крыло [3];

- В результате проведённых расчётов основных элементов крыла из ПКМ при разных углах атаки определены для каждого: рациональное минимально возможное количество слоёв, рациональные углы ориентации слоёв, толщины, значения прогиба конструкции для выбранной оптимальной укладки, коэффициенты запаса прочности элементов конструкции [4].

Составляемая методика будет расширяться, дополняться и апробироваться, в частности за счёт:

- 1) уточнения основных параметров силовых элементов с помощью геометрической (топологической) оптимизации, более подробное проектирование каждого силового элемента;

- 2) учёт анизотропии свойств КМ и применение её в авиационной технике, исследование возможности применения направленной укладки в конструкции элементов из ПКМ;

- 3) проведения комплекса расчётов, по учёту различных видов нагружения (динамических, от ударных нагрузок от столкновения с птицей, акустических и проч.);

- 4) возможность применения других материалов (гибридные КМ);

- 5) учёта обледенения.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Михайловский К.В., Барановски 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.

[2] Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 2. Проектирование силовой конструкции // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 12 (681). С. 106-116.

[3] Барановски С.В. Влияние основных элементов авиалайнера на точность определения аэродинамических нагрузок на крыло из полимерных композиционных материалов // X Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России»: Сборник тезисов докладов. М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017 С. 542-544.

[4] 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 // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 5 (698). С. 75-84.

**ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДЕФОРМАЦИОННОЙ
И ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ НА ФАЗОВЫЕ
И СТРУКТУРНЫЕ ПРЕВРАЩЕНИЯ В ЛИСТОВЫХ
ПОЛУФАБРИКАТАХ ТИТАНОВОГО СПЛАВА VT23,
ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ,
РАБОТАЮЩИХ В УСЛОВИЯ
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО НАГРУЖЕНИЯ**

Басарева Е.П.

АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»,
г. Королёв Московская область
Научный руководитель — к.т.н., профессор Ночовная Н.А.

Благоприятное влияние водорода на технологическую пластичность титановых сплавов установлено еще в 1950-х гг. [1]. К настоящему времени накоплен большой опыт по использованию водорода как постоянного или временного легирующего элемента в сплавах на основе титана, развиты представления о влиянии водорода на фазовые и структурные превращения [2].

Титановые сплавы являются одним из основных конструкционных материалов авиационной и ракетной техники. При этом существенная часть деталей для летательных аппаратов изготавливается методом листовой штамповки. Деформирование заготовок жаропрочного титанового сплава VT20 при 900-1000 °С без образования трещин процесс довольно долгий, трудоемкий и дорогой. Поэтому повышение пластичности сплава VT20 представляет особый интерес: расширяет технологические возможности способов обработки давлением [5]. Это возможно практически за счёт оптимизации структуры. Вследствие этого происходит дальнейшее повышение эксплуатационных свойств и улучшение механические свойств применяемых деталей из сплава VT20. В связи с этим существует необходимость уточнения некоторых закономерностей формирования фазового состава и структуры титановых заготовок под воздействием водорода [7].

Отработка оптимальной технологии - процесс достаточно трудоемкий и дорогой, так как конечная структура заготовок зависит от многих технологических факторов. Одним из возможных способов достижения этого является ТВО (термоводородная обработка). Таким образом, разработка методик, позволяющих прогнозировать структуру, а значит и свойства конечного изделия, безусловно является актуальной научной задачей [8], [9].

В настоящее время в работе Скворцовой С.В., Панина П.В., Ночовной Н.А «Влияние водорода на фазовые и структурные превращения в титановом сплаве VT6» представлены результаты исследования процесса деформации и механических свойств титанового сплава VT6

с содержанием водорода 0,005 -1,07 масс. % в интервале температур от 400 °С до 750 °С. Легирование водородом, как β -стабилизатором, приводит к уменьшению сопротивления деформации и повышению пластичности. Увеличение содержания водорода сопровождалось упрочнением и охрупчиванием сплава [2], [3].

Исследования о влиянии водорода на фазовые и структурные превращения при термоводородной обработки сплава ВТ20 в сравнении с ВТ6 проводятся в опытно-промышленных условиях АО «КТРВ», ФГУП «ВИАМ» и МАИ, целью которых является разработка промышленной технологии изготовления титановых полушфер из листовых полуфабрикатов из сплава ВТ20.

За время проведения исследований выполнен следующий объём работ по проведению научных исследований:

- Проработана научная литература и подготовлен литературный обзор по данной теме, где рассмотрена возможность создания титанового сплава ВТ20 с заданными технологическими свойствами на определенных переходах;
- Разработана методика эксперимента и выполнены соответствующие расчёты по ней;
- Подготовлены образцы из листовых полуфабрикатов титанового сплава ВТ20;
- Готовится проведение экспериментов в промышленных условиях.

ЛИТРАТУРА

1. Цвиккер У., Титан и его сплавы. М.: Металлургия, 1979. 512с.
2. Сковцова С.В., Панин П.В., Ночовная Н.А., Грушин И.А., Митропольская Н.Г. Влияние водорода на фазовые и структурные превращения в титановом сплаве ВТ6, ВИАМ, 2010/205670
3. Ильин А.А., Колачев Б.А., Носов В.К., Мамонов А.М., Водородная технология титановых сплавов, под общей редакцией чл.-кор. РАН Ильина А.А., М: МИСИС, 2002, 392 с.
4. Титан. Справочник химика. – URL: <http://www.chem100.ru> (дата обращения: 16.07.2015).
5. Борисова Е.А., Колачев Б.А., Ливанов В.А., Буханова А.А., Механические свойства титана и его сплавов. М.: Металлургия, 1974, 544.
6. Глазунов С. Г., Моисеев В. Н. Конструкционные титановые сплавы, М.: Металлургия, 1972. 369 с.
7. Солонина О. П., Глазунов С. Г. Жаропрочные титановые сплавы. М.: Металлургия, 1976. 447 с.
8. Александров В. К., Аношкин И. Ф., Бочвар Г. А. и др., Полуфабрикаты из титановых сплавов: серия «Титановые сплавы» М.: Металлургия, 1970. 512 с.
9. Носова Г. И. Фазовые превращения в сплавах титана. М.: Металлургия, 1968. 180 с.
10. Колачев Б. А. Физическое металловедение титана. М.: Металлургия, 1974. 184 с.
11. Вульф Б. К. Термическая обработка титановых сплавов. М.: Металлургия, 1969. 375 с.
12. Чечулин Б. Б. Ушков С. С., Разуваева И. Н., Гольдфайн В. Н., Титановые сплавы в машиностроении, Машиностроение, 1977. 248 с.

СНИЖЕНИЕ ТРУДОЁМКОСТИ РАСЧЁТА УП ДЛЯ ВПО СЧПУ ЗА СЧЕТ ВНЕДРЕНИЯ БИБЛИОТЕКИ РЕЖИМОВ РЕЗАНИЯ В SIEMENS NX 10

Будников С.В.

ПАО «Компания «Сухой» «КнААЗ им. Ю.А. Гагарина»,
г. Комсомольск-на-Амуре

Программный модуль для САПР NX взаимодействует с библиотеками режимов резания, материала, инструмента, методов обработки. Модуль выполнен в удобном виде, простой и понятный интерфейс. Используются стандартные файлы и функции для работы с библиотеками. Модуль позволяет задать необходимые параметры обработки, после чего режимы резания для операций задаются нажатием одной кнопки. Система анализирует конфигурацию и рассчитывает рекомендуемые режимы резания.

В результате технолог получает следующие параметры для УП: скорость резания, частота вращения шпинделя, шаг, глубина резания и другие параметры обработки. Есть возможность отредактировать заданные режимы так, как необходимо. Помимо удобного интерфейса, представлена исходная и расчётная информация об элементах системы СПИД и режимах резания, для оценки правильности расчёта УП.

Используя библиотеку и модуль в САПР NX, можно однозначно задавать режимы резания, доступные в приложении, при создании управляющих программ для того или иного изделия, средства технологического оснащения (СТО), деталей и т.д. Наравне с этим, ввод библиотеки сокращает риск неправильных значений и избавляет от брака, поломки фрезы, выхода из строя станка или его составных частей. Данные библиотеки используются для формирования технологической карты обработки.

САПР NX предоставляет документацию для разработчика, примеры содержимого встроенных библиотек режущего инструмента, приспособлений, станков и библиотеки данных обработки.

Каждая библиотека имеет собственную структуру, которую можно дополнить под производственные нужды.

Библиотека режущего инструмента содержит в себе огромное количество записей, которые описывают параметры каждого режущего инструмента, а также оправок, удлинителей и переходников.

Библиотека станков хранит в себе информацию о станках СЧПУ, постпроцессорах, кинематических моделях и параметрах симуляции обработки.

Библиотека приспособлений (устройств) позволяет создавать различные приспособления, такие как: головки, крепежные элементы, технологические подставки, вакуумные столы, тиски и прочие устройства.

Библиотека подач и скоростей группирует в себе несколько параметров (метод обработки, материал инструмента, материал детали) и позволяет на их основе создавать записи данных обработки. Каждая

запись несет информацию об обрабатываемом материале, режущем инструменте, методе обработки, содержит параметры режима резания: частота вращения шпинделя, рабочая подача и другие необходимые параметры для расчёта управляющих программ. Запись может принадлежать комбинации: материал детали + материал инструмента + метод обработки; а может быть назначена на определенный инструмент. На каждую возможную комбинацию необходимо рассчитать и внести рекомендуемые режимы резания.

Все данные вносятся через стандартные средства системы NX, что позволяет сократить участие сторонних специалистов и программистов.

Расчёт режимов резания сводится к следующей последовательности.

Система считывает параметры по порядку:

1. материал детали (заготовки) из родительской геометрии - может быть файл модели, атрибут файла, либо материал из библиотеки материалов выбранный автоматически или вручную;

2. материал инструмента из родительского инструмента – из библиотеки инструментов заданный автоматически или выбранный вручную;

3. метод резания из родительского метода – выбранный автоматически из библиотеки или заданный вручную;

4. глубина резания из операции – может быть задана вручную, в соответствии с рекомендациями или выбрано автоматически из библиотеки подач и скоростей.

После чего, на основе этих данных, из библиотеки выбираются подходящие записи, содержащие скорость резания и подачу, а также дополнительные процентные значения подачи на первый рез, врезание и отвод, холостые перемещения. Этот процесс происходит автоматически, используя стандартные диалоговые окна редактирования операций. Имеет интуитивно-понятный интерфейс, разделенный на подгруппы по назначению параметров.

РАЗРАБОТКА РЕЦЕПТУРЫ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТЕРМО-, МОРОЗОСТОЙКОЙ РЕЗИНЫ ПОНИЖЕННОЙ ГОРЮЧЕСТИ С ТЕМПЕРАТУРНЫМ ДИАПАЗОНОМ ЭКСПЛУАТАЦИИ ОТ МИНУС 60 ДО 500 °С И ДЕТАЛЕЙ ИЗ НЕЁ

Венедиктова М.А., Брык Я.А.

ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ, г. Москва

Объектом исследования в данной работе является термоморозостойкая резина пониженной горючести, которая может быть использована в качестве уплотнителя в узлах технических устройств в качестве уплотнителя, в том числе подвергающихся в процессе эксплуатации экстремальным термическим нагрузкам. В качестве полимерной матрицы резиновой смеси был выбран кремнийорганический лестничный высокомолекулярной блок-сополимер отечественного производства.

Целью работы является разработка рецептуры и технологии изготовления термо-морозостойкой резиновой смеси с температурным диапазоном эксплуатации от минус 60 до 350 °С длительно (до 500 °С кратковременно) и деталей из неё для работы в воздушной среде.

В работе проведены комплексные исследования по разработке рецептуры и технологии изготовления термо-морозостойкой резиновой смеси. Проведены исследования по влиянию типа наполнителей на свойства резины на основе высокомолекулярного кремнийорганического блок-сополимера. В качестве наполнителей были изучены аэросил, белая сажа, диоксид титана.

По результатам проведённых комплексных исследований подтверждена работоспособность резины на основе кремнийорганического лестничного высокомолекулярного блок-сополимера при повышенных температурах 350 °С длительно и при 500 °С кратковременно.

Проведен анализ различных типов уплотнительных деталей и выбраны возможные области применения резины ВР-38М.

Разработана технология уплотнительных изделий простой конфигурации из резины ВР-38М с учётом особенностей ее структуры и свойств. Подтверждена работоспособность деталей из резины ВР-38М при воздействии воздушной среды и нагрева до температуры 500 °С в течение 2 минут.

РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ СТЕНДА ДИАГНОСТИКИ РЕСУРСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛИТИЙ-ИОННЫХ АККУМУЛЯТОРОВ

^{1,2}Воронцова Е.О., ^{1,2}Лобанов Д.К.

¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика
М.Ф. Решетнева, г. Железногорск, Красноярский край

²Сибирский Государственный Университет науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнева

Научный руководитель — к.т.н., профессор Лукьяненко М.В.

Задача увеличения времени активного существования и повышения надёжности космических аппаратов является одной из основных при их проектировании. Условия эксплуатации космических аппаратов на околоземных орбитах в течение длительного времени накладывают жёсткие требования по надёжности всей бортовой аппаратуры, и аккумуляторных батарей в частности.

Без надёжной работы системы электропитания невозможно полноценное выполнение космическим аппаратом целевых задач. И обеспечение надёжной работы СЭП в течение всего САС является обязательной задачей при разработке и изготовлении КА. Одним из важнейших компонентов системы электропитания является аккумуляторная батарея (АБ).

Опыт работы с зарубежными разработчиками литий-ионных аккумуляторных батарей (Saft, Франция) показал, что в процессе автономных испытаний литий-ионной аккумуляторной батареи (ЛИАБ)

наряду с ресурсными испытаниями проводится динамическое стрессовое тестирование (ДСТ) литий-ионных аккумуляторов (ЛИА).

Сокращение сроков ресурсных испытаний ЛИА позволяет существенно ускорить и удешевить проектирование и отработку ЛИАБ и систем электропитания космических аппаратов. Сокращение сроков при ресурсных испытаниях с ДСТ достигается за счёт увеличения постоянных токов и мощности заряда/разряда вплоть до установленных производителем максимальных значений.

Ускоренные ресурсные испытания ЛИА согласно РК-98 проводятся один раз на образце, предназначенном для автономных испытаний, при этом в дальнейшем способность аккумуляторов сохранять свои характеристики в течение ресурса не контролируется. Внедрение ДСТ ЛИА позволяет оценивать качество и ресурсную стойкость ЛИА каждой партии и непрерывно контролировать ресурсную стойкость ЛИА для каждого КА (программы). Данное преимущество особенно актуально в связи с тем, что КА разработки АО «ИСС» существенно отличаются в части условий функционирования и фактически являются уникальными изделиями. Поэтому подтверждение ресурсных характеристик ЛИА необходимо проводить для каждого КА.

Проведение с положительными результатами ДСТ литий-ионных аккумуляторов является общепризнанным в мировой практике критерием качества литий-ионных аккумуляторов.

Для проведения ДСТ литий-ионных аккумуляторов необходимо специализированное оборудование, позволяющее задавать требуемые режимы циклирования аккумуляторов. Основные требования, предъявляемые к оборудованию для проведения ДСТ следующие.

- Возможность проведения испытаний одновременно нескольких (до 12) аккумуляторов.

- Возможность программно задавать режимы циклирования.

- Обеспечение оперативного контроля и фиксации характеристик аккумуляторов в процессе и после испытаний.

- Обеспечение теплового режима аккумуляторов.

- Необходимость обеспечения значений токов заряда и разряда ЛИА, существенно превышающих возможности уже разработанной аппаратуры.

Разработанный стенд для диагностики ресурсных характеристик ЛИА обладает следующими характеристиками и особенностями:

1. Диапазон изменения напряжения аккумулятора: от минус 5 до плюс 5 В (дискретность 0,05 В). Стенд обеспечивает возможность разряда аккумулятора до отрицательного напряжения, т.е. режим переполсовки.

2. Диапазон изменения тока заряда аккумулятора: от 1 до 80 А (дискретность 0,1 А).

3. Диапазон изменения тока разряда аккумулятора: от 1 до 160 А (дискретность 1 А).

4. Диапазон изменения временных интервалов от 1 с до нескольких часов с шагом не более 1 с, погрешность воспроизведения интервала не более $\pm 0,1$ с.

5. Диапазон изменения температуры аккумулятора от минус 10 до плюс 60 °С.

6. Погрешность регистрации токов заряда и разряда:

- От 0 до 5 А - ± 30 мА,

- От 5 до 50 А - ± 50 мА,
 - От 50 до 160 А - ± 200 мА.
7. Погрешность регистрации напряжения аккумулятора не более ± 5 мВ.
8. Погрешность регистрации временного интервала не более $\pm 0,1$ с.
9. Погрешность регистрации температуры аккумулятора не более ± 2 °С.
10. Количество одновременно испытываемых аккумуляторов: от одного до двенадцати.
11. Все аккумуляторы гальванически развязаны друг от друга.
12. Стенд допускает параллельную работу двух модулей, при этом объединенные модули обеспечивают ток заряда до 160 А, ток разряда до 320 А
13. Стенд оснащен компьютеризированной системой автоматизации испытаний. Задачи системы:
- Управление испытаниями в соответствии с заданной циклограммой;
 - Измерение режимов и параметров аккумуляторов;
 - Управление термокамерой;
 - Регистрация результатов измерений.
14. При разработке стенда были предусмотрены средства по исключению вывода из строя аккумулятора из-за отказов стенда:
- В стенде предусмотрены два резервных модуля на случай выхода из строя в процессе испытаний одного из двенадцати модулей.
 - В схеме контроля токов заряда/разряда предусмотрены два датчика тока: основной и вспомогательный. Основной датчик тока с требуемой точностью формирует сигнал пропорциональный току аккумулятора. В каждый момент времени ПО оценивает достоверность измерений тока с помощью вспомогательного датчика тока. В случае недостоверных показаний тока ПО формирует аварийный сигнал и останавливает испытания.
 - Предусмотрена программная и аппаратная защиты аккумулятора по напряжению с отдельными датчиками напряжения. Аппаратная защита имеет приоритет над программной. Защита позволяет программно устанавливать верхний и нижний пороги срабатывания с дискретностью 0,1 В.
 - Предусмотрена защита аккумулятора от воздействия повышенного тока потребления. Защита позволяет программно устанавливать порог срабатывания с дискретностью 0,1 А.
 - Предусмотрена защита аккумулятора по температуре. Защита позволяет программно устанавливать порог срабатывания по температуре в диапазоне от минус 5 до плюс 55 °С.
 - Предусмотрена защита от потери связи с ПК, а также восстановление установочных данных цикла при перезагрузке ПК.
- На базе разработанного стенда ДСТ возможно проведение ресурсных испытаний литий-ионных аккумуляторов любого назначения, как наземного, так и космического применения (для любых космических аппаратов – малого, среднего, тяжелого класса).
- Разработанный стенд ДСТ литий-ионных аккумуляторов позволяет проводить ресурсные испытания литий-ионных аккумуляторов в кратчайшие сроки (не более 3 месяцев), таким образом, подтверждая

ресурсные характеристики всей партии аккумуляторов. Стенд ДСТ превосходит отечественные и зарубежные аналоги, позволяет повысить качество и надёжность выпускаемой продукции.

**РАЗРАБОТКА И СОЗДАНИЕ НОВОГО УНИВЕРСАЛЬНОГО
МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО МАТЕРИАЛА, ОБЛАДАЮЩЕГО
ПОГЛОЩАЮЩИМИ И ЭКРАНИРУЮЩИМИ СВОЙСТВАМИ
В ШИРОКОМ СПЕКТРЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ
И ВНЕДРЕНИЕ ЕГО В СЕРИЙНОЕ ПРОИЗВОДСТВО
ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

Гюльмагомедов Н.Х., Евсеев Д.А., Гурьянов С.М.

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов

Научный руководитель — к.т.н. Шило В.К.

Снижение радиолокационной заметности летательных аппаратов и образцов наземной техники двойного назначения достигается за счёт применения специальных сглаживающих форм и радиопоглощающих материалов (РПМ), которыми закрывают участки образцов техники, обладающие наиболее сильным вторичным излучением, связанным с геометро-оптическим отражением и с рассеянием на изломах поверхности. Эти меры не только заметно снижают энергетический уровень отраженного сигнала, но и приводят к существенным изменениям других, в частности, поляризационных характеристик цели и тем самым затрудняют эффективное решение не только задач обнаружения, но и распознавания.

Противорадиолокационные радиопоглощающие покрытия, обеспечивая по возможности небольшой коэффициент отражения, должны работать в широких диапазонах частот и температур, обладать высокими механическими свойствами, незначительным весом и габаритами. Одновременное удовлетворение указанным требованиям – сложная техническая задача.

Для наземных подвижных объектов требования к снижению их ЭПР обычно менее жестки по сравнению с летательными аппаратами, поскольку в данном случае необходима маскировка объекта под фон окружающей местности. Для решения задачи маскировки наземных подвижных объектов наиболее целесообразно применение радиопоглощающих материалов, обладающих следующими качествами:

- высокие прочностные характеристики;
- способностью работать в широком интервале механических и температурных воздействий;
- стойкость к агрессивным средам;
- надёжность и долговечность;
- малый удельный вес;
- низкая стоимость.

Использование радиопоглощающих материалов позволяет снизить уровень ЭПР подвижного объекта. Однако, учитывая уровень развития современных систем обнаружения, работающих в едином комплексе, необходимо использование средств, позволяющие скрывать собственное излучение наземных подвижных объектов. Одним из эффективных способов борьбы с излучением в окружающую среду является

экранирование. Максимально эффективно задачу экранирования решает создание металлических отсеков, в которые помещаются излучающие элементы. Однако, конструктивно данное решение является неприемлемым, так как ведет к увеличению веса и возникновению ряда других проблем.

Для решения задач снижения радиолокационной заметности и экранирования было предложено создание уникального комплекта, решающего задачи экранирования собственного излучения и поглощения падающей электромагнитной волны. Особенность решения заключается в использовании радиопоглощающего материала совместно экранирующим материалом в едином комплекте. Особое размещение и компоновка материалов позволяют достичь высоких значений уровней поглощения электромагнитной волны и экранирования собственного излучения.

В ходе проведения экспериментальных исследований данного комплекта, было выявлено, что суммарное ослабление сигнала при прохождении через комплект не хуже минус 100 дБ, а коэффициент отражения не хуже минус 15 дБ в полосе частот 8-12 ГГц.

Немаловажно отметить, что частотный диапазон комплекта маскировки имеет более широкую рабочую полосу частот чем 8-12 ГГц. Данный факт обусловлен тем, что на более высоких частотах возрастает затухание падающей электромагнитной волны в радиопоглощающем материале, а на низких частотах – за счёт потерь в экранирующем материале.

ЛИТЕРАТУРА

1. М.П. Атражев, В.А. Ильин, Н.П. Марьин. Борьба с радиоэлектронными средствами. Военное издательство Министерства Обороны СССР, Москва, 1972. 271 стр.

2. С.А. Вакин, Л.Н. Шустов. Основы радиопротиводействия и радиотехнической разведки. Издательство «Советское Радио», Москва, 1968. 448 стр.

3. Айзенберг Г.З. Антенны ультракоротких волн. Москва, Связьиздат, 1957. 698 стр.

4. Федоров Н.Н. Основы электродинамики. Москва, Высшая школа, 1980. 399 стр.

5. Патент «Слоистый защитный материал». 2 474 628 RU. Заявка: 2010132768/12 от 04.08.2010. Опубликовано: 10.02.2013, Бюл. № 4. 8стр.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ В ОПРЕДЕЛЕНИИ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОВОЛОКИ

БРНХК-2,5-0,6-0,7

Еськова Е.А., Герус Д.С., Ремшев Е.Ю.

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

В работе исследовалась возможность использования проволоки из бронзового сплава БрНХК-2,5-0,6-0,7 для изготовления упругих элементов, винтовых пружин. Для выбора оптимального режима

термомеханической обработки упругих элементов и винтовой пружины исследовали изменение механических характеристик образцов по результатам испытаний на растяжение с регистрацией параметров акустической эмиссии. Представлены результаты исследования механических характеристик бронзового сплава БрНХК с применением метода акустической эмиссии. Исследовали зависимости между параметрами акустической эмиссии и механическими характеристиками проволоки БрНХК-2,5-0,6-0,7 после различных режимов термической обработки. Для установления закономерностей между параметрами акустической эмиссии и механическими характеристиками построены совмещенные диаграммы по результатам растяжения образцов и параметров акустической эмиссии. Применяя метод акустической эмиссии можно при растяжении образца оперативно определять размер зерна испытанного материала, что в свою очередь позволит прогнозировать эксплуатационные свойства готового изделия (релаксационная стойкость, ползучесть) на стадии проектирования упругих элементов и пружин, и позволит технологу выбрать оптимальный режим термической обработки без длительных исследований микроструктуры. Полученные закономерности можно использовать при входном контроле пружинных материалов для подтверждения сертификационных требований, а также для прогнозирования свойств при изготовлении и эксплуатации.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ЗАМЕНЫ ЗАПОЛНИТЕЛЯ В ТРЁХСЛОЙНОЙ КОНСТРУКЦИИ СТВОРОК ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ

Иордан Ю.В.

Омский государственный технический университет, г. Омск
Научный руководитель — д.т.н., профессор Трушляков В.И.

Рассматриваются возможные схемные решения задачи мелкодисперсного разрушения створок головного обтекателя на атмосферном участке траектории спуска за счёт подвода дополнительного тепла для минимизации районов их падения, значительных по площади поверхности Земли. Задача разрушения конструкции головного обтекателя сводится к воспламенению углеродных волокон, составляющих основу несущих слоев конструкции, которые при горении выделяют теплоту, достаточную для сжигания оставшейся части конструкции головного обтекателя. Нагрев несущих слоев осуществляется с помощью сжигания самогорящего энергетического материала, установленного в конструкции головного обтекателя. Предлагается несколько схем подачи теплоты в зависимости от применяемого энергетического материала, а именно: а) размещение в алюминиевом сотовом наполнителе пиротехнических составов; б) замена алюминиевого сотового наполнителя на самогорящий твердотопливный энергетический материал, который обеспечивает необходимую прочность и теплотворную способность. На примере типового головного обтекателя, имеющего конструкцию из полимерного композиционного материала (углепластика) с алюминиевым сотовым наполнителем предложена другая

структура конструкции, где вместо алюминиевого сотового наполнителя используется наполнитель на основе смеси полимерных плёнок типа АБС-структуры и энергетического материала. Предложенная конструкция из полимерного композиционного материала позволяет обеспечить необходимые эксплуатационные характеристики головного обтекателя (прочность, теплозащиту и т.д.) на этапе подготовки ракеты-носителя к пуску, выведении ракеты-носителя на активном участке траектории и возможность сжигания после выполнения миссии с минимальными энергетическими затратами.

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕФОРМИРУЕМЫХ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ В АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Калугина М.С.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург
Научный руководитель — к.т.н., доцент Ремшев Е.Ю.

В статье рассмотрена возможность применения аэротермоакустической обработки для повышения механических свойств титановых сплавов. Проанализированы структурные и фазовые изменения в сплаве ВТ23 после термической и аэротермоакустической обработки и их взаимосвязь с релаксационной стойкостью.

АТАО как упрочняющая обработка представляют собой организованную определенным образом термообработку в мощном акустическом поле звукового диапазона частот, при одно-временном воздействии потока газа в диапазоне скоростей от десятка до сотен метров в секунду. При этом охлаждение металла может проводиться до отрицательных температур в расширяющемся потоке газа, т.е. дополнительно реализуется криогенная обработка.

Исследование проводилось на титановых сплавах ВТ16 и ВТ23.

Сплав ВТ16 подвергался термической обработке по стандартному режиму (СТО), а также дополнительно, на части образцов, АТАО после закалки по стандартному режиму: нагрев 810-830°C, охлаждение в воде, затем АТАО и последующему старению при 560°C, 3 час.

АТАО, проведенная после закалки сплава ВТ16, перед старением позволяет повысить предел текучести и пластичность сплава ВТ16 при сохранении σ_B . При этом продолжительность старения сокращается с 8 до 3 часов.

Релаксационная стойкость сплава ВТ23 растет с увеличением степени дисперсности α и β фаз. В связи с этим исследовалась возможность получения необходимых значений релаксационной стойкости при проведении термической обработки по режиму: закалка с температуры 850°, выдержка 1 ч., охлаждение в воде; старение при температурах 350 и 450°C. 10 ч., охлаждение на воздухе. Анализ микроструктуры сплава ВТ23 в закаленном состоянии и после указанных режимов термической обработки показал, что старение при температурах 350 и 450°C не приводит к распаду мартенситных фаз, который обеспечивает требуемые значения релаксационной стойкости. В связи

с этим целесообразно, было изучить возможность повышения релаксационной стойкости тарельчатых пружин (ТП) из сплава ВТ23, с низкой релаксационной стойкостью после СТО, путём дополнительной АТАО для формирования структуры сплава ВТ23 такой морфологии и дисперсности, которые гарантировали бы получение требуемых значений релаксационной стойкости сплава ВТ23.

Воздействие, оказываемое на предварительно нагретый сплав в процессе АТАО, вызывает микропластическую деформацию [9], что будет существенно ускорять диффузионные процессы, протекающие при охлаждении и способствующие образованию дисперсных $\alpha+\beta$ вторичных фаз. Рост сопротивления малым пластическим деформациям и, следовательно, высокая релаксационная стойкость, связаны с блокирующим действием частиц (областей) $\alpha+\beta$ фаз титанового сплава; при этом степень блокировки дислокаций возрастает по мере возрастания дисперсности зеренной и внутривитрической структуры и создания благоприятного распределения напряжений в материале.

Тарельчатые пружины из сплава ВТ23, имеющие низкую релаксационную стойкость после СТО, подвергались дополнительной АТАО (нагрев до температуры, не превышающей температуру старения и соответствующей значениям (0,5-0,8) tcm, выдержка в течение 10 мин. и последующее охлаждение в резонаторе газоструйного генератора звука), реализованной по двум режимам, отличающимся температурой предварительного нагрева, затем определялась релаксационная стойкость и исследовалась микроструктура.

Низкая релаксационная стойкость после СТО ($R=2,3-2,5\%$) ТП3 и ТП 4 из сплава ВТ23, после АТАО возрастает ($R= 1,5-1,9\%$). Фазовый состав сплавов после СТО и СТО +АТАО1, СТО+АТАО2 различен; по сравнению со СТО. После АТАО образуется большее количество фаз, дисперсных и равномерно распределенных в матрице, что обеспечивает повышение прочности и релаксационной стойкости сплава. При использовании режима АТАО-2 количество фаз с решеткой, отличающейся от ГП увеличивается, что приводит к росту релаксационной стойкости сплава.

Ускорение диффузионных процессов, имеющее место при проведении АТАО, позволяет устранять неравномерность распределения легирующих элементов и остаточных напряжений, а также уменьшать величину последних; при этом возрастает степень дисперсности структурных составляющих сплавов, устраняется неоднородность структуры, изменяется фазовый состав сплава и, как следствие, значительно возрастают механические свойства, и уменьшается их разброс.

Произошедшие в результате воздействия АТАО структурные и фазовые превращения определяют и повышенную релаксационную стойкость ТП. Выполненные исследования позволяют рекомендовать АТАО для различных титановых сплавов на заключительной стадии упрочняющей обработки для повышения прочности для сплавов типа ВТ 14, ВТ16 и релаксационной стойкости сплава ВТ23.

АТАО после закалки сплава ВТ16, перед проведением старения, за счёт измельчения структурных составляющих и ускорения диффузионных процессов позволяет сократить продолжительность

старения на 5 часов, обеспечивая при этом сохранение σ_B , повышение $\sigma_{0,2}$ и $\delta\%$.

ПРИМЕНЕНИЕ ИЗНОСОСТОЙКИХ ЕСТЕСТВЕННЫХ КОМПОЗИТОВ В ТЕХНОЛОГИИ РЕМОНТА И МОДИФИЦИРОВАНИЯ ЛОПАТОК РОТОРА ГТД

Климов В.Г.

АО «Объединённая двигателестроительная корпорация»,
г. Москва,

Самарский государственный технический университет, г. Самара
Научный руководитель — д.т.н., профессор Никитин В.И.

Стоимость производства и эксплуатации газотурбинных двигателей, применяемых в авиации, нефтегазовой или энергетической индустрии составляет значительную долю затрат, снижающих чистую маржинальную прибыль предприятий-эксплуатантов. Понижение данных затрат является естественным стремлением любого холдинга. На этом фоне возможность осуществления поддержания ресурса газотурбинного двигателя с наименьшими затратами для себя остается основным критерием конкурентоспособности производителя на рынке.

Необходимо учитывать, что затраты на содержание газотурбинных двигателей на протяжении их ресурса часто превышают изначальную стоимость данного изделия. Именно наличие эффективных ремонтных технологий локализует риски убытков при очередных заказах.

Отличительной особенностью отечественного авиационного газотурбостроения является низкий назначенный и межремонтный ресурс двигателей, эксплуатируемых по 1-вой стратегии. Причинами заниженных ресурсов часто служат несовершенства конструкций, которые находятся на стадии доводки. Как следствие наличие крайне дорогих при производстве деталей и узлов с относительно небольшим сроком эксплуатации, требующих постоянной замены или восстановления. Одними из таких деталей являются лопатки ротора и статора турбины. Вывести их из строя могут множество факторов, начиная от изменения структуры по причине неравномерных температурных полей, кончая потерей геометрии вследствие прогаров или механических повреждений. Последнее и является наиболее частым факторов, встречающимся при дефектации на ремонтном производстве.

С точки зрения ремонтных технологий восстановление лопаток турбины является наиболее рентабельным среди всех прочих деталей двигателя. Стоимость производства ДСЕ горячего тракта (турбины) превосходит стоимость холодного (компрессора) в среднем на 400-700%. Однако сложность ремонта остается основным препятствием на пути сокращения затрат.

В данной работе предлагается использование жаропрочных никелевых порошков марок типа ВПр в качестве износостойких наплавочных материалов, наносимых при помощи лазерного воздействия. Выявлена особенность формирования структуры описываемых материалов, проявляемая в виде образования при высоких скоростях охлаждения естественных композитов с дисперсионным эвтектическим упрочнением

по границе дендритного каркаса. Данная структура имеет ненаправленное расположение упрочняющих фаз повышающая износостойкие характеристики полученного материала.

Описан оригинальный метод восстановительной наплавки, позволяющий производить ремонт и модифицирование лопаток ротора газотурбинных двигателей, с повышением износостойких характеристик контактных поверхностей детали. На основе проведенных сравнительных исследований, включающих в себя анализ на растровом сканирующем электронном микроскопе, измерение микротвёрдости и коэффициента линейного расширения материалов, испытания абразивной стойкости наплавки и их усталостной прочности доказана возможность применения материалов марок типа ВПр в качестве альтернативы классическим износостойким композитам с механической примесью различных карбидов. Показано, что в условиях импульсного лазерного воздействия при высоких скоростях охлаждения растёт средняя твёрдость и общая стойкость к абразивному износу некоторых сплавов ВПр за счёт формирования мелкодисперсной стабильной эвтектической структуры близкой к исходному порошковому материалу. Выявлены положительные эксплуатационные характеристики сплавов марок ВПр 11-40Н и ВПр 27, позволяющие применять их при восстановлении лопаток ротора ГТД.

ПНЕВОТЕРМИЧЕСКАЯ ФОРМОВКА ДЕТАЛЕЙ И МНОГОСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА VT20

Колесников А.В., Михайлов И.В.

АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева, КБ «Салют», г. Москва

В современной авиакосмической технике всё большее применение находят конструкции из труднодеформируемых титановых сплавов. Однако большая трудоемкость, связанная с изготовлением деталей из титановых сплавов, затрудняют их широкое применение. Значительно снизить трудоемкость при изготовлении титановых деталей можно с помощью применения процесса пневмотермической формовки (ПТФ), а также совмещенного процесса пневмотермической формовки и диффузионной сварки (ПТФ/ДС) в режиме сверхпластичности. Сверхпластичность проявляется у сплавов с мелкозернистой структурой при определенных деформационно-скоростных условиях и поддержании постоянной температуры в процессе формообразования. Для титанового сплава VT20 условие сверхпластичности возможно при температурах 900-950°C. Следующим условием сверхпластичности является сохранение постоянной скорости деформации в процессе формообразования. Скорость деформации, обеспечивающая режим сверхпластичности определяется для каждого сплава с помощью испытаний на одноосное либо двухосное растяжение. Сохранение постоянной скорости деформации в процессе формообразования обеспечивается непрерывным изменением давления формовки по времени. Расчёт графика изменения давления формовки по времени имеет значительную трудоемкость,

что затрудняет определение управляющей программы и внедрение технологии в производство. Для решения этой задачи и визуализации процесса формообразования, было применено моделирование в программный комплекс «MSC Marc».

В настоящей статье рассматривается моделирование изготовления деталей и трёхслойных клиновидных панелей из титановых сплавов при пневмотермической формовке в режиме сверхпластичности в программе инженерного анализа, по результатам которого становится возможным изготовление экспериментальных образцов.

На примере формовки ячеистой панели из титанового сплава BT20 ОСТ1 90218-76, показана возможность изготовления деталей методом ПТФ. В результате моделирования было получено распределение относительных деформаций, из анализа которых следует, что максимальные относительные деформации заготовки составляют 90,7%. Так как, для сплава BT20 допустимая относительная деформация в режиме сверхпластичности составляет более 400%, то рассчитанные значения являются допустимыми, поэтому разрушение деталей в процессе формовки не произойдет. Также в результате моделирования была получена управляющая программа по изменению давления по времени для изготовления детали. По рассчитанной в результате моделирования управляющей программе на прессе сверхпластического формования в оснастке при температуре 900°C была изготовлена ячеистая панель.

В случае необходимости технология ПТФ позволяет выполнять групповую формовку нескольких деталей, чтобы получить многослойные ячеистые конструкции.

Также широкие возможности по изготовлению многослойных панелей из титановых сплавов предоставляет совмещенная технология пневмотермической формовки и диффузионной сварки. В зависимости от требований к многослойной конструкции можно изготавливать панели с изменяющимся сечением. Определение параметров заполнителя таких конструкций, обеспечение условий минимальной разнотолщинности и расчёт условий формообразования представляет наибольшие трудности. В качестве примера рассмотрены многослойные клиновидные панели с поперечным и продольным гофровым набором. Толщина внешних листов панелей составляет 2 мм. Толщина заполнителя – 1мм.

С целью анализа процесса деформирования и определения параметров изготовления проведено моделирование формообразования клиновидной панели с продольным и поперечным гофровым набором из титанового сплава BT20. Из анализа распределения относительных деформаций следует, что максимальные относительные деформации в конструкции составляют 126,6%, которые являются допустимыми, поэтому разрушения конструкции в процессе формовки не произойдет. По рассчитанному графику изменения давления по времени методом ПТФ/ДС была осуществлена формовка клиновидных трёхслойных панелей габаритными размерами 22,5x212x188 мм из титанового сплава BT20 на прессе сверхпластического формования и диффузионной сварки при температуре 950°C. Панели были изготовлены без дефектов. В случае возникновения дефектов необходимо рассчитать оптимальные параметры заполнителя, либо использовать способы поддержки обшивки в процессе формообразования.

На сегодняшний момент с помощью ПТФ и ПТФ/ДС уже изготавливают такие элементы конструкций летательных аппаратов, как корпуса, законцовки, лопатки компрессора, крышки люков, силовых панелей и др. После процесса формообразования деталей в режиме сверхпластичности отсутствует гофрообразование и не проявляется эффект пружинения, что исключает доводочные работы. При этом ожидаемое снижение трудоемкости по технологии ПТФ может достигать более 30%.

Таким образом, с помощью технологии ПТФ и ПТФ/ДС и моделирования процесса изготовления для получения параметров формовки можно значительно расширить возможности производства при изготовлении сложных деталей и конструкций из труднодеформируемых титановых сплавов.

ИССЛЕДОВАНИЕ И МОДЕЛИРОВАНИЕ СВОЙСТВ ЛИСТОВЫХ АВИАЦИОННЫХ МЕТАЛЛОВ ПРИ МНОГОПЕРЕХОДНОМ ДЕФОРМИРОВАНИИ

Кудрявцев С.А.

ПАО «ВАСО», г. Воронеж

Исследование предельных свойств листовых авиационных материалов – это актуальная тема в наше время. При современных темпах развития авиационной техники усложняется и становится всё более дорогим технологический процесс её изготовления. Появление новых материалов требует изменения технологических процессов обработки. Чтобы минимизировать затраты на производство и качественно повысить его уровень необходимо точно знать, как обработка влияет на материал. Так как авиационная техника всё время развивается, требует всё больших затрат, необходимо постоянно улучшать технологию, оптимизировать технологический процесс. Как раз исследования и помогают наиболее оптимально проектировать технологический процесс. Все исследования проводятся на основе ранее проведённых работ по данной теме. В авиационной промышленности исследования конструкционных материалов занимают лидирующее место. Борьба «за каждый грамм» ведётся уже на стадии зарождения любого авиационного продукта. Ведь вес изделия напрямую влияет на самые главные технические характеристики летательного аппарата (ЛА): скорость, дальность полёта, высота полёта, манёвренность, максимальная полезная нагрузка, расход топлива и т. д. Но в то же время прочностные характеристики, предъявляемые к авиационным конструкциям, являясь поистине самыми высокими среди всего машиностроения, также напрямую зависят от веса ЛА. Вот почему, конструкторам, инженерам и специалистам авиационной промышленности необходимо чётко знать и понимать, как работают материалы тех или иных свойств под огромными нагрузками, включающими в себя сильнейшее сопротивление, перепады температур, вибрации, коррозию и т. п. Чтобы максимально оптимизировать конструкцию необходимо знать и изучать именно предельные свойства материала. Зная предельные свойства материала, мы можем оптимально спроектировать технологический процесс.

В работе будет проведена подготовка эксперимента по исследованию свойств листовых авиационных материалов. Также будет рассмотрен путь внедрения экспериментальных данных и зависимостей в реальное производство – сокращения количества переходов при штамповке с помощью коэффициентов, показывающих влияние того или иного параметра материала на величину предельной деформации. По результатам внедрения будет рассчитан экономический эффект и определен срок окупаемости вложений.

ПРИМЕНЕНИЕ ИЕТМ-ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТАВА

Кульбик В.В

Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург
Научный руководитель — к.т.н., доцент Епифанцев К.В.

Военно-промышленный комплекс РФ состоит из сотни оборонных и исследовательских предприятий, заводов и конструкторских бюро, учебных заведений, которые разрабатывают, производят, хранят, ставят на вооружение специальную военную технику, боеприпасы и снаряжение, осуществляют подготовку операторов данной техники и специалистов, которые её обслуживают.

С распадом Советского Союза с последующей сменой экономической, идеологической модели наша оборонная промышленность переживает серьезный кризис. Наиболее уязвимыми местами ВПК РФ, наряду с коррупцией, устареванием техники и зданий, дефицитом профессиональных кадров, является серьезное отставание в области разработки и внедрения новых и перспективных технологий, недостаточный уровень квалификации и ключевых компетенций отечественных специалистов, от которых требуется эффективное поддержание функционирования системы эксплуатации и ремонта вооружения, военной и специальной техники.

ГУАП ведет подготовку инженерно-технического состава, который в дальнейшем будет заниматься эксплуатацией и ремонтом летательных аппаратов. Для этого необходимо знать авиационное оборудование (АО) воздушного судна (ВС), его расположение, конструкцию, характерные отказы, регламент технических работ и технологию их выполнения.

В настоящее время в странах НАТО для решения таких задач активно используют ИЕТМ-технологии [2,3]. ИЕТМ (Interactive Electronic Technical Manual) – интерактивное электронное техническое руководство (ИЭТР), выполняющее функции обучения обслуживающего инженерно-технического персонала.

ИЭТР представляет собой базу данных (БД), в которой хранится вся информация об изделии, электронная система отображения (ЭСО), предназначенная для визуализации данных и обеспечения интерактивного взаимодействия с пользователем. Информация в ИЭТР может быть представлена в виде текста, графических изображений, 3D-моделей, анимации, аудио- и видеороликов. Использование аудио- и видеоданных позволяет наглядно показать выполнение той или иной операции,

связанной с обслуживанием или ремонтом изделия. При помощи анимации можно показать работу систем и механизмов изделия, которую невозможно показать при помощи видео. С их помощью выполняется широкий спектр операций: обучение, проверка полученных теоретических знаний, диагностика, поиск отказавших компонентов и т. д.

ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКОЕ УПРОЧНЕНИЕ РАБОЧЕГО ЛОПАСТНОГО КОЛЕСА

Курганов А.В.

АО «НПО Энергомаш», г. Химки, Московская область

Одной из главных причин выхода из строя насосов является износ рабочей части лопастного колеса, который происходит в основном из-за кавитации и выкрашивания. Анализ причин выхода из строя рабочего лопастного колеса показал, что решение данной проблемы лежит в использовании порошковой быстрорежущей стали ASP 2030, с последующим поверхностным упрочнением методом ионно-плазменного азотирования.

В настоящее время варьирование химического состава порошковых сталей в целях получения заданных механических свойств достаточно широко, поэтому для изготовления рабочей части лопастного колеса было предложено использовать быстрорежущую порошковую сталь ASP 2030 фирмы «Erateel».

Ионно-плазменное структурно-фазовое модифицирование по сравнению с традиционной ХТО имеет большие потенциальные возможности для управления диффузионным насыщением, так как эта обработка – многофакторный процесс. Структура, фазовый состав и характеристики формирующегося в условиях тлеющего разряда диффузионного слоя определяются целым рядом технологических факторов. Управляя ими, можно регулировать не только структуру диффузионного слоя, но и его толщину, которая также определяет комплекс необходимых свойств детали с учётом конкретных условий её эксплуатации.

Таким образом, упрочнение, обусловлено образованием гетерофазной диффузионной зоны на базе азотистого феррита с высокодисперсными частицами специального нитрида активного нитридообразующего элемента Cr. Упрочненный слой, характеризующийся такой структурой, обеспечивает высокие эксплуатационные свойства азотированного инструмента из этих сталей.

Для подтверждения теории были проведены исследования на образцах с последующими трибологическими испытаниями. На основании профиллограмм сделаны выводы и в рамках данного исследования эксперимент считается удачным.

**ИССЛЕДОВАНИЕ КИНЕТИКИ И МЕХАНИЗМА
ОКИСЛЕНИЯ КЕРАМИКИ В СИСТЕМЕ $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2
ПРИ 1650°C НА ВОЗДУХЕ**

Лифанов И.П., Астапов А.Н.

МАИ, г. Москва

Потребность в новых материалах является одной из ключевых проблем, возникающих при разработке систем тепловой защиты планеров и проточных трактов двигательных установок атмосферных скоростных летательных аппаратов и многоразовых аэрокосмических транспортных средств. Перспективными как для конструкционных применений, так и для нанесения функциональных защитных покрытий, являются ультравысокотемпературные керамики на основе сверхтугоплавких боридов переходных металлов систем $Zr(Hf)B_2$ -SiC, $Zr(Hf)B_2$ -SiC-MeSi₂, $Zr(Hf)B_2$ -MeSi₂ и др., где Me – Mo, Zr, Ta, W. В данной работе для исследований выбрана система $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 на основе относительно легкоплавкой фазы $ZrSi_2$ ($T_{пл} = 1620^\circ C$) в сравнении с $MoSi_2$ ($T_{пл} = 2020^\circ C$) и ZrB_2 ($T_{пл} = 3245^\circ C$). Интерес к данным материалам обусловлен возможностью их использования в шликерно-обжиговых технологиях модифицирования матриц углеродсодержащих композитов и получения защитных покрытий. Это связано со способностью к образованию при их термической обработке значительного количества жидкой фазы, необходимой для пропитки матриц композитов и спекания нанесенных порошковых слоев в компактные покрытия. С этих позиций материалы на основе $Zr(Hf)B_2$ являются непригодными для применения.

Целью работы явилось изучение кинетики и механизма окисления керамик в системе $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 при температуре 1650°C на примере трёх составов с различным соотношением фаз для определения защитной способности материалов и оценки перспектив их дальнейшего использования в качестве жаростойких композиций.

Образцы получали горячим прессованием композиционных порошков, изготовленных методом самораспространяющегося высокотемпературного синтеза по схеме магнийтермического восстановления. Структура компактов представлена в основном матричной фазой $ZrSi_2$, внутри которой равномерно распределены частицы ZrB_2 в виде вытянутых кристаллов правильной огранки и зерна $MoSi_2$. Содержание фаз для исследуемых составов в системе $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 , мас. %: 42-22-13; 48-13-33; 22-14-47. Кроме указанных фаз в образцах всех составов присутствуют циркон $ZrSiO_4$ в виде включений, расположенных на границах зерен матричной фазы, и оксидные включения, которые содержат элементы Mg-Si-O в соотношении близком к 1:1:2.

Окисление проводили на воздухе. Образцы загружали в печь при температуре в камере 20°C, затем нагревали до 1650°C со скоростью нагрева ~ 40°C/мин, изотермически выдерживали в течение заданного времени, охлаждали вместе с печью до 20°C, извлекали из печи и взвешивали. Первые два термоцикла выполняли при изотермической

выдержке 30 мин, остальные – по 60 мин. Суммарное время изотермической выдержки при 1650°C составляло 5 ч.

Кинетика окисления всех составов описывается степенным законом с показателем степени $n > 2$. Это свидетельствует об эволюционных процессах в формируемых оксидных пленках, обеспечивающих более высокое торможение диффузии реагентов, чем это определялось бы только увеличением их толщин. Выявлены особенности структурного эволюционирования керамик при окислении. К наиболее значимым из них относятся: формирование многослойной структуры гетерогенной оксидной пленки, представленной поверхностным слоем сложнолегированного силикатного стекла и подслоями на основе ZrO_2 и SiO_2 ; частичная диссоциация фазы $ZrSiO_4$; образование вторичных тугоплавких фаз MoB ($T_{пл} = 2600^\circ C$) и Mo_5Si_3 ($T_{пл} = 2180^\circ C$). Проанализировано влияние содержания фаз $ZrSi_2$, $MoSi_2$ и ZrB_2 на структурно-морфологические особенности образующихся оксидных пленок и эффективность их защитного действия.

Анализ полученных результатов позволяет предложить следующий механизм окисления керамик системы $ZrSi_2$ - $MoSi_2$ - ZrB_2 . Окисление главным образом происходит по матричной фазе $ZrSi_2$. Одна из возможных причин – появление жидкой фазы в результате инконгруэнтного плавления $ZrSi_2$ при 1620°C. Жидкая фаза обеспечивает быстрый массоперенос реагентов, что ускоряет процесс окисления. Другой причиной является селективное окисление циркония в $ZrSi_2$, приводящее к образованию гетерогенной пленки, содержащей помимо аморфного диоксида кремния SiO_2 значительное количество кристаллического ZrO_2 с высокой ионной проводимостью кислорода. Проницаемость ZrO_2 по кислороду способствует относительно быстрому распространению окисления вглубь, особенно на начальной стадии, вплоть до момента формирования сплошного стекловидного барьерного слоя. Напротив, селективное окисление кремния в $MoSi_2$ приводит к образованию жаростойкой SiO_2 пленки, обволакивающей зерна $MoSi_2$ и защищающей их от дальнейшего окисления.

Взаимодействие первичных продуктов окисления между собой приводит к образованию боросиликатной стеклофазы с единой анионной матрицей и новой кристаллической фазы $ZrSiO_4$. Образование $ZrSiO_4$ из ZrO_2 и SiO_2 согласно термодинамическим расчётам возможно при нагреве вплоть до температуры $\sim 1539^\circ C$, при которой ΔG процесса меняет свой знак с отрицательного на положительный, что вызывает начало обратной реакции диссоциации. Часть SiO_2 , образованной при окислении $ZrSi_2$, $MoSi_2$ и диссоциации $ZrSiO_4$, сохраняется в объёме оксидной пленки и заполняет поры, не занятые ZrO_2 . Другая часть – переносится на поверхность, обеспечивая формирование сплошного стекловидного слоя. Основной движущей силой апвеллинга является объёмное расширение, главным образом в результате окисления $ZrSi_2$.

Установлено, что одновременно с формированием сплошного внешнего оксидного слоя происходит сегрегация в наружной его части магния, первоначально равномерно распределенного в объёме исходных компактов. Сегрегация магния связана, с одной стороны, с его низким по сравнению с цирконием и кремнием значением поверхностного натяжения. С другой стороны, магний обладает более высокой

реакционной активностью при взаимодействии с кислородом, чем цирконий, кремний и бор. По нашему мнению, образование наружного слоя из стекла с высоким содержанием $MgSiO_3$ способствует снижению температуры стеклования и вязкости (в сравнении с кремнезёмом), увеличивает смачивающие свойства пленки, что в целом обуславливает улучшение способности стеклофазы к самозалечиванию дефектов.

Обнаружено ранее не описанное в литературе физико-химическое взаимодействие в системе $ZrSi_2$ - $ZrSiO_4$, приводящее к восстановлению элементарного кремния с одновременным окислением циркония до устойчивой в термодинамическом отношении фазы ZrO_2 . Взаимодействие протекает в условиях недостатка или отсутствия кислорода при температурах выше $1620^\circ C$ и сопровождается увеличением объёма продуктов. Последнее приводит к повышению внутреннего давления в образцах, под действием которого (вместе с капиллярными силами) происходит выход кремния и/или эвтектики ($Si + ZrSi_2$) наружу.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках Государственного задания № 9.1077.2017/ПЧ.

СПОСОБ И УСТРОЙСТВО ЭКСПРЕСС-КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННОГО ТОПЛИВА

Манучаров Д.Р., Астахов М.О., Москвин Н.В.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора

Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина», г. Воронеж

Научный руководитель — к.т.н. Павлов П.В.

Немаловажную роль в обеспечении безопасности полётов авиапарка государственной авиации РФ отдано на поддержание в исправном состоянии топливных, гидравлических и масляных систем воздушных судов. От качества рабочих жидкостей (гидравлическое масло, моторное, авиационное топливо) полностью зависит исправность воздушного судна и как следствие безопасность полётов.

Важным мероприятием по обеспечению безопасности полётов воздушных судов (ВС) является контроль качества заправляемого авиатоплива. В настоящее время на военных аэродромах и в аэропортах РФ используется способ «визуального» определения наличия воды в топливе. Он основан на осмотре проб, взятых из каждого топливного бака воздушного судна на предмет наличия кристаллов льда, осажденных капель воды и механических примесей. При таком «визуальном» методе существует вероятность ошибки инженерно-технического состава из-за слабого зрения, физического утомления, спешки, невнимательности. Поэтому, возникает необходимость в разработке более точных, с метрологической точки зрения, способов и устройств определения обводненности авиационных топлив в условиях аэродрома. В данной области известны работы в которых предлагается решить данную проблему с применением новых методов контроля [1,2,3], однако применения методов цифровой спекл-фотографии в данной области нам

не известны, кроме как задач диагностики жидких образцов в биомедицине [4,5].

Проанализировав правовую оценку существующих способов и методов контроля качества различных жидких сред, мы установили, что известен способ экспресс-идентификации и контроля качества жидкостей, [6]. Недостатком данного способа является низкая точность определения наличия примесей во всём объёме исследуемой жидкости вследствие искажения структуры контролируемой жидкости при формировании пленки. Так же существует способ определения сверхмалых концентраций примесей в растворах и газах [7]. Недостатком данного способа является зависимость точности определения примесей от разрешения объектива оптической системы и системы регистрации данных. Из более современных способов контроля состояния жидких сред является способ определения микрочастиц в жидкости методом цифровой голографии [8]. В данном способе измерительную кювету освещают лазерным излучением и получают изображения объёма среды в нескольких слоях. Оценку изображений проводят по результатам корреляционного анализа. Основным недостатком предлагаемого способа является недостаточная точность определения примесей, обусловленная затенением изображений последовательных слоёв друг другом.

Мы предлагаем использовать новый способ определения примесей в составе авиационного топлива [9], суть которого заключается в определении характеристик результирующих распределений интенсивностей (спекл-изображений) регистрируемых в результате прохождения спекл-поля через контролируемые пробы керосина. Для этого определяют параметры спекл-изображения (коэффициент автокорреляции, энергетический спектр и т.д.), зарегистрированных от топлива в возмущенном состоянии и в состоянии её покоя.

Сущность предлагаемого способа заключается в том, что после отбора контролируемую пробу авиационного топлива взбалтывают, формируют спекл-поле лазерного излучения, регистрируют спекл-изображения лазерного пучка, прошедшего через контролируемую пробу, выдерживают некоторое время до полного оседания примесей и повторно регистрируют спекл-изображение, а оценку параметров примесей проводят по значению коэффициента корреляции двух спекл-изображений, зарегистрированными в возбужденном состоянии авиационного топлива и в состоянии её покоя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дикан В.В. Лёгные происшествия в России, СССР и РФ [Электронный ресурс]/В.В. Дикан//Проза.ру–национальный сервер современной прозы. –2014. – Режим доступа: <http://www.proza.ru> (дата обращения 25.05.2016).
2. Суслин М. А., Прищепенко В.В., Мелькумов В.Н. Исследование потерь в видах топлива с растворенной и эмульсионной влагой на сверхвысоких частотах // Измерительная техника, 2016, № 3. – С. 68 – 71.
3. Казьмин А.И. СВЧ-метод и устройство аналитического экспресс-контроля качества авиационного топлива. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 74.

4. Тучин В.В. Оптическая биомедицинская диагностика. – М.: Издательство Физико-математической литературы, 2007, Т.1. – 560 с.
5. A. P. Vladimirov, A. A. Baharev, A. S. Malygin, J. A. Mikhailova, I. A. Novoselova, D. I. Yakin. Application of speckle dynamics for studies of cell metabolism // Proc. of SPIE, 2015, v. 9529, 95291F-1 - 95291F-10.7.
6. Федорец А.А., Безуглый Б.А. Экспресс-метод идентификации и контроля качества жидкости. Патент РФ №2247968, опубл. 10.03.2005.
7. Медведева С.Ю. Создание лазерного фотометра для анализа микропримесей в растворах и газовых примесей // Сборник научных трудов «Научная сессия НИЯУ МИФИ–2011» С. 59 – 60.
8. Petrov N.V. Correlation characterization of particles in volume based on peak-to-basement ratio // Scientific reports. 2017. Т.7.
9. Павлов П.В., Малов А.Н., Петров Н.В., Хакимов Т.М., Мартынов В.А., Манучаров Д.Р., Астахов М.О. Способ определения примесей в жидких средах. Патент РФ №2659192, опубл. 28.06.2018.

ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПАСПОРТА ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Меркулова Т.А.

ВМЗ – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Воронеж

Электронный технологический паспорт изделия с применением технологии штрихкодирования является элементом автоматизированной системы управления предприятием. Применяется во всех подразделениях завода согласно технологического маршрута изготовления деталей и сборочных единиц (ДСЕ).

Потребность предприятия в данном проекте была определена необходимостью учёта, прослеживаемости и сопровождения процессов изготовления изделий жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) в едином информационном пространстве.

В настоящее время на предприятии функционирует система автоматизированного управления предприятием «ИПИ-РД», в рамках которой обеспечена интеграция различных направлений автоматизации в единую систему. Однако, существующая система, при всех её достоинствах, обладала рядом недостатков, а именно:

- Не обеспечивала увязку документов на получение товарно-материальные ценности и маршрутно-сопроводительной документации на ДСЕ;
- Не обеспечивала учёт пооперационного маршрута изготовления ДСЕ по цеху-изготовителю;
- Не обеспечивала учёт времени начала и окончания технологических операций по ДСЕ;
- Не обеспечивала учёт несоответствий требованиям конструкторской и технологической документации, выявленные в процессе изготовления ДСЕ, их фиксацию в информационно-компьютерной сети (ИКС) работниками службы качества.

- Не обеспечивала номерной учёт изготовления ДСЕ и использования материалов при изготовлении ДСЕ в информационной системе.

Отсюда вытекал ряд серьёзных проблем:

- Ошибки в оформлении;
- Ошибки в учёте ДСЕ в незавершенном производстве, и как следствие, ошибки в подетальном планировании;
- Ошибки в учёте материалов в производстве, и как следствие, ошибки в расчёте материально-технического обеспечения.

Внедрение проекта позволило устранить эти недостатки и решить указанные выше проблемы.

В единый электронный технологический паспорт интегрирована вся информация о жизненном цикле на этапе производства изделия, включая сведения о материалах, полуфабрикатах и покупных комплектующих изделиях (ПКИ), качестве изготовления ДСЕ, персонале, оборудовании и средствах технологического оснащения, использованных в процессе производства. Для обеспечения идентификации и прослеживаемости продукции внедрена система штрихкодирования.

В рамках данного проекта были решены следующие задачи:

- Разработано и внедрено в эксплуатацию программное обеспечение для формирования электронного технологического паспорта ДСЕ;
- Разработана и внедрена технология нанесения штрих-кода на сопроводительную производственно-технологическую документацию, материалы и ПКИ, ДСЕ, средства технического оснащения и средства измерения;
- Обеспечена интеграция данных электронного технологического паспорта со смежными направлениями;
- Обеспечен пооперационный номерной учёт ДСЕ, в том числе номерной учёта ДСЕ в незавершенном производстве;
- Обеспечен достоверный учёт использования материала и ПКИ при изготовлении ДСЕ;
- Введено документирование этапов жизненного цикла ДСЕ в электронном виде;
- Обеспечена идентификация и прослеживаемость материалов и ПКИ при изготовлении изделий ЖРД;
- Обеспечена идентификация и прослеживаемость ДСЕ, узлов и агрегатов при изготовлении изделий ЖРД;
- Обеспечена идентификация и прослеживаемость использования средств технологического оснащения, средств измерения и технологического оборудования при изготовлении изделий ЖРД;
- Внедрены элементы безбумажного электронного документооборота при изготовлении изделий ЖРД.
- Актуализирована нормативно – справочная информация действующей ERP - системы;
- Разработаны новые и актуализированы действующие документы (стандарты предприятия, рабочие инструкции, регламенты функционирования программных модулей);

Результаты проделанной работы были представлены на молодежной научно-технической конференции в честь 90-летия ВМЗ и были отмечены вторым местом в секции «Информационные технологии».

ФОРМООБРАЗОВАНИЕ ПОДСЕЧЕК НА ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЯХ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПОДВИЖНОГО ПРИЖИМА

Мироненко В.В.

Иркутский национальный исследовательский технический
университет, г. Иркутск

Научный руководитель — к.т.н., доцент Шмаков А.К.

В современном авиастроении существуют серьёзные проблемы, связанные формообразованием подсечек на листовых деталях. При формировании подсечки на поверхности борта детали, на существующем оборудовании, давления эластичной среды недостаточно, в результате чего возникает дефект типа «недоштамповка» или «гофрообразование» (что и является большой проблемой). Соединение встык с накладкой удобнее в производстве, но требует изготовления дополнительной детали (накладки) и имеет большую массу.

Для устранения дефектов «недоштамповка» и «гофрообразование» используется ручная доводка деталей с большой трудоемкостью. В результате доводки детали в одном месте уходит контур всей детали и, как результат, приходится доводить всю деталь. Также при ручной доводке теряется смысл учёта пружинения в оснастке, так как при доводке деталь в районе подсечки полностью меняет свою форму.

В работе рассмотрен нормативный документ регламентирующий форму подсечки и ее параметров. Также показана рекомендуемая зона формообразования подсечек исходя из этого документа и освещены проблемы которые не может решить данный документ. На примере детали со стандартной подсечкой показано возникновение дефекта типа «недоштамповка» и предложено решение данной проблемы в виде формообразования с подвижным прижимом. На примере двух модельных деталей показано как формообразование с подвижным прижимом позволяет изготавливать детали с нестандартными подсечками. Показаны результаты моделирования и натурального эксперимента для модельных деталей.

МЕТОДИКА ИНДИВИДУАЛЬНОГО ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ ДЛЯ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Мишанов Р.О.

Самарский национальный исследовательский университет имени
академика С.П. Королёва, г. Самара

Научный руководитель — д.т.н., профессор Пиганов М.Н.

Повышение надёжности радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) космических аппаратов (КА) – очевидный путь уменьшения рисков, связанных с невозможностью их штатной работы (в худшем случае – с их потерей), а также сокращения расходов и сроков разработки и изготовления. Одной из основных задач в космическом приборостроении является комплектация разрабатываемой бортовой аппаратуры (БА) высоконадёжной электронной компонентной базой (ЭКБ). Стоит отметить, что отечественная ЭКБ специального назначения

не выдерживает конкуренции с высококачественной зарубежной. Учитывая курс на сокращение количества и номенклатуры зарубежной ЭКБ в отечественных проектах, а в перспективе и на полный отказ от неё, задача повышения качества и надёжности бортовой РЭА является наиболее актуальной в сложившейся ситуации.

На сегодняшний день в качестве одного из приемлемых способов повышения надёжности аппаратуры выступает практика проведения разработчиком РЭА космического назначения дополнительных испытаний, отбраковки совместно с прогнозированием будущего состояния как аппаратуры, так и её комплектующих изделий. Такой подход не приводит к повышению надёжности компонентов, но позволяет использовать в разрабатываемой аппаратуре наиболее надёжные экземпляры электрорадиоизделий (ЭРИ) с минимальным количеством скрытых дефектов, чем и достигается повышенный уровень надёжности РЭА.

Одним из наиболее эффективных способов отбраковки является применение индивидуального прогнозирования показателей качества и надёжности электрорадиоизделий. Такой подход позволяет по испытываемой выборке из поставляемой партии ЭКБ оценить каждый экземпляр партии однотипных элементов, спрогнозировать его состояние с определенной точностью и отбраковать менее надёжные экземпляры.

В представленной работе предлагается методика индивидуального прогнозирования показателей качества и надёжности электрорадиоизделий (ЭРИ). В качестве исследуемых ЭРИ рассматриваются широко применяемые в аппаратуре КМОП интегральные микросхемы (ИМС). Исследовательская работа включает в себя несколько этапов.

Первый этап заключается в анализе отказов КМОП ИМС, по результатам которого устанавливается взаимосвязь видов, причин, признаков и механизмов наиболее часто проявляющихся отказов. Определяются информативные параметры, изменение которых связано с возникновением отказов. Определяются прогнозируемые параметры, по которым судят о потенциальной надёжности изделий.

Второй этап включает в себя разработку программы испытаний выборки КМОП ИМС. На данном этапе решаются вопросы разработки методики обучающего эксперимента с рассмотрением технических особенностей ИМС, их схем включения и измерения, выбора методов и средств контроля параметров, определения объёма выборки, разработки программы исследовательских испытаний. В рамках методики рассматриваются испытания выборок ИМС при повышенной и пониженной рабочей температуре, при изменении температуры окружающей среды (термоциклирование), при критическом питающем напряжении путём электротермотренировки (ЭТТ). Испытания выборок проводятся в течение времени, на которое необходимо получить прогноз для партии ЭРИ.

Результатом второго этапа является получение массива экспериментальных данных.

Третий этап заключается в обработке ранее полученного массива данных. Для окончательного выбора информативных параметров

разработана методика выбора параметров на основе корреляционного и регрессионного анализов.

Четвертый этап предполагает построение прогнозных моделей с использованием методов теории распознавания образов: метода регрессионных моделей и метода дискриминантных функций. Для верификации результатов прогнозирования используются методы кластерного анализа: набор иерархических методов кластеризации, метод k-средних и метод с использованием самоорганизующихся карт Кохонена. Стоит отметить, что методы кластерного анализа позволяют оценить выборку изделий качественно, т.е. определить состав двух классов: годных и потенциально дефектных изделий. Сравнение полученных моделей и результатов верификации позволяет принять решение о рекомендации моделей в качестве прогнозных для партии ИМС, а также отбраковать потенциально ненадежные экземпляры партии с определенной точностью.

Использование представленной методики на выборках КМОП ИМС позволило получить приемлемые значения точности. Оптимальную оценку точности можно выразить в вероятности принятия ошибочного решения по отнесению экземпляров к классам годных и потенциально дефектных изделий Рош., полученные значения которого составили 0,1...0,2 (20 %) в зависимости от выборки. Для разработчика РЭА оценка точности выражена в значениях риска потребителя Рпт., т.е. вероятности отнесения потенциально дефектного изделия к классу годных. Представленная методика позволила достичь значений Рпт. = 0,034...0,097 (3,4...9,7 %).

МЕТОДИКА ВЫЯВЛЕНИЯ ДЕФЕКТОВ, ПРОГНОЗИРОВАНИЕ И ОЦЕНКА ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ

Мусаев С.Д., Грушин И.А., Долгова М.И.

МАИ, г. Москва

Разработан способ выявления, измерения и контроля дефектов в металлах и сплавах на основе ультразвуковой дефектоскопии. Проведены комплексные испытания и исследования образцов под воздействием статических и циклических нагрузок. На основе ультразвукового исследования разработана методика оценки остаточного ресурса металла и сплава.

В основе существующих методов дефектоскопии лежит исследование физических свойств материалов при воздействии на них рентгеновских, инфракрасных, ультрафиолетовых и гамма-лучей, радиоволн, ультразвуковых колебаний, магнитного и электростатического полей и др.

Существует огромное количество методов ультразвуковой дефектоскопии, но один из наиболее распространенных методов является эхо-импульсный метод ультразвукового неразрушающего контроля. Это объясняется тем, что этот метод, в отличие от других, применим при одностороннем доступе к исследуемому объекту, и при этом позволяет определить размеры дефекта, его координаты, характер.

Импульсный метод позволяет решать следующие задачи дефектоскопии:

- Обнаружение и определение координат дефектов, представляющих собой нарушения сплошности и расположенных как на поверхности, так и внутри металлических и неметаллических изделиях и в сварных соединениях;
- Определение размеров дефектов и изделий;
- Обнаружение зон крупнозернистости в металлических изделиях и заготовках.

Аппаратура, реализующая данный метод, позволяет определить характер дефектов, идентифицировать их по размерам, формам, ориентации.

Около 90% объектов, контролируемых акустическими методами, проверяют эхо-методом. Применяя различные типы волн, с его помощью решают задачи дефектоскопии поковок, отливок, сварных соединений, многих неметаллических материалов. Измеряют время прихода донного сигнала и, зная скорость ультразвука в материале, определяют толщину изделия при одностороннем доступе. Если толщина изделия известна, то по донному сигналу измеряют скорость, оценивают затухание ультразвука, а по ним определяют физико-механические свойства материалов.

Выявление дефектов, оценка опасности и прогнозирование остаточного ресурса металла с момента изготовления и на протяжении всего периода эксплуатации детали - является важнейшей задачей направленной на обеспечение безопасности и сохранение работоспособности объекта.

На основе данного метода были проведены комплексные испытания и исследования образцов под воздействием статических и циклических нагрузок для оценки остаточного ресурса.

Таким образом, с помощью данного метода, возможно, прогнозировать рост выявленной трещины в исследуемом образце, в зависимости от числа циклов для любых исходных размеров и параметров циклов нагружения.

На основании предложенного методологического подхода можно проводить сравнительные испытания различных материалов и способов их обработки для заготовок и деталей с обеспечением объективного критерия оценки работоспособности соответствующих материалов в различных условиях эксплуатации.

ЦЕЛЕВОЕ МОДИФИЦИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИОННЫХ ЭПОКСИУГЛЕПЛАСТИКОВ КАК МАТЕРИАЛОВЕДЧЕСКИЙ ПОДХОД К СНИЖЕНИЮ ВЛИЯНИЯ ДЕФЕКТОВ НА НЕСУЩЮЮ СПОСОБНОСТЬ

Насонов Ф.А.

Филиал ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого», г. Москва
Научный руководитель — д.т.н., профессор Бухаров С.В.

Опробовано применение материаловедческого подхода к решению проблемы нанесения повреждений композиционным материалам

на основе оксидных матриц при образовании отверстий методами механической обработки. Оценено влияние введение модификатора с этой целью в диапазоне от 0,1 до 5,0 % масс. на основные технологические свойства композиции, определяющие ее приспособленность к переработке в изделия (такие как вязкость, смачивающая способность связующего и др.), влияние на кинетические параметры процессов отверждения (для возможности прогнозирования с помощью кинетической модели отверждения степени законченности процессов отверждения при соответствующих концентрациях модификатора и возможности варьирования и назначения оптимальных параметров технологического процесса формования деталей), выявлено отсутствие химического взаимодействия композиции с модификатором.

Оценено влияние модифицирования на основные механические свойства (установлено отсутствие ухудшения свойств в диапазоне 0,1 – 1,0 % модификатора), неразрушающими акустическими методами проведен неразрушающий контроль, показывающий оптимальный уровень качества изготовленных образцов.

Для оценки эффекта влияния целевого модифицирования непосредственно на изменение условий механической обработки образцов, содержащих образованные с помощью механической обработки отверстия, были изготовлены образцы и проведено измерение показателей температуры механической обработки в зоне входа режущего инструмента в заготовку. Показано, что при измерении этого параметра, как интегральной характеристики, наблюдается снижение температур (температурных максимумов) при содержании модификатора 0,1 – 0,3 % масс. в матричных образцах (в зависимости от применяемого типа инструмента) и при содержании 0,2 – 0,5 % масс. в углепластиковых образцах (в зависимости от применяемого инструмента). Показано, что при дальнейшем увеличении концентрации происходит монотонное повышение температур, что можно связать с изменением условий резания при дальнейшем понижении коэффициента трения в паре «инструмент – заготовка» и изменением теплофизических свойств обрабатываемого материала. Проведенные измерения шероховатостей внутренних поверхностей отверстий и их результаты хорошо сходятся с результатами измерений температур. Значения шероховатости поверхностей, а также разброс данного показателя имеют тенденцию к повышению с повышением температур, зафиксированных во время механической обработки. Так, среднее значение шероховатости в отверстиях матричных (ненаполненных) образцов снижается в абсолютном выражении на $0,438 \pm 0,073$ мкм и имеет тенденцию к повторному повышению на концентрациях свыше 2,0 %. Разброс вариации этих показателей также следует данным зависимостям. Оценка методом компьютерной томографии показала повышение стабильности структуры материала на краю контура отверстия после механической обработки для углепластиков, модифицированных стеаратом цинка в интервале 0,1 – 2 % масс. Спрогнозировано возможное повышение температур резания конструкционных эпоксиглепластиков монолитного типа при увеличении толщин и эффективность влияния на эти показатели при применении целевого модифицирования.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОВЫШЕННОГО РЕСУРСА ЛОПАТОЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ НАСОСНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Некрылов А.М.

Воронежский Государственный Технический Университет,
г. Воронеж

Научный руководитель — д.т.н., профессор Сухочев Г.А.

В работе рассмотрены примеры использования нетрадиционных отделочно-упрочняющих методов обработки лопаточных деталей насосного оборудования: виброэжструзионное шлифование; упрочнение микрошариками струйно-динамическим методом в слабо проводящей газожидкостной среде. Показаны технологические схемы и возможности методов, пояснен основной принцип действия, предназначенного для этого технологического оборудования

Наличие в конструкции лопаточных деталей насосного оборудования технологически труднодоступных элементов в ряде случаев исключает допуск в зону обработки инструмента для реализации формообразования поверхностей проточной части и финишных отделочно-упрочняющих операций, что в случае нештатного ужесточения условий эксплуатации не гарантирует заданного ресурса работы. Это потребовало разработки принципиально новых подходов к технологии обеспечения заданных показателей качества рабочих поверхностей деталей проточной части.

Обеспечение необходимых показателей качества открытых поверхностей деталей технических трудностей на представляет. В нашем случае под качеством отделочно-упрочняющей обработки лопаточных деталей подразумевается качество обработки закрытых поверхностей – межлопаточных каналов, определяющее эксплуатационные характеристики таких деталей. Основные факторы, существенно влияющие на качество обработки поверхностей межлопаточных каналов, исходя из возможности практического воздействия условий обработки на вышеуказанные показатели качества, можно подразделить на две группы – неуправляемых и управляемых (управляющих) факторов.

3D-НАПЕЧАТАННАЯ АНТЕННА ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Павлович О.В., Масленникова А.А., Царькова Ю.М.

АО «НИИП имени В.В. Тихомирова», г. Жуковский, Московской
области

Научный руководитель — Вицукаев А.В.

Одной из основных задач, возникающих при разработке антенн бортовой аппаратуры, является минимизация массогабаритных характеристик и повышение надёжности системы. На современном этапе развития машиностроения передовыми являются технологии быстрого прототипирования и аддитивного производства изделий, которые дают возможность в кратчайшие сроки получить прототип или экспериментальный, опытный образец самого сложного изделия. Применяв такие технологии к производству антенных элементов можно

получить ряд преимуществ. Например, интеграция антенны, созданной посредством аддитивных технологий, в корпус летательного аппарата, помимо того, что сэкономит существенное количество времени, затрачиваемой на изготовление самого антенного элемента, также будет способствовать повышению аэродинамических свойств и снижению габаритов летательного аппарата.

В работе рассматривается 3D-печатная антенна L - диапазона. Показаны этапы проектирования, изготовления, а также экспериментальная часть. Описываемый подход с применением 3D-печати, позволит улучшить массогабаритные и аэродинамические характеристики летательного аппарата за счёт применения лёгких композитных материалов, а также благодаря возможности впечатывать антенные элементы непосредственно в корпус БПЛА.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОГНОЗА ЭФФЕКТИВНЫХ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КОМПОЗИЦИОННОЙ ПОРИСТОЙ КЕРАМИКИ НА ОСНОВЕ НИТРИДА КРЕМНИЯ

Поляков П.О., Бабайцев А.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — д.ф.-м.н., профессор Рабинский Л.Н.

В расчётах необходимо получить прогнозы изменения эффективных модулей упругости, коэффициентов температурного расширения и предела прочности композиционной керамики с различными типами дисперсных и волокнистых наполнителей, а также с учётом пористости. Для расчётов будем применять приближенные оценки, а также аналитические и численные методы моделирования механики композиционных материалов. Для прогноза прочности дисперсно-упрочненных металлов зачастую используются методы, основанные на модели дислокационного упрочнения Орована, учитывающей размер частиц. Эти модели в данном случае не применимы, так как моделирование проводится для пористой керамики и размер применяемых наполнителей значительно больше 1 мкм. Известны также полуэмпирические полиномиальные оценки для прогноза изменения прочности дисперсных композитов в зависимости от объёмного содержания включений. Возможность применения этих оценок для новых классов материалов всегда требует экспериментальной проверки. С точки зрения микромеханики частицы наполнителя могут приводить как к повышению, так и к снижению прочности материала. Снижение прочности может возникать вследствие эффекта концентрации напряжений вблизи включений, которая приводит к возникновению микродефектов и растрескиванию матрицы. Повышение прочности может происходить вследствие 1) влияния частиц, как препятствий для распространения трещин, 2) вследствие положительного влияния остаточных напряжений, и 3) вследствие упрочняющего эффекта, вносимого частицами, с точки зрения средних напряжений, реализующихся в матрице (при наличии жёстких включений средний

уровень напряжений в матрице снижается). Замкнутых аналитических оценок для прогноза прочности дисперсно-упрочненных композитов, по-видимому, на сегодняшний день не существует. Поэтому в расчётах будем использовать аналитические и численные решения задачи о композите, содержащем сферические включения, получаемые в системе Digimat.

АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ГАЗОВЫХ БАЛЛОНОВ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Пузанов М.Е.

АО «КТРВ»

Первые четыре главы описывают четыре способа изготовления баллонов.

Пятая глава приводит анализ методов изготовления на основе первых четырёх.

Отчет: 25 страниц, 6 рисунков, 2 таблицы.

Предмет исследования – конструкции сосудов высокого давления для хранения сжатых газов (далее – баллонов)

Цель исследования – оценка различных способов изготовления баллонов для промышленного производства

Цели исследования могут быть достигнуты при решении следующих вопросов:

- Выявление уникальности задач и функций изготовления баллонов;
- Анализ различий изготовлений и готовой продукции.

На протяжении многих лет отечественными учёными и, в частности, специалистами АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», велись работы по созданию баллонов высокого давления, по своим характеристикам конкурирующих с лучшими отечественными и зарубежными аналогами. Конструкторско-технологические решения созданных вариантов изготовления являются результатом конверсии методов проектирования, изготовления и экспериментальной отработки корпусов баллонов из различных материалов.

К настоящему времени создана и отработана технологическая цепочка серийного производства баллонов разных методов изготовления. Многие из этих баллонов внедрены и поставляются в народнохозяйственные отрасли и в оборонную промышленность.

Цель настоящей работы – анализ методов и эффективности изготовления отечественных баллонов в авиакосмической отрасли.

Актуальность данного вопроса также связана с возникшей в последние годы проблемой импортозамещения. Традиционные предприятия-поставщики стальных баллонов находятся за пределами России – в Азербайджане и на Украине.

ИССЛЕДОВАНИЕ И ПРИМЕНЕНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ В ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ ТУГОПЛАВКИХ МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ

Ремшев Е.Ю., Ермоленков П.А., Афимьин Г.О.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург
Научный руководитель — к.т.н., профессор Воробьева Г.А.

На машиностроительных предприятиях большую актуальность имеют задачи оценки качества исходного материала и прогнозирования эксплуатационных характеристик готовых изделий. В настоящее время на предприятиях, как правило, осуществляется выборочный контроль качества исходного материала, часто методом визуального осмотра. Существующие методики имеют повышенную трудоемкость и не всегда гарантируют высокий результат. На стадии входного контроля технологического процесса предлагается внедрить методику, основанную на регистрации сигналов акустической эмиссии, которая позволит без больших затрат времени дать оценку качества поступившего исходного материала на соответствие его свойств значениям, указанным в сертификате и на отсутствие недопустимых дефектов. Также важно уметь прогнозировать качество изготовленного изделия во времени (эксплуатационные свойства). Существующие в настоящее время способы прогнозирования эксплуатационных характеристик машиностроительных изделий в большинстве своем разрушающие, основаны на результатах оценки выборочной партии изделий, связаны со значительными трудовыми и энергетическими затратами. Предлагается использовать методику, основанную на регистрации сигналов акустической эмиссии. Методика встраивается в технологический процесс и позволяет контролировать 100% изготавливаемой продукции. На основании результатов экспериментального исследования установлены закономерности изменения уровня сигналов акустической эмиссии в зависимости от наличия и развития дефектов, релаксационной стойкости и микроструктуры материалов и конструкций из тугоплавких металлов и сплавов на этапе их изготовления и предэксплуатационных испытаний, установлены критерии оценки микроструктуры титанового сплава на основе уровня сигналов акустической эмиссии. Построены двухфакторные математические модели прогнозирования для количественной оценки релаксационной стойкости в зависимости от уровня сигналов акустической эмиссии.

ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ СОЗДАНИИ ОБОРУДОВАНИЯ СПЕЦИАЛЬНОГО СООРУЖЕНИЯ

Сенникова А.Г.

АО «КБСМ», г. Санкт-Петербург

В докладе приведено описание применяемых композитных материалов. Рассмотрена возможность создания площадки

из композитных материалов. Проведено экономическое сравнение изготовления и поставки оборудования из металлических и композитных материалов.

Композитные материалы в мире представлены в многообразии вариантов. Благодаря возможности совмещения различных армирующих элементов и матриц можно получить композицию с определенным набором характеристик. А это, в свою очередь, дает возможность применять эти материалы в самых разных сферах. Наиболее перспективными сферами использования можно считать строительную сферу, нефтегазовую промышленность, производство автомобильного и железнодорожного транспорта, авиа- и судостроения. Например, сегодня ни один летательный аппарат (ЛА) не создается без использования композитов, а в некоторых ЛА используется порядка 60 % полимерных композитов.

Изделия из композитных материалов отличаются надёжностью и долговечностью эксплуатации.

Существующие компьютерные технологии, станки с ЧПУ, позволяют по виртуальной модели из заданных композитных материалов разработать как макет, так и саму конструкцию, а также необходимую оснастку (матрицу). Что в конечном итоге позволяет снизить стоимость изготовления навесного оборудования РК.

Изделия, выполненные из композитных материалов, будут отвечать всем ТТТ, предъявляемым к РКСН, а также требований экологических, санитарно-гигиенических, противопожарных и других норм, действующих на территории Российской Федерации.

Так как оборудование специального сооружения изготавливается из алюминия с дополнительными элементами из стали, то совокупные расходы на изготовление и ремонт данного оборудования будут выше, чем расходы на это оборудование, выполненное из композитных материалов.

Модульность конструкции площадки и использование в ней типовых элементов позволяет при необходимости легко производить ее ремонт, используя типовые элементы из комплекта запасных частей. Кроме того, данная конструкция значительно уменьшает стоимость доставки оборудования к месту эксплуатации за счёт меньшего по сравнению с металлом веса.

Анализ предварительных затрат показывает, что экономические показатели на изготовление и поставку оборудования из металла имеют большую стоимость, чем из композитных материалов ориентировочно в 1,5 - 2 раза.

В случае открытия НИР ее результаты могут быть применены не только при создании специального сооружения, но и при разработке как элементов перспективных РКСН, так и в гражданской сфере, например, нефтегазовой отрасли России.

ЛИТЕРАТУРА

1. Стеклопластик. Завод очистительных сооружений. Композитные изделия FloTenk. – Режим доступа: <http://www.flotenk.ru/articles/stekloplastik/>.

2. Сенникова А. Г., А. А. Кудрявцев. Предложение по открытию НИР по созданию съемного оборудования специального сооружения из композитных материалов / А. Г. Сенникова, А. А. Кудрявцев // Акционерное общество «Конструкторское бюро специального машиностроения». Санкт-Петербург. – 2018. – С. 21.

3. Композитные конструкции. Завод очистительных сооружений. Композитные изделия FloTenk. – Режим доступа: <<http://www.flotenk.ru/products/profil/>construction/#tab5>.

4. Композитный профиль. Завод очистительных сооружений. Композитные изделия FloTenk. – Режим доступа: <<http://www.flotenk.ru/products/profil/>>.

5. Композитные конструкции. Завод очистительных сооружений. Композитные изделия FloTenk. – Режим доступа: <<http://www.flotenk.ru/products/profil/>construction/#tab6>.

6. Стеклоткани. Comfiber. – Режим доступа:

http://carbon-info.ru/catalog/armiryuyushchie_materialy/steklotkani/.

7. Стоимость композитных материалов по сравнению с металлическими. Знаменский композитный завод. – Режим доступа:

http://carbon-info.ru/catalog/armiryuyushchie_materialy/steklotkani/

8. Железнодорожные перевозки грузов по России <http://900igr.net/prezentacija/obg/zheleznye-dorogi-vs-avtotransport-borba-proigrana-219804/stoimost-i-vremja-dostavki-gruzov-na-avtomobilnom-i-zheleznodorozhnom-7.html>

СОКРАЩЕНИЕ КОЛИЧЕСТВА БРАКА ПО ГАЗОВОЙ ПОРИСТОСТИ В ОТЛИВКАХ ОСОБОГО НАЗНАЧЕНИЯ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА ВАЛ-14

Сивурова Т.И.

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов, Московская область

Научный руководитель — д.т.н., доцент А.Ю. Коротченко

На нескольких предприятиях АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» производятся изделия из сплава ВАЛ-14. В связи с тем, что работа по имеющейся технологии приводят практически к 100% браку, на одном из этих предприятий была проведена исследовательская работа по выявлению причин появления и возможностей устранения данной проблемы.

Было решено провести ряд экспериментальных плавов в лабораторных условиях кафедры МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В эксперименте было решено использовать метод дегазации инертным газом (аргоном), а также применить так называемый метод «вымораживания» сплава, т.е. ликвационно-газификационное рафинирование [2]. Ликвационно-газификационный (ЛГ) процесс протекает в расплавах с понижением температуры вследствие образования газообразной фазы, представленной пузырьками водорода, образующего с металлами эндотермические твердые растворы внедрения. Процесс образования газовых пузырьков в металлических расплавах при их охлаждении связан с изменением растворимости водорода

в расплаве, т.е. протекает ЛГ-процесс с последующей ликвацией – разделением расплава на жидкую и газообразную фазы. При медленном охлаждении (почти до кристаллизации) в печи растворенные газы выделяются через открытую поверхность в атмосферу. Потом расплав снова нагревают с макс. возможной скоростью [5, 6].

Эксперимент проходил в условиях, приближенных к заводским.

Были применены: титановый инструмент, плавка проводилась в индукционной печи, продувка осуществлялась аргоном в баллоне с входным манометром ГОСТ 8625-77, от 0 до 160 Атм, класс точности 2,5 и выходным манометром ГОСТ 8625-77 от 0 до 6 Атм, точности не ниже 1,5, аргон газообразный ГОСТ 10157-2016 высший сорт, с помощью титановой трубки.

После засыпки на поверхность металла калия циркония (IV) фтористого из расчёта 0,3% от веса металла в печи, прогретую на раздаточной печи в течение 10-15 минут трубку продувки с включенным аргоном опускали в расплавленный металл. Аргон не должен сильно бурлить, регулировка осуществляется при помощи воздушного редуктора и определяется величиной пузырей на поверхности расплава. Давление аргона приблизительно 121,5 кПа. По окончании продувки трубку из тигля извлечь, перекрыть доступ аргона. Сплав выдержать до температуры «вымораживания», после чего температуру поднять до температуры заливки, снять шлак и приступить к заливке форм.

Степень пористости макрошлифов в баллах устанавливают сравнением их с эталонами шкалы по ГОСТ 1583-93.

Метод – литье в песчаные формы.

В процессе заливки с каждой плавки было получено по 4 образца цилиндрической формы 100*40 мм и 4 образца формы параллелепипед 100*10*40 мм. Последний вид был выполнен для имитации распределения газовой пористости в вертикальной стенке отливки.

И так, после изучения результатов исследования шлифов, полученных в лаборатории, можно сделать следующие выводы:

- Тщательная продувка аргоном сплава ВАЛ-14 позволяет достичь требуемой чистоты металла. На графике 1 наглядно показана зависимость количества газовой пористости от времени продувки сплава.

- Метод вымораживания дает закрепляющий эффект и убирает остатки газа из сплава перед заливкой в формы. На графике 2 видно насколько важно опустить температуру как можно ниже к ликвидусу сплава.

- Перегрев металла выше 750 °С перед заливкой ведет к мгновенному возникновению обширной газовой пористости.

Так как эксперименты в лаборатории кафедры были признаны успешными, было решено рекомендовать их на производстве.

Для внедрения новой технологии очистки металла на предприятии была создана и согласована программа для цеха, проведены 5 контрольных плавов, после чего был получен результат на 20% увеличивающий выход годного по газовой пористости.

На данный момент технология внедрена и успешно эксплуатируется предприятием.

ПОДГОТОВКА ПОВЕРХНОСТЕЙ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ ПОД ПОКРЫТИЕ КОМБИНИРОВАННЫМ СПОСОБОМ

Силаев Д.В.

«Воронежский механический завод» - филиал АО «ГКНПЦ им.
М.В. Хруничева», г. Воронеж

Научный руководитель — д.т.н., профессор Сухочев Г.А.

Работа посвящена результатам поисковых и экспериментальных исследований комбинированной обработки поверхностей деталей сложного профиля лопаточных машин с целью активации под напыление защитных покрытий, представлены результаты экспериментальных исследований, технологические методы и схемы комбинированной обработки.

Объектом исследования являлись детали лопаточных машин сложного профиля типа турбин и крыльчаток. Поверхности таких деталей имеют наружные поверхности сложной формы и каналы переменного сечения. На рабочие поверхности таких деталей часто требуется нанесение износостойких и защитных покрытий, при этом часто возникают вопросы адгезии покрытия с основным материалом. Решить этот вопрос предполагается активацией поверхности под напыление газоплазменного покрытия, используя процесс комбинированной обработки.

Такая подготовка вполне может использоваться также для плазменного напыления, в том числе на прерывистые поверхности. Основной недостаток проявляется в том, что шлифовальная пыль остается в порах и тем самым оказывает решающее влияние на сцепление напыленных покрытий с основой. Для неотчетливых деталей из конструкционных и даже легированных сталей такая технология подготовки действует в настоящее время, но в случае нагруженных вязких жаропрочных никелевых сплавов, легко жаржируемых абразивом, она неэффективна.

Применение эрозионно-термической обработки в комплексе с отделочным и упрочняющим воздействиями позволит решить ряд технологических проблем, возникающие в процессе запуска в производство новой наукоемкой техники и в процессе выпуска серийных транспортных систем различного назначения.

ЗАКАЛКА С ВОДО-ВОЗДУШНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ЗАГОТОВОК АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ СИСТЕМЫ AL-LI-MG

Соколов С.А.

АО «Воткинский завод», г. Воткинск

В работе содержится анализ опубликованных отечественных исследований, посвященных термической обработке полуфабрикатов из алюминиевых сплавов системы Al-Li-Mg, определены перспективные направления технологии изготовления. Установлено, что свойства полуфабрикатов из сплава 1420 в значительной степени зависят от режимов термической обработки: скорости охлаждения при закалке и режимов последующего искусственного старения. установлена

взаимосвязь между режимами термической обработки и физико-механическими свойствами полуфабрикатов из сплава 1420. На основе разработанной методики проведения исследований и результатов промышленных экспериментов изучено влияние закалки с водо-воздушным охлаждением на свойства сплава 1420, построены кривые охлаждения полуфабрикатов водо-воздушной смесью и на спокойном воздухе. На основании проведенных работ спроектировано и запатентовано устройство для охлаждения крупногабаритных заготовок из алюминиевого сплава 1420. Приведено описание конструкции устройства для охлаждения полуфабрикатов из алюминиевых сплавов системы Al-Li-Mg. Разработан и реализован режим водо-воздушного охлаждения полуфабрикатов из алюминиевого сплава 1420, обеспечивающий получение механических свойств на уровне конструкторской документации. Проведен анализ полученных физико-механических свойств сплава, прошедших термическую обработку с различающимися скоростями охлаждения.

ТЕХНОЛОГИЯ ГИДРОИМПУЛЬСНОЙ ОЧИСТКИ ЖИДКОСТНЫХ СИСТЕМ И АГРЕГАТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Степанов Р.Н., Рачков П.В., Грешнов А.С.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж
Научный руководитель — Кровяков В.Б.

В настоящее время в авиации Вооруженных Сил России имеется существенное (если не сказать недопустимое) отставание от ведущих стран Западной Европы и США по относительным показателям безопасности полётов (количеству авиационных происшествий на 100 тыс. часов налёта). В период с 2011-2012 г. проявилась тенденция роста доли отказов авиационной техники (АТ) в причинах авиационных происшествий. Большую долю (до 50-65 %) от отказов других элементов воздушных судов (ВС) составляют отказы и неисправности жидкостно-газовых систем и агрегатов (ЖСА), а отказы самих систем на 75-90 % определяются ненормативной загрязненностью их рабочих полостей. Таким образом, решение вопросов обеспечения промышленной чистоты (ПЧ) рабочих полостей ЖСА как ВС, так и средств их наземного обслуживания в общей структуре обеспечения безопасности полётов, конкретно в её технической составляющей, направленной на обеспечение надёжности АТ, занимает важное место.

Разработка высокоэффективных методов и средств обеспечения промышленной чистоты ЖСА, позволяющих превосходить установленные нормативные требования, в условиях невозможности применения для сложных систем объективных методов контроля загрязненности внутренних полостей, с большой долей вероятности повышает возможность достижения (гарантирует) именно требуемого уровня, что приобретает актуальность в имеющейся тенденции увеличения рабочих давлений гидроприводов ВС и связанной с этим минимизацией зазоров прецизионных пар их агрегатов. Кроме этого

позволяет добиться экономии ресурсов за счёт повышения долговечности агрегатов, приводов и систем; снижения времени простоев и уменьшения расходов материалов из-за отказов агрегатов; повышения энергетической эффективности агрегатов ЖСА за счёт предотвращения чрезмерного снижения энергетических характеристик агрегатов по сравнению с номинальными.

При выполнении специалистами ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» совместно с ЦНИИ ВВС МО РФ по заказу Службы безопасности полётов авиации Вооруженных Сил Минобороны России исследований в области совершенствования технологий и оборудования для обеспечения требуемого уровня ПЧ рабочих полостей ЖСА ВС определено, что наиболее эффективными с точки зрения качества и экономичности являются гидродинамические методы, а среди них метод промывки с организацией неуставившихся режимов течения жидкости в оптимальных для каждого объекта очистки режимах прокачки. Его недостатком является зависимость интенсивности колебаний давления и скорости, следовательно, и эффективности очистки от конструктивных особенностей объекта очистки и его геометрических параметров. По мере удаления по очищаемой полости от источника колебаний давления их интенсивность уменьшается.

Объектом исследований в представленной работе являются гидродинамические методы и средства очистки ЖСА ВС.

Цель исследований – совершенствование методов организации неуставившихся режимов течения жидкости для повышения эффективности существующих и разработки новых технологий промывки внутренних полостей ЖСА.

В результате выполненных исследований разработано техническое решение технологии гидроимпульсной очистки рабочих полостей ЖСА, заключающееся в том, что в известной технологии очистки прокачкой через внутренние полости очищаемого объекта жидкости в неуставившемся режиме, неуставившийся режим течения жидкости создают периодическим изменением ее расхода от 0 до значения, определяемого давлением жидкости, не превышающим эксплуатационного давления для очищаемого изделия. Периодическому изменению расхода жидкости в максимально возможном диапазоне, определяемом заданным давлением, соответствует периодическое изменение ее скорости, также в максимально возможном диапазоне. Таким образом достигается максимально возможная амплитуда колебаний скорости, которая и определяет степень турбулентности потока, величину касательных напряжений трения на очищаемой поверхности и другие факторы, влияющие на интенсивность отрыва и выноса загрязнений. В процессе исследований разработаны так же технические решения устройств для реализации предложенной технологии.

В связи с ничтожно малой сжимаемостью жидкости все манипуляции с ее объёмной подачей (значит и со скоростью) на входе в очищаемое изделие претерпевают ничтожно малые изменения по мере продвижения по полости изделия вплоть до выхода из него (в отличие от колебаний давления, созданных изменением площадей проходного сечения). Следовательно, неуставившийся режим течения моющей жидкости

сохраняет свою максимальную очищающую способность во всех участках очищаемой полости.

Использование разработанной технологии позволяет существенно (в 5 и более раз) интенсифицировать процесс очистки полостей ЖСА по сравнению с известными методами, расширить область её применения и, в ряде случаев отказаться от необходимости применения при очистке специальных химических моющих средств.

Предмет исследований относится к приоритетным направлениям развития науки, технологий и техники в РФ: №№ 5 (Перспективные виды вооружения, военной и специальной техники), 7 (Транспортные и космические системы), 8 (Энергоэффективность, энергосбережение, ядерная энергетика) и к базовым критическим технологиям в РФ: №№ 1 (Базовые и критические военные и промышленные технологии для создания перспективных видов вооружения, военной и специальной техники) и 24 (Технологии создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения) (Указ Президента РФ от 07.07.2011 г. № 899).

Разработанные технические решения методов и средств обеспечения промышленной чистоты жидкостных систем и агрегатов защищены патентами РФ № 2552450 на изобретение «Способ очистки полых изделий», № 1149062 на изобретение «Генератор колебаний жидкости», № 132846 на полезную модель «Генератор колебаний жидкости», № 102559 на промышленный образец «Установка для промывки рабочих полостей жидкостных систем и агрегатов».

ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ СФЕРИЧЕСКОГО ТРЕНАЖЁРА

Фаизов М.Р.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Научный руководитель — к.т.н., доцент Мудров А.П.

В данной работе представляется сферический механизм, который позволяет производить пространственные движения по сфере. Для механизма создается 3D-модель в программе SolidWorks. С помощью данной модели позволяет синтезировать и проверить структуру механизма. Произведен расчёт углового перемещения, скорости и ускорения шатуна с центральной точки звена и ползуна самого механизма. Произведен расчёт центральной точки с учётом малой и большой толщины звеньев механизма. Расчёты произведены всех углов между звеньями, которые применяются при расчёте сферического механизма с двумя степенями свободы. На основе полученной математической модели был произведен расчёт момента инерции от заданного движения кривошипа. Определены параметры движения по координатным осям, что позволит использовать формулы направляющих косинусов. Произведен расчёт дополнительных углов применяющихся при создании математической модели для момента инерции, полученные из пространственной сферы вокруг механизма. Получен момент мгновенного вращения данного механизма. По полученным данным задано определенное движение механизму, задан промежуток времени его движения, которые отражаются полученными

графиками. Графики получены для сравнения двух методов. Полученные графики отражают движение самого шатуна, и ползуна механизма. Также с помощью Maple проверен расчёт движения с моментом инерции самого механизма, с заданной различной массой, но с определёнными геометрическими параметрами звеньев механизма.

АКУСТООПТИЧЕСКИЙ ЭНДОСКОПИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ ДЛЯ ОДНОВРЕМЕННОГО ВИЗУАЛЬНОГО И СПЕКТРОМЕТРИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ТРУДНОДОСТУПНЫХ ПОЛОСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

^{1,2}Хохлов Д.Д., ^{1,2}Мачихин А.С., ^{1,3}Батшев В.И.

¹Научно-технологический центр уникального приборостроения
РАН, ²МЭИ, ³МГТУ имени Н.Э. Баумана, г. Москва
Научный руководитель — д.ф.-м.н. Пожар В.Э.

Эндоскопические методы являются одними из основных методов неразрушающего контроля труднодоступных узлов и агрегатов сложных технических объектов (авиационных и ракетных двигателей, газовых турбин, трубопроводов и т.д.). На сегодняшний момент с применением эндоскопов успешно решаются задачи визуализации труднодоступных деталей и узлов, а также проведения геометрических измерений их параметров. Одним из перспективных направлений расширения функциональных возможностей эндоскопических приборов является применение инструментов спектрального анализа при осуществлении эндоскопического контроля. Анализ данных о пространственном распределении спектральных свойств исследуемой поверхности поможет решить задачу идентификации допустимых и недопустимых веществ-загрязнителей на разных стадиях производственного цикла технического объекта.

В данной работе рассмотрена задача регистрации спектральных изображений и получения данных о спектрах отражения труднодоступных объектов с использованием эндоскопа. Для ее решения разработан, изготовлен и апробирован акустооптический видеоспектрометрический модуль, содержащий два оптических канала (широкополосный и спектральный) и совместимый со стандартными жёсткими линзовыми и гибкими волоконными эндоскопами. Приведены его оптическая схема и общий вид. Продемонстрированы результаты экспериментальной апробации с тестовыми объектами. Разработанный прибор может найти применение при неразрушающем контроле деталей и узлов летательных аппаратов при их производстве и эксплуатации.

РАЗРАБОТКА ЭКОНОМНОЛЕГИРОВАННОГО НИКЕЛЕВОГО ЖАРОПРОЧНОГО СПЛАВА ДЛЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Хрящев И.И., Данилов Д.В.

ПАО «ОДК-САТУРН», г. Рыбинск

Повышение жаропрочности вновь создаваемых высокожаропрочных литейных жаропрочных никелевых сплавов третьего поколения достигалось введением в их составы большого количества дорогостоящего тугоплавкого элемента рения ВЖМ1 (9,3% Re), ВЖМ2 (12% Re), ВЖМ5 (4% Re). Увеличение содержания рения в сплавах приводит к росту плотности сплавов, что является негативным фактором. Поэтому в последние годы проведены теоретические работы и исследования, которые позволили создать новые более жаропрочные монокристаллические рений-рутений содержащие сплавы четвертого и пятого поколений, обладающих меньшей плотностью

Однако недостаток такого подхода заключается в высокой стоимости получаемых сплавов, суммарная стоимость Re и Ru достигает более половины от общей стоимости всех шихтовых материалов.

В настоящее время одним из наиболее применяемых сплавов второго поколения для изготовления рабочих лопаток турбины является сплав ЖС32 (Re=4,5 %), которому в полной мере присущи отмеченные выше недостатки. Целью работы являлось создание сплава с эквивалентным уровнем жаропрочности, но не содержащего дорогостоящих элементов – рения и рутения.

Кроме того, необходимо разработать модель диффузии легирующих элементов в сечении дендритной ячейки для определения параметров режима термической обработки, которая обеспечила бы наиболее полную реализацию возможностей, заложенных в сплаве. В настоящее время выбор температуры и времени термической обработки осуществляется исходя из значений температур фазовых превращений на основании полученных экспериментальных данных и без учёта кинетики протекания диффузионных процессов.

В ходе выполнения работы проведен анализ развития никелевых жаропрочных сплавов и выбрана оптимальная система легирования для достижения максимальной жаропрочности. С применением компьютерного метода оптимизации жаропрочных сплавов (КМО ЖС) разработан новый экономнолегированный сплав для рабочих лопаток газовых турбин, предназначенный для эксплуатации при температурах до 1050°C. Сплав отличается высокой структурной стабильностью и экономным использованием легирующих элементов. Новый экономнолегированный сплав относится к первому поколению, при этом по уровню жаропрочности при 1000°C сплав соответствует сплаву третьего поколения – ЖС32.

Разработана уникальная методика определения коэффициентов диффузии легирующих элементов и, на основании полученных данных, расчёта оптимальной длительности термической обработки.

Выполнены микроструктурные исследования нового экономнолегированного сплава СЛЖС32, опробован режим термической

обработки с учётом кинетики диффузионных процессов, изготовлены образцы и проведены прочностные испытания.

Разработанный новый экономнолегированный сплав может найти широкое применение при изготовлении рабочих лопаток газовых турбин, обеспечивая снижение себестоимости без ущерба эксплуатационных характеристикам.

ЦИФРОВОЕ ПРОИЗВОДСТВО: CAD/CAM/CAE СИСТЕМЫ, OMW-ТЕХНОЛОГИИ И НЕЙРОСЕТЕВЫЕ АЛГОРИТМЫ АНАЛИЗА ДАННЫХ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ АВИАСТРОИТЕЛЬНОЙ ОТРАСЛИ

Чигринец Е.Г., Верченко А.В.

ПАО «Роствертол», г. Ростов-на-Дону

Научный руководитель — д.т.н., профессор Шевцов С.Н.

Руководствуясь государственной программой «Цифровая экономика Российской Федерации» (распоряжение Правительства №1632-р от 28.02.2017), где одними из основных сквозных цифровых технологий отмечены «новые производственные технологии» и «нейротехнологии и искусственный интеллект», выполнен анализ производственных проблем изготовления вертолётной техники на предприятии, тормозящих рост производительности труда и снижающих качество готовой продукции. Поставлены задачи, которые могут быть решены внедрением в производство элементов искусственного интеллекта на базе нейросетей и применением перспективных технологий в подготовке производства деталей вертолётной техники. Выполненное комплексное исследование носит научно-прикладной характер и может быть использовано для решения инженерных задач в ходе конструкторско-технологической подготовки производства деталей авиационных конструкций не только в рамках ПАО «Роствертол» и АО «Вертолёты России», но и всех предприятий отрасли.

В работе представлен системный подход к реализации конструкторско-технологической подготовки производства летательных аппаратов с применением цифровых технологий на предприятии ПАО «Роствертол». Теоретические исследования авторов базируются на основных положениях технологии машиностроения, теории вероятностей и математической статистики, теории нейронных сетей и градиентных методов нелинейной оптимизации.

Ограниченная жёсткость большинства деталей вертолёта вызвала необходимость моделирования их упругих деформаций в процессе обработки. Такое моделирование осуществляется в системах конечноэлементного моделирования (CAE). В качестве примера авторами выбрана конструкция детали «Наконечник», обеспечивающего надёжное соединение лопасти несущего винта вертолёта с ротором, оснащённым автоматом перекоса. Деталь имеет малую жёсткость и сложную геометрию. При этом траектории движения инструмента, созданные в САМ модуле, 3-D модели детали, заготовки и оснастки являлись исходными данными для моделирования. В ходе конечноэлементного моделирования выявлены зоны максимальных напряжений и деформаций, а также определены направления, точки приложения и величины сил

резания в сформированной системе «станок-приспособление-инструмент-деталь», что позволило внести коррекции в конфигурацию заготовки, режимы резания и реализацию схемы базирования.

Авторами проекта программно реализован процесс адаптивной лезвийной обработки с применением виртуального базирования особо ответственных деталей вертолёта Ми-28 сложной пространственной геометрии не имеющих явных технологических баз. Выполнена интеграция подпрограммы OMT-измерения (от англ. on-machine verification) с управляющим кодом операции механообработки, что позволило в режиме реального времени в автоматическом режиме вносить поправки в нулевую точку в зависимости от положения заготовки на столе станка без вмешательства наладчика.

На примере партии литейных заготовок, имеющих значительный разброс припусков и существенную величину геометрических отклонений технологических баз относительно теоретически необходимых, разработана комплексная технология механической обработки с применением методов параметрического программирования и OMT-измерений. Это позволило программно выполнить перераспределение припусков для обеспечения «вписываемости» детали в заготовку со значительными отклонениями взаимного расположения поверхностей, а также обеспечить стабильность процесса резания, повысив тем самым стойкость режущего инструмента и качество обработки.

По результатам промышленных испытаний на партии особо ответственных деталей вертолёта в количестве 60 штук установлено, что применение OMT-технологий позволило сократить количество брака по причине кривизны литейных заготовок на 90%, сократить машинное время обработки на 25% и расход режущего инструмента на 40%. По предварительным расчётам, учитывая программу выпуска, годовая экономия составит порядка 720 тыс. руб.

Значительное увеличение доли полимерных композиционных материалов (ПКМ), таких как стекло- и углепластики, в высоконагруженных несущих конструкциях летательных аппаратов обусловило появление технологических проблем: образование расслоений, температурная деградация полимерной матрицы, сильный износ режущего инструмента. Поскольку одним из основных требований современного производства является максимальная производительность процесса при требуемых показателях качества, авторами проекта на примере лонжеронов лопастей несущего винта вертолётов Ми-28 и Ми-35 выполнены комплексные научно-прикладные исследования по использованию элементов искусственного интеллекта на базе нейронных сетей в качестве моделей, обеспечивающих адекватный прогноз качества механической обработки. Процедура обучения разработанных искусственных нейронных сетей (ИНС) выполнена с использованием алгоритма обратного распространения ошибки и на данном этапе была исследована зависимость режимов обработки и конструктивно-геометрических параметров инструментов на образование расслоений. Исследована работа нейросетей в первую очередь в рамках виртуальных экспериментов с использованием средств имитационного моделирования, а затем на реальных образцах лонжеронов ЛНВ. Выдаваемые результаты ИНС показали достаточно согласованные

с экспериментом данные с уровнем достоверности 99%. После того как нейросети научились давать результаты по известным данным, за счёт способности к обобщению были получены новые результаты, которые не встречались в рамках обучения. Точность предсказания размеров дефектов ИНС показали на уровне 96%.

Разработанная концепция применения элементов искусственного интеллекта в технологической подготовке производства лопастей несущего винта из ПКМ позволяет получать адекватные модели прогноза качества механической обработки и вносить поправки в параметры техпроцесса, что обеспечивает отсутствие дефектов, как следствие, снижение издержек на устранение дефектов и брак. По результатам промышленной отработки время внедрения технологических процессов механообработки новых изделий из ПКМ с применением нейросетей снижается на 15%, при одновременном уменьшении частоты брака на 80%, что особенно актуально для дорогостоящих несущих конструкций из полимерных композитов, имеющих долгий технологический цикл изготовления.

Работа выполнена в интересах и при поддержке РВПК ПАО «Роствертол» имени Б.Н. Слюсаря, однако полученные результаты могут быть использованы на всех предприятиях отрасли. Представленным технологии прошли апробацию в механообрабатывающих цехах и Лопастном заводе предприятия, что подтверждено актом промышленных испытаний (см. приложение). Отдельные научные и прикладные результаты использованы при выполнении совместных НИОКР с Южным научным центром Российской академии наук, а также гранта РФФИ 15-08-00849.

КОНСТРУКЦИЯ МАЛОГАБАРИТНОЙ ГОЛОВКИ ЗАКРЫТОГО ТИПА ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СВАРКИ ПНЕВМОГИДРОСИСТЕМ ДИАМЕТРОМ ДО 18 ММ В МОНТАЖНЫХ УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕННОЙ ДОСТУПНОСТИ

Чичков С.А.

ФГУП «НПО «Техномаш», г. Москва

В статье изложены результаты конструирования опытного образца оборудования (сварочной головки) для орбитальной сварки пневмогидросистем малых диаметров в атмосфере защитного газа в особо стесненных монтажных условиях, разработанной для обеспечения производства новейших космических аппаратов. Кратко представлена её конструкция и отличие от существующих аналогов.

В настоящее время орбитальная сварка в атмосфере защитного газа является самым надёжным способом получения неразъёмных соединений трубопроводов пневмогидросистем различного, в том числе и космического, назначения. Эта технология сочетает в себе проверенный временем физический принцип и автоматизированное управление множеством параметров, влияющих на качество сварного шва, что подразумевает минимальное вмешательство человека в процесс и позволяет добиться минимальной дефектности и максимальной

повторяемости качественного результата. Для производства новых образцов космической техники (например, пилотируемый корабль нового поколения), предполагающей разветвленную систему трубопроводов малого диаметра, необходима разработка нового технологического оборудования, которое обеспечивает особо качественную сварку частей пневмогидросистем в условиях ограниченной доступности стыков и плотной компоновки.

Для решения подобной задачи разработан и изготовлен опытный образец малогабаритной сварочной головки камерного типа новой конструкции. Данная головка не имеет доступных аналогов по массогабаритным характеристикам и содержит новые конструкторские решения, которые непосредственно влияют на её применимость для производства современных изделий РКТ и технологическое обеспечение качества сварных швов элементов пневмогидросистем.

Управление процессом сварки осуществляется аппаратурой управления в автоматическом режиме, что позволяет программировать и воспроизводить необходимый режим со стабильным качеством сварного шва.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кулик В.И. и др. Орбитальная дуговая сварка трубопроводов // Сварочное производство. 1992. №10. С.10-13.
2. Новое поколение малогабаритных камерных головок закрытого типа для орбитальной сварки стальных трубопроводов диаметрами 14-18 мм в стесненных монтажных условиях / Чичков С.А., Кулик В.И. // Вестник ФГУП «НПО «Техномаш» 2018. №6. С.14-17.
3. Сварка. Резка. Контроль: Справочник в 2-х томах / Под общ. ред. Н.П. Алешина, Г.Г. Чернышева. М.: Машиностроение, 2004.

ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАГОТОВОК ИЗ ПОРОШКА ГЕКСАБОРИДА ЛАНТАНА МЕТОДОМ ХОЛОДНОГО ПРЕССОВАНИЯ

Ше В.Р., Протопопов Е.В.

ФГУП ОКБ «Факел», г. Калининград
Научный руководитель — Назарова Я.А.

Информация о перспективах создания заготовки гексаборида лантана методом холодного прессования. Описаны основные этапы отработки технологии холодного прессования. Проводится сравнение методов горячего и холодного прессования. Схематически представлена технология получения заготовки из гексаборида лантана. Описаны проблемы, возникающие в процессе холодного прессования и их решения.

Современные спутники, средств связи и не только, оснащены стационарными плазменными двигателями. Актуальным вопросом является усовершенствование технологии и выбор материалов для их изготовления.

Самым подходящим материалом для изготовления терموкатода является монокристалл гексаборида лантана (LaB6). Выбор обусловлен

его уникальными свойствами: в области электронной эмиссии, высокой температуры плавления 2740 о С и высокой твёрдости.

В настоящее время термокатоды из этого материала широко распространены и используются в таких двигателях, как: СПД-50, СПД-100, СПД-140 и т.д. На предприятие «ОКБ» Факел, существует установка, позволяющая методом зонной переплавки получать монокристаллическую структуру из заготовок, полученных методом прессования.

Проанализировав российский рынок было установлено, что преобладающий сегмент заготовок получен методом горячего прессования. Однако оборудование для изготовления горячепрессованных заготовок дорогостоящее. В связи с этим перед предприятием «ОКБ» Факел, была поставлена задача, удешевить производство заготовок и наладить производство на собственных мощностях.

Новизна и значимость состоит в том, что технология «Холодного прессования» является наиболее подходящей для изготовления заготовок из гексаборида лантана, так как в дальнейшем для изготовления монокристаллов методом бестигельной зонной плавки значимым критерием является открытая пористость заготовок, для облегчённого выхода примесей при выплавке монокристалла.

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТЕКЛЯННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ ТЕРМООПТИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ КОСМИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ

^{1,2}Юдин А.Д., ²Дмитриев А.О.

¹МАИ, г. Москва

²Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина», г. Химки, Московская область
Научный руководитель — д.т.н. Сысоев В.К.

В настоящее время для систем терморегулирования космических аппаратов успешно используется термооптические покрытия. Тип покрытий класса «солнечные отражатели» предназначен для применения на радиационных поверхностях, обеспечивающих отвод избыточного тепла в окружающее космическое пространство в условиях одновременного облучения этих поверхностей Солцем. В качестве рабочего покрытия на радиационных панелях на автоматических космических аппаратах (АКА) отрасли применяется терморегулирующее покрытие К-208Ср. Оптическое стекло К-208 разработано на основе широко известного и распространенного стекла К-8 с добавкой 2% СеО₂. Терморегулирующее покрытие К-208Ср представляет собой пластины оптически прозрачного стекла К-208 толщиной 150±20 мкм, размерами 20х20, 25х25, 40х40 мм, с последовательно нанесенными в вакууме на одну сторону электропроводящего прозрачного покрытия, а на другую сторону слои серебра и нержавеющей стали, приклеенные металлизированной стороной к корпусу изделия. Оно обладает наименьшим значением соотношения термооптических характеристик As/ε, а также имеет высокую радиационную стойкость. Цель данной работы – системный анализ технологии изготовления стеклянных элементов для термооптических покрытий космических элементов,

проводимой в сотрудничестве АО «НПО Лавочкина» с РХТУ им. Д.И. Менделеева и Центром оптического стекла. В статье показаны все этапы получения высококачественных стеклянных элементов терморегулирования космических аппаратов. Были проанализированы эффекты, при которых возникают отклонения от заданных требований к стеклянным элементам, и предложены меры по их устранению. Так же были рассмотрены методы по повышению прочности стеклянных элементов.

**Направление №9
Экономика
и менеджмент
предприятий
аэрокосмического
комплекса**

КОНЦЕПЦИЯ ВНЕДРЕНИЯ RFID-ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАПРОМЫШЛЕННЫЕ ПРЕДПРИЯТИЯ ГА РФ

Бублик Д.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.э.н., доцент Опрышко Н.В.

На сегодняшний день основной составляющей стратегий развития авиационной отрасли РФ является поддержание лётной годности и совершенствование системы послепродажного обслуживания (далее – ППО) самолётов. Авиапредприятия пришли к выводу, что большим спросом будут пользоваться самолёты с минимальной стоимостью жизненного цикла и максимальным уровнем готовности. Умения производить и экономически грамотно эксплуатировать самолёт приобретают особую актуальность в связи с усложнением авиатехники и её эксплуатации наряду с повышением эффективности авиатранспортного производства.

Основные мероприятия по совершенствованию ППО гражданской авиации (далее – ГА) таких авиагигантов как Airbus и Boeing связаны с RFID-чипированием основных элементов самолёта. Технологии, основанные на радиочастотном излучении, привлекли свое внимание ведущих авиастроительных предприятий возможностью осуществления мониторинга состояния элементов самолёта от момента производства до утилизации в режиме реального времени, осуществляемого с высокой точностью.

Большое расстояние считывания одновременно нескольких незаметных «стикеров» с чипом памяти, который может хранить в различных условиях окружающей среды разный объём информации с последующей возможностью внесения корректировок данных, привлекли внимание российской авиационной общественности, но пока что наблюдаются только первые шаги во внедрении данных технологий в гражданскую авиаиндустрию РФ. Известно, что RFID-технологии будут применяться для ППО SSSJ-100 и MC-21.

Очень важно определить, какой элемент и каким тегом будет промаркирован, а для этого необходимо определить, какими данными будет заполнена память метки определенного узла самолёта. Если же все элементы будут промаркированы только пассивными тегами, это не приведет к ожидаемому эффекту – данные меток не будут отражать текущее состояние параметров элементов самолёта. Переоснащение самолёта активными метками тоже является излишним и дорогим мероприятием и может привести к сбою работы всей RFID-системы.

Упростить выбор метки и элемента поможет автоматизация процесса с помощью внедрения ABC-анализа RFID-маркирования в базу данных анализа логистической поддержки – LSA Suite. После внедрения ABC-анализа, появится возможность автоматического формирования списка элементов с подобранными RFID-метками. Хранение больших объёмов информации на RFID-метках самолётов авиапредприятия будет осуществляться специализированными дата-центрами.

Тестируемое воздушное судно с промаркированными элементами должно совершать рейс только в аэродромы, оснащенные RFID-системой. Если интерпретированная RFID-ридером информация будет совпадать

с данными, полученными с помощью измерительных приборов, то эксперимент будет признан успешным, и RFID-маркирование этих и других элементов подлежит продолжению. При большом отклонении параметров, от показателей, полученных при анализе состояния изделия приборами, метка подлежит замене или перепрограммированию. Проводя тестирование на гражданских самолётах, вышедших с конвейера и осуществляющих рейсы, авиапредприятие постепенно оснастит лайнеры, цеха и аэродромы RFID-системами.

Применение RFID-технологий позволяют сократить время проведения инвентаризации, что является одним из существенных факторов при производстве и обслуживании самолётов. Поскольку информация автоматически считывается и заносится при необходимости в базу данных, это делает процесс поиска, учёта и перемещения элементов, основных узлов самолёта прозрачным. Появляется возможность контроля передвижения объектов на каждом этапе производства и оперативного реагирования на технические сбои внутри процесса. Обеспечивается снижение влияния человеческого фактора, увеличивается точность инвентаризации. Использование RFID-технологий для контроля передвижения закупочных комплектующих с момента поставок до этапа реализации позволяет исключить попадание несертифицированного элемента.

РАЗРАБОТКА МЕРОПРИЯТИЙ ПО ПОВЫШЕНИЮ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ ПРОДУКЦИИ ПРЕДПРИЯТИЯ «АКЦИОНЕРНАЯ ХОЛДИНГОВАЯ КОМПАНИЯ «СУХОЙ»

Войнов С.М., Осипова А.О.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.э.н., доцент Сивоплясова С.Ю.

На сегодняшний день мировой рынок имеет более высокий потенциал, по сравнению с внутренним. Поэтому повышение конкурентоспособности – это необходимое условие для успешной интеграции России в мировую индустрию авиаперевозок, а также повышение имиджа компании.

Проект посвящен изучению и оценке конкурентоспособности продукции на предприятии «Акционерная холдинговая компания «Сухой», который является крупнейшим российским авиационным холдингом. Компания «Сухой» входит в Объединенную авиастроительную корпорацию (ОАК). В состав холдинга «Сухой» входят ведущие российские конструкторские бюро и серийные самолётостроительные заводы. Компания обеспечивает выполнение полного цикла работ в авиастроении — от проектирования до эффективного послепродажного обслуживания. Продукция холдинга — боевые самолёты марки «Су» являются передовыми образцами мирового рынка вооружений и составляют основу фронтовой авиации России и тактической авиации многих стран мира. Компания «Сухой» – крупнейший российский экспортер авиационной техники. В настоящее время Компанией реализуются перспективные программы в области

военного и гражданского авиастроения. Сегодня предприятие является одним из ведущих в авиационной промышленности, и его продукция конкурирует с ведущими самолётами мировой авиации. В современной политической и экономической ситуации в России важно повышать конкурентоспособность продукции для более устойчивой позиции на мировом рынке.

Термин «конкурентоспособность» в настоящее время является одним из наиболее распространенных применительно к национальной экономике, промышленности, предприятиям, товарам и т.д. Конкурентоспособность продукции - это ее преимущество по отношению к другим товарам-аналогам этой же отрасли одной страны или из разных стран, а также является залогом получения высокой прибыли.

Проблема оценки конкурентоспособности компании является сложной, поскольку конкурентоспособность состоит из большого количества разных факторов.

В работе произведен расчёт интегрального показателя конкурентоспособности, а также анализ изменения конкурентоспособности одного из продуктов «Акционерная холдинговая компания «Сухой» Сухой Суперджет 100. Проведено исследование доли продаж товара Сухой Суперджет 100 на рынке авиации, в том числе и доли экспорта. Было выявлено, что предприятие занимает долю 18-24% от мирового рынка военной и гражданской авиации, наряду с европейскими и американскими компаниями.

Результаты настоящей исследовательской работы могут быть применены на практике на предприятии «Акционерная холдинговая компания «Сухой». Рекомендации, приведенные в данной исследовательской работе, позволят провести соответствующие мероприятия, для повышения конкурентоспособности товара Сухой Суперджет 100 на рынке авиации и повысить имидж компании.

АКТУАЛИЗАЦИЯ СОЗДАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ КАК ИНСТРУМЕНТОВ МЕНЕДЖМЕНТА И ПЛАНИРОВАНИЯ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА

Гаврилова И.А.

АО «КБП», ТГПУ им. Л.Н. Толстого, г. Тула

Объектом исследования настоящей конкурсной работы являются программные модули (структурные единицы) корпоративной системы управления программами и проектами, обеспечивающие работу главного конструктора и руководства конструкторского подразделения.

Целью исследования является среда для разработки концепции автоматизации информационного потока в масштабе предприятий оборонно-промышленного комплекса и их филиалов и определение основных инструментов менеджмента и планирования выполнения проектов под руководством главного конструктора.

В процессе выполнения конкурсной работы проведен анализ перспектив развития оборонно-промышленного комплекса. Выявлены основные направления развития, в том числе развития IT-сферы,

в условиях, заданных Правительством РФ. Тенденции внедрения IT-проектов, предлагаемых Государственными корпорациями оборонно-промышленным предприятиям, имеют глобальный недостаток: не учтены первоочередные потребности конструкторских коллективов в информационном обеспечении управления проектами (НИР, ОКР). Как правило, идеи создания инновационной продукции принадлежат коллективу конструкторов. Одним из основополагающих документов, который определяет этапы, порядок выполнения, комплект сопровождающих документов проектов (НИР, ОКР) по государственному заказу, является ГОСТ РВ 15.203-2001. Техническое руководство проектами осуществляет главный конструктор. Его потребности в комплексной оценке текущей ситуации и перспектив выполнения проектов требуют наличия подробной информации о ходе разработки конструкции, выпуске ключевых технических и плановых документов, сопровождении производства образцов и итоговой информации о результатах финансовой, экономической, логистической и других сопутствующих аспектов выполнения проектов.

В 2017 году утверждена программа «Цифровая экономика Российской Федерации» (далее – программа). Она представлена сквозными цифровыми технологиями:

- Большие данные;
- Нейротехнологии и искусственный интеллект;
- Системы распределенного реестра;
- Квантовые технологии;
- Новые производственные технологии;
- Промышленный интернет;
- Компоненты робототехники и сенсорики;
- Технологии беспроводной связи;
- Технологии виртуальной и дополненной реальности [2].

Заявленные технологии масштабны и требуют конкретизации. Их адаптация на предприятиях оборонно-промышленного комплекса неизбежна.

Согласно программе, Государственная корпорация «Ростех» определена в качестве центра компетенции. Входящая в её состав компания «Высокоточные комплексы» утвердила «Программу информатизации ...» АО «КБП», его филиалов и зависимых обществ.

В конкурсной работе разработана структура и предложена иерархия программных модулей (структурных единиц) в составе корпоративной системы управления программами и проектами (КСУПП) для обеспечения деятельности главного конструктора и руководства конструкторских подразделений:

- Автоматизированный комплекс системы оперативного управления, контроля и оповещения выполнения проектов;
- Система информационного обеспечения прогнозирования, планирования и управления проектами;
- Система баз данных проектов.

Реализация идеи создания подобных инструментов менеджмента и планирования органически вписывается в компетенции предприятий Тулы: производство оборонной продукции. Технологические тренды развития цифровой экономики позволят организовать взаимодействие

между АО «АК «Туламашзавод», АО «НПО «Сплав», АО «КБП», АО «НПО «БАЗАЛТ», АО «Щегловский вал» как элементами единого индустриального кластера. Основанием для этого служат критерии А. Маршалла:

- Наличие на территории трудовых ресурсов в необходимом количестве и с требуемой квалификацией;
- Развитие сопутствующих отраслей;
- Наличие специализированных фирм на всех этапах производства [1].

Также в работе приведены результаты, полученные путём экспертной оценки влияния на сроки запуска опытного образца в серийное производство рисков их срыва при условии внедрения в КСУПП предложенных инструментов менеджмента и планирования.

ЛИТЕРАТУРА:

1. Гаврилова И.А. Организация плановой и бюджетной деятельности в рамках индустриального кластера. Научные исследования и разработки. Экономика. – 2018. № 1. – С. 54-59.

2. Распоряжение Правительства Российской Федерации от 28 июля 2017 года № 1632-р «Об утверждении программы «Цифровая экономика Российской Федерации».

СИСТЕМА ОПЕРАТИВНО-КАЛЕНДАРНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ ВЕРТОЛЁТСТРОИТЕЛЬНОЙ ОТРАСЛИ

Голубник С.В.

ПАО «Арсеньевская авиационная компания «Прогресс»
им. Сазыкина Н.И.,
г. Арсеньев, Приморский край
Научный руководитель — Леонова М.В.

Планирование производства - это систематическая деятельность, которая позволяет рассчитать и спрогнозировать цели и этапы производственного процесса при таких изменениях, как расширение товарного ассортимента, внедрение нового продукта или услуги, применение новой техники, устранение слабых мест в существующей рабочей системе и т.д. Система оперативно-календарного планирования (ОКП) – комплекс взаимосвязанных элементов, подчиненных единой цели: обеспечение слаженного и согласованного хода производства по выпуску продукции в соответствии с требованиями потребителей. Цель оперативно – календарного планирования – это координация работ цехов, участков и отдельных рабочих мест по срокам выполнения плановых заданий. В рамках данной конкурсной работы описывается выполнение самостоятельной модернизации и автоматизации существующей системы планирования производства, на основе программы собственной разработки «АСУ «ПРОГРЕСС». В качестве рабочей площадки был выбран заготовительно-штамповочный цеха предприятия. Существенным ограничением данного цеха на момент внедрения производственного контура ОКП на базе АСУ «ПРОГРЕСС» являлось практически ручное планирование производства и отсутствие прозрачности запасов, заделов,

полуфабрикатов, загрузки персонала в производственных участках. По итогам внедрения в настоящий момент успешно решаются следующие задачи:

- Автоматическое формирование месячного номенклатурного плана производственного мастера;
- Автоматическое формирование таких печатных форм, как «Маршрутная Карта» и «Бирка Накладная», с последующей возможностью использовать хранимую в них информацию в других сопряженных программных продуктах;
- Автоматическое отслеживание местоположения партии деталей по фиксированным статусам и контрольным точкам;
- Фиксация факта выполнения технологической операции за конкретным исполнителем;
- Автоматическое формирование нарядов (с возможностью распечатки) по факту выполнения технологических операций;
- Возможность формирования электронной заявки на комплектацию и выдачу средств технологического оснащения, необходимых для качественного выполнения технологической операции;
- Выполнение автоматической обновления грифа по факту выполнения партий деталей.
- Автоматизированное формирование печатной формы документа «Ежедневная сводка».

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ТЕХНИКО- ЭКОНОМИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ НОВЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАГИСТРАЛЬНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Карпов А.Е.

НИЦ институт имени Н.Е. Жуковского, г. Жуковский,
Московская область

Научный руководитель — д.э.н. Ключков В.В.

Российское гражданское авиастроение разработало и осваивает производство новых ВС с технико-экономическими характеристиками, которые сравнимы с продуктами ведущих иностранных производителей. Тем не менее, их продвижение на внутренний и внешний рынки в нынешней экономической ситуации вызывает затруднения. Для краткосрочных интервалов планирования рассматриваются проекты по производству воздушных судов с газотурбинными двигателями, которые уже выходят на авиационные рынки и могут быть модернизированы и улучшены в ближайшие несколько лет. Предложен метод обоснования требований к технико-экономическим характеристикам проектируемых магистральных воздушных судов, при соответствии которым российское гражданское авиастроение имеет шансы на значительные объёмы выпуска. В среднесрочной перспективе на магистральных воздушных судах возможно применение электрических гибридных силовых установок. Их внедрение, вероятно, будет сопровождаться ужесточением экологических норм в ведущих странах мирового гражданского авиастроения, что будет способствовать

производству гибридных самолётов, даже уступающих по экономическим показателям воздушным судам с газотурбинными двигателями. В работе представлен метод обоснования принятия решения о разработке и освоении производства самолётов с электрической гибридной силовой установкой, чтобы удовлетворить перспективным экологическим требованиям ведущих зарубежных стран при возможности ограничиться развитием самолётов с газотурбинными двигателями и использовать их только на внутреннем рынке.

ЛИТЕРАТУРА

1. Фролов И.Э. Оценка потенциала развития российской авиации в долгосрочной перспективе с учётом освоения Арктики: воспроизводственный и технологический аспекты // Проблемы прогнозирования. 2016, № 6. С. 30-41
2. Клочков В.В. Управление инновационным развитием гражданского авиастроения / М.: ГОУ ВПО МГУЛ, 2009 – 280 с.
3. Клочков В. В., Гусманов Т. М. Проблемы прогнозирования спроса на перспективные пассажирские самолёты российского производства // Проблемы прогнозирования. 2007. № 2.
4. Хрусталева Е.Ю., Бурилина М.А. Финансово-экономическое обоснование необходимости обновления парка пассажирских самолётов // Финансовая аналитика: проблемы и решения. Вопросы экономики, № 12 (150), 2013, С. 2-12.
5. Варюхина Е.В., Клочков В.В. Стандарты и нормы как инструменты протекционизма: проблема определения границ рынков (на примере гражданского авиастроения) // Журнал экономической теории. 2016. № 2. С. 57-71.
6. Клочков В.В. Организация конкурентоспособного производства и послепродажного обслуживания авиадвигателей / М., Экономика и финансы, 2006 – 464с.
7. Обзор рынка 2017-2036, ОАК, 2017.
8. <https://www.vedomosti.ru/business/articles/2018/02/01/749674-aeroflot-ms-21>
9. Клинский Б., Назаренко Ю. К вопросу об антропогенном изменении климата, и о проблемах с Монреальским и Киотским протоколами // Двигатель, № 6, 2005
10. Клочков В.В., Гусманов Т.М. Экологические стандарты как инструмент стимулирования спроса на продукцию авиационной промышленности // Маркетинг в России и за рубежом, № 3, 2007, С. 39–45.
11. Карпов А.Е., Клочков В.В. Альтернативы технологического развития магистральных самолётов и национальные интересы России // Дружеровский вестник, 2018.
12. Клочков В.В., Карпов А.Е. Анализ влияния обменного курса на экономическую эффективность локализации высокотехнологичного производства (на примере авиастроения) // Аудит и финансовый анализ, 2016, №4. С. 102-110.
13. http://ar2016.aeroflot.ru/aeroflot/annual/2016/gb/Russian/pdf/annual_report.pdf

14. Hoelzen J. et al. Conceptual design of operation strategies for hybrid electric aircraft // *Energies* 2018, 11, 217.

15. <https://www.vedomosti.ru/business/articles/2017/11/30/743657-elektrosamolet>

16. Aircraft Manufacturing: 1997, 2002, 2007, 2012 // in: 1997; 2002, 2007, 2012 Economic Census. Manufacturing. Industry series / Статистический сборник – U.S. Census Bureau, 1999; 2004, 2009, 2014.

17. Aircraft Manufacturing tables // Statistics for Industry Groups and Industries / Статистический сборник - U.S. Census Bureau, 2015, 2016

18. Ключков В.В., Карпов А.Е. Анализ экономической эффективности кооперации России и КНР на рынке широкофюзеляжных пассажирских самолётов // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2016. № 8. С. 17-31.

АВТОМАТИЗАЦИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОГНОЗОВ ЭКСПОРТНОГО ПОТЕНЦИАЛА ПРЕДПРИЯТИЯ

Козлов А.Е.

ПАО «Арсеньевская авиационная компания «Прогресс» им. Н.И. Сазыкина», Дальневосточный федеральный университет,
г. Арсеньев, Приморский край
Научный руководитель — Денисенко Ю.П.

В настоящее время внешнеторговые связи получают все большее развитие в составе хозяйственной деятельности предприятий. К экономическому, производственному и техническому сотрудничеству с партнёрами из зарубежных стран возрастает неподдельный интерес российских предприятий. Это позволяет использовать преимущества международной кооперации производства, что в свою очередь повышает эффективность функционирования предприятий, укрепляет их конкурентоспособность, предоставляет возможности для дальнейшего совершенствования и развития.

Развитие в России экспортного потенциала важно и актуально для экономического развития страны. Учитывая необходимость снижения зависимости от экспорта сырьевых товаров, не менее важной становится проблема диверсификации номенклатуры отраслей. Несомненно, на сегодняшний день существует проблема развития отечественного экспорта. В значительной степени её решение связано с развитием уровня экспортного потенциала не только отраслей, но и отдельно взятых предприятий. Однако даже при отсутствии общепринятой трактовки понятия экспортного потенциала, возможность управления им осложняется.

В научной литературе понятие экспортного потенциала трактуется по-разному. Так одни публикации характеризуют экспортный потенциал, как объём производимой и экспортируемой продукции [1,2], другие – как важнейшую составляющую экономического потенциала [3-7]. Более точное определение приведено в Современном экономическом словаре [8]: «Экспортный потенциал – потенциальная способность, возможность данной страны экспортировать имеющиеся у нее или производимые ресурсы, продукты». По нашему мнению, экспортный потенциал –

комплексный показатель, отражающий объём востребованной на внешнем рынке конкурентоспособной продукции, которую могут произвести и реализовать предприятия в существующих рыночных условиях [9].

Чтобы адекватно подойти к оценке рисков, связанных с экспортной деятельностью, необходимо проанализировать текущее состояние предприятия, чтобы не причинить ущерб предприятию в будущем. Для этих целей нами была разработана методика анализа потенциала предприятия, позволяющая получить максимально полное представление о предприятии: его основной продукции, рынках сбыта, отрасли, в которой работает предприятие, финансовых показателей его деятельности. Экспресс-оценка предприятия позволяет выявить, насколько проблемной является деятельность предприятия, устойчивое или же неудовлетворительное организационно-финансовое положение предприятия, необходимо ли оптимизировать бизнес-процессы или, наоборот, у предприятия есть достаточное количество перспективных точек роста и развития.

После проведения экспресс-оценки, проводится анализ показателей внутреннего (уровня трудовых, финансовых, производственных, информационных, мощностных ресурсов, научно-технического потенциала и эффективности управления предприятием) и внешнего экспортного потенциала предприятия (привязан к конкурентоспособности выпускаемой предприятием продукции, к логистике, маркетингу, сервисному и послепродажному обслуживанию), сведенных нами в один показатель – интегральный коэффициент экспортного потенциала, отражающий многокритериальную свертку факторов комплексной оценки деятельности предприятия и внешнеполитических факторов, позволяющих оценить экспортный потенциал и уточнить управленческие воздействия, направленные на его повышение [10].

Набор вышеуказанных факторов позволяет построить адекватные экономико-математические модели, которые и составляют сущность прогнозов. Ценность исследования экспортного потенциала предприятия определяется не только разработанным автором методическим инструментарием, созданным в объектно-ориентированной среде Borland Delphi программным продуктом, но ещё и тем, что созданная модель прогноза экспортного потенциала учитывает самый непредсказуемый для прогнозов фактор – политический (войны, военные конфликты, санкции, ВВП), который играет значимую роль в прогнозе и дает представление о том, будет ли продукция иметь возможность экспортироваться на внешние рынки, если завтра введут новые санкции или Россия вступит в вооруженные конфликты. Авторская модель, как и программа, дает возможность обоснованно принять решение в условиях достаточной определенности и может считаться оптимальной моделью прогнозирования экспортного потенциала предприятия, позволяющей сформировать стратегию развития предприятия и грамотно спланировать бюджет процессов, связанных с внешнеэкономической деятельностью как заблаговременно (в долгосрочной перспективе), так и на 2-3 месяца (краткосрочные прогнозы).

ЛИТЕРАТУРА

1. Давыденко Е.Л. Экспортный потенциал Республики Беларусь в условиях роста международной конкуренции / Банкаўскі веснік. – 2008. – № 13. – С. 48–50.
2. Экспортный потенциал белорусского растениеводства. Национальный центр маркетинга и конъюнктуры цен [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://export.by/resources/izdaniya_i_publicacii/ksportnii_potencial_belorusskogo_rastenievodstva.html.
3. Лещиловский П.В. Индексная оценка ресурсного потенциала, её сущность и значение / П.В. Лещиловский, А.В. Мозоль // Вестник БГЭУ. – 2004. – № 3.
4. Мозоль А.В. Методологические подходы к оценке и управлению процессом использования аграрного производственного потенциала в условиях действия факторов неопределенности и риска / А.В. Мозоль // Агроэкономика. – 2011. – № 2. – С. 19–24.
5. Мозоль А.В. Принципы формирования и использования экспортного потенциала в АПК / А.В. Мозоль // Экономический рост Республики Беларусь: глобализация, инновационность, устойчивость: материалы III междунар. науч.-практ. конф., Минск, 19–20 мая 2010 г.: в 2 т. / БГЭУ. – Минск, 2010. – Т. 2. – 323 с.
6. Мозоль А.В., Гавдур В.Н. Организационно-экономические принципы и тенденции формирования и использования экспортного потенциала АПК // Сельское хозяйство – проблемы и перспективы: сборник научных трудов. – Гродно: ГГАУ, 2012. – Т. 17. С. 116–125.
7. Мозоль А.В., Гавдур В.Н. Теоретико-методологические аспекты экономического содержания и оценки экспортного потенциала АПК // Сельское хозяйство – проблемы и перспективы: сборник научных трудов. – Гродно: ГГАУ, 2012. – Т. 17. С. 126–131.
8. Райзберг, Б.А. Современный экономический словарь / Б.А. Райзберг, Л.Ш. Лозовский, Е.Б. Стародубцева. – М.: ИНФРА-М, 1999. – 479 с.
9. Козлов А.Е. Экспортный потенциал авиастроительного предприятия: тенденции развития и прогнозное моделирование (на примере ОАО «Арсеньевская авиационная компания «Прогресс» им. Н.И. Сазыкина») / «Вестник Московского авиационного института», Том 25, выпуск № 1, 2018. – 255 с.
10. Лосев, В.С. Производственный потенциал: оценка, управление. – Хабаровск: РИОТИП, 1998. – 233 с.

СОЗДАНИЕ БЕЗОТРЫВНОЙ СИСТЕМЫ ТРУДОУСТРОЙСТВА ПИЛОТОВ-ВЫПУСКНИКОВ

¹Коротков А.А., ²Приказчиков Е.А.

¹МАИ, г. Москва

²Ульяновский институт гражданской авиации имени Б.П. Бугаева
Научный руководитель — Захаров К.Р.

Являющийся заключительным этапом обучения многих молодых специалистов этап трудоустройства представляет определённые трудности, связанные с поиском вакантных мест, сбором необходимого пакета документов. Однако для только что выпустившихся из учебных заведений гражданской авиации пилотов трудоустройство не что иное, как длительный процесс переподготовки на определённый тип самолёта, прохождение дополнительных специальных курсов, не включённых в процесс получения основного высшего/среднего образования. В среднем прохождение описанных мероприятий занимает около 6-7 месяцев после окончания.

Особенность трудовых договоров многих российских авиакомпаний такова, что вчерашний выпускник, которому ещё предстоит переподготовку, при подписании договора уже входит в штат пилотов. При этом на протяжении 6-7 месяцев никакой прибыли он как пилот авиакомпании не приносит, а авиакомпания сама оплачивает его переподготовку. На основании финансовых отчетов авиакомпаний, каждый пилот в месяц приносит примерно 2.5 миллиона рублей, то есть за 6-7 месяцев переобучения авиакомпания недополучит 15 миллионов рублей.

Сейчас авиакомпании испытывают нехватку пилотов, поэтому только для одной авиакомпании Аэрофлот планируется набор около 350 пилотов, из которых не менее 300 выпускников. При использовании действующей системы трудоустройства Аэрофлот недополучит 4-4.5 миллиарда рублей.

Для уменьшения сроков переобучения и увеличения чистой прибыли необходимо структурировать учебный процесс таким образом, чтобы срок переподготовки в авиакомпании составлял не более одного месяца на изучение руководства по производству полётов данной компании.

На данный момент уже сформированы критериальный отбор и программа приоритетности на переобучение в авиакомпании. Внедряется прохождение дополнительных курсов, после которых при получении свидетельства коммерческого пилота приступает к тренажёрной подготовке на тип ВС. Таким образом, по окончании курсант вместе с дипломом получает допуск на ВС и через месяц приступает к лётной деятельности в авиакомпании.

ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОРАЗОВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ (МТКС) ПО СРАВНЕНИЮ С ОДНОРАЗОВЫМИ

Левченко Н.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — Прохорова Е.П.

С каждым годом Россия совершает всё меньше коммерческих космических запусков и это связано прежде всего с нарастающей конкуренцией на рынке запусков, в которой активное участие стали принимать не только страны, но и компании. Целью моей работы является формирование и разработка методики оценки экономической эффективности и последующей эксплуатации МТКС по сравнению

с одноразовыми космическими системами. Проведя анализ запусков и долю рынка, которую занимает РФ и американская коммерческая компания SpaceX использующая на постоянной основе МТКС, мы получаем:

- 2014 год (РФ – 39%; SpaceX – 17%);
- 2015 год (РФ – 30%; SpaceX – 23%);
- 2016 год (РФ – 20%; SpaceX – 22%);
- 2017 год (РФ – 20%; SpaceX – 28%).

По полученным данным можно описать следующую сложившуюся ситуацию – потребители пусковых услуг значительно увеличивают свои риски, но при этом предпочитают молодую, мало известную компанию, имеющую минимальную цену услуги. В данный момент первые ступени ракет-носителей после завершения работы (происходит на высоте 100 – 120 км) просто падают на Землю. Производство новой ракеты, даже уже с налаженным производством, всё равно во много раз превышает стоимость используемого топлива для запуска и проведения сервисного обслуживания перед повторным использованием. Сохраняя часть ракеты или её целиком позволяет сэкономить приличную сумму – от 30% стоимости запуска. Например, если пуск одноразовой модификации Falcon 9 обходится в \$60 млн., то с возвращаемой ступенью обойдется \$40 млн. В РФ несколько КБ, такие как РКК «Энергия», РКЦ «Прогресс» уже ведут активную работу по проектированию МТКС среднего класса, которая должна будет составить конкуренцию ракете Falcon 9. В планах, что ракеты будет унифицирована с одноразовой ракетой «Союз-5», эскиз ракеты был завершён в середине 2017 г. Данная унификация позволит существенно удешевить последующую эксплуатацию ракеты т.к. унификация позволит запускать многоразовую ракету с Восточного, Байконура, а также с плавучего космодрома «Морской старт». Участие в разработке проекта МТКС принимает и РЦ им. ак. В.П. Макеева, проект носит название «Корона» – отличительная особенность, она не имеет отделяемых ступеней и фактически является космическим кораблем мягкого взлёта и посадки, что открывает дорогу к пилотируемым полётам на другие планеты. Все эти проекты иллюстрируют, что Россия имеет в своем арсенале не один ответ, а несколько, которые помогут отвоевать нишу и занять своё заслуженное лидирующее место.

ПОВЫШЕНИЕ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЁТА ПРИ ВНЕДРЕНИИ ЕДИНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОСТРАНСТВА

Лифанов И.П.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.э.н., доцент Чайка Н.К.

Цель проекта: Создание комплексной системы единого информационного пространства, объединяющей в себе многообразие процедур взаимодействия участников жизненного цикла воспроизводства регионального реактивного самолёта.

На сегодняшний день развитие межрегионального взаимодействия субъектов Российской Федерации – это одна из приоритетных задач

обеспечения целостности страны. Восстановление проекта отечественного реактивного регионального самолёта позволит обеспечить авиакомпании воздушным судном для расширения маршрутной сети внутри страны.

В современных реалиях конкурентными преимуществами обладает самолёт, жизненный цикл которого основан на продвинутых электронных технологиях. В рамках единой интегрированной среды представляется возможностью реализовать концепцию «безбумажного самолёта», как совокупность организационно-технических мер, обеспечивающих взаимодействие различных участников жизненного цикла изделия.

Рассматривая тенденцию на интеграцию информационных потоков, наиболее перспективным представляется создание системы послепродажного обслуживания, объединяющей все процессы, связанные с сопровождением авиационной техники на постпроизводственных этапах жизненного цикла самолёта. Данные мероприятия позволят минимизировать финансовые, трудовые, а также временные затраты на послепродажное сопровождение воздушных судов при обеспечении заданного уровня технической готовности.

Цели создания единого информационного пространства:

- Повышение конкурентоспособности за счёт сокращения затрат на владение, а также сокращение сроков реагирования на рекламации;
- Обеспечение унифицированной поддержки воздушного судна в эксплуатации;
- Соответствие современным общемировым требованиям, и, как следствие, улучшение возможностей выхода на зарубежные рынки.

Данное решение позволит объединить в единой информационной среде следующих процессов:

- Разработка интерактивной эксплуатационной документации воздушного судна и поддержка в актуальном состоянии;
- Управление процессами технического обслуживания самолёта;
- Планирование процессов материально-технического обеспечения;
- Взаимодействие различных участников всех этапов жизненного цикла изделия.

Функционирование системы единого информационного пространства в современных реалиях невозможно без соответствующего программного обеспечения. На отечественном рынке имеются ИТ-продукты, предлагающие различные решения на отдельных этапах жизненного цикла авиационной техники (разработка, производство, эксплуатация и др.), однако комплексного продукта, обеспечивающего интеграцию всех участников жизненного цикла изделия, не имеется.

Проект предлагает создание информационной среды, позволяющей управлять процессами послепродажного обслуживания авиационной техники, а также обеспечить качественно новый уровень взаимодействия субъектов жизненного цикла изделия. Продукт подразумевает модульную структуру и может быть адаптирован путём добавления функциональных модулей в соответствии с требованиями заказчика.

В ходе реализации проекта планируется расширить возможности существующих отечественных программных решений, разработать и адаптировать имеющиеся на рынке решения для реализации требуемого функционала, а также интегрировать программные решения в единый «облачный» сервис.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОФИЛЬНЫХ ЦЕНТРОВ ПРОФИОРИЕНТАЦИИ В УСЛОВИЯХ СТАНОВЛЕНИЯ СРЕДЫ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Прохорова В.С., Затолокина А.Р.

МАИ, г.Москва

Научный руководитель — к.э.н., доцент Федотова М.А.

В условиях большого разнообразия специальностей, профессий выпускникам школ и Вузов не просто определиться со своей будущей сферой деятельности. Чтобы помочь им направить свои способности и знания в нужное русло, а также подобрать работу, которая им действительно будет интересна создаются центры профессиональной ориентации. Основная задача таких организаций:

- Определить предрасположенности школьника, студента к какой-либо сфере деятельности с помощью специальных тестов и консультаций;

Основным инструментом для определения способностей и навыков человека в центре профориентации являются тесты и опросники.

Итак, школьник приходит в центр профориентации, где после определённого тестирования ему называют направление, к которому он больше всего предрасположен. Но что же ему делать дальше? Перед ним открывается широкий спектр отраслей и различных специальностей, входящих в них.

Поэтому для улучшения ознакомления школьника и студента с профессией необходимо сформировать профильный профориентационный центр.

Что же такое профильный профориентационный центр? Это комплекс, в котором сочетается не только функции обычного профориентационного центра, но и такие специфические методики, направленные на изучение профессии.

Целью создания такого центра является подготовка, в случае с авиационной и космической промышленностью, кадрового резерва, который с удовольствием бы сделал осознанный выбор для изучения той или иной профессии.

Важно понять где такой центр должен быть расположен? Начальной стадией развития проекта является создание электронной платформы, где будет собрана основная информация о профессиях и ближайших мероприятиях. Следующим этапом будет являться уже само непосредственное открытие профильного профориентационного центра на площадках ВУЗов. Один такой центр будет представлять одно направление и знакомить пришедших на профессиональную ориентацию лиц с профессиями, входящих в него.

Такая форма организации будет иметь ряд преимуществ:

- 1) Расположение центра на площадке ведущего вуза дает возможность школьникам посмотреть на будущую студенческую жизнь;

- 2) Профильный центр – следующая ступень после определения своего направления. Здесь школьнику будут предложены ВУЗы и более узкие

специальности, которые наиболее точно подходят его особенностям и потенциалу, что будет понятно после прохождения ряда определенных тестов и бесед.

Для более качественного влияния на потенциального студента авиационного и космического направления, необходимо учитывать возраст ребенка. Так в потенциальных кадрах можно выделить такие возрастные группы, как начальная школа, средняя школа и старшая школа, студенты колледжей и институтов, сформировавшиеся работники и специалисты.

В таких центрах должны работать такие специалисты, которым необходимо знать не только общий профиль этого центра, но и направления, которые этот центр представляет.

Так как из-за неосведомленности большинства профориентологов в специфических профессиях таких как профессии аэрокосмической области, у школьников возникает еще больше вопросов, возникает проблема, как можно преподнести информацию об этих специальностях школьникам. Формирование отрядов и подготовка координаторов по популяризации профессии на базе ВУЗов было бы уникально и нужно для помощи профориентологов.

Координатор по популяризации профессии- активный студент ВУЗа, обладающий комплексом навыков и знаний, позволяющих грамотно и нескучно рассказать о профессии в авиационной и аэрокосмической сфере, проводить тренинги и мастер-классы по основам профессии.

Сама программа подготовки координаторов – это программа, включающая в себя комплекс мер по совершенствованию навыков: общие навыки, soft skills, hard skills. Она включает в себя 3 блока, рассчитанных на 72 часа подготовки:

1. Первый блок (Общие навыки);
2. Второй блок (Soft skills);
3. Третий блок (Hard skills).

Общая подготовка должна в себя включать обучение работы с детьми и подростками. Причиной тому является их психика и характер.

Подростковый возраст – остро протекающий переход от детства к взрослости, в котором выпукло переплетаются противоречивые тенденции. Так можно выделить негативные и положительные стороны подросткового возраста.

- негативные проявления: дисгармоничность в строении личности, свертывание прежде установившейся системы интересов ребенка, протестующий характер его поведения по отношению к взрослым.

- положительные факторы: возрастает самостоятельность ребенка, более разнообразными и содержательными становятся отношения с другими детьми, взрослыми, значительно расширяется сфера его деятельности и т.д.

После обучения с целью определения уровня усвоения студентом изученного материала, применения полученных навыков в профориентационной деятельности, а также рациональности расходования средств, вложенных в обучение, проводится оценка эффективности пройденного обучения.

На основании программы пройденного обучения может быть составлен план дальнейшего развития и закрепления полученных знаний и навыков.

Навыки должны удовлетворять потребностям абитуриентов, и координатор должен уметь:

- проводить профориентацию в школе;
- давать мастер-классы по меганавращению, которое координатор выбрал, для представления школьникам и другим желающим;
- проводить экскурсии;
- делать квесты;
- проводить викторины и другие интеллектуальные игры по направлению и другие виды активности, которые будут изучены в течении периода обучения .

План осуществления такого проекта должен включать в себя такие этапы, как:

1. Оформление в официальном стиле план работы с координаторами по популяризации профессии.
2. Обучение 10-15 студентов этой работе.
3. Предоставление обученным координаторам возможность поработать со школьниками.
4. Корректировка программы на основе сделанных выводов по проведенной работе.

ОЦЕНКА СТОИМОСТИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ИННОВАЦИОННОГО ПРОЕКТА ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНОГО ИЗДЕЛИЯ

Сикриер А.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.э.н., доцент Опрышко Н.В.

Оценка стоимости жизненного цикла изделия или проекта – сложный и трудоемкий процесс, что является проблемой для высокотехнологичных отраслей, в связи с необходимостью в скорости и достоверности проводимых расчётов.

Данная тема рассматривается во множестве ГОСТов, а также различными специалистами, такими как:

- ГОСТ Р 27.202-2012 «Надёжность в технике. Управление надёжностью СТОИМОСТЬ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА»;
- ГОСТ Р 53791-2010 «СТАДИИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ИЗДЕЛИЙ ПРОИЗВОДСТВЕННО-ТЕХНИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ»;
- Тихонов А.И., Лазников Н.М., Зуева Т.И. (Применение показателя стоимости жизненного цикла инновационного изделия на авиапромышленном предприятии);
- И т.д.

В связи с возникшей необходимостью со стороны авиастроительной отрасли был создан проект по оценке стоимости жизненного цикла, в рамках которого было инициировано проведение данной научной работы.

Цель исследования – исследование существующих методик оценки стоимости жизненного цикла и создание программы оценки с возможностью выхода на единый показатель.

В данной работе проводится оценка стоимости жизненного цикла инновационного проекта высокотехнологичного изделия. В процессе работы проводились фундаментальные, поисковые и прикладные исследования. Был изучен жизненный цикл изделия и проекта, рассмотрены методики по оценке стоимости от различных авторов и ГОСТов. В результате исследования была разработана программа, которая оценивает стоимость жизненного цикла проекта и срок его окупаемости. Основные показатели: оперативность обработки информации и информативность полученного результата.

На текущем этапе научно-исследовательской работы в программе реализована оценка трёх стадий жизненного цикла: НИОКР, производство, реализация, которые составляют жизненный цикл проекта (инновационного проекта), а также возможность проведения анализа окупаемости рассматриваемого проекта.

На последующих этапах работы, запланирована оценка стоимости жизненного цикла на стадиях эксплуатации и утилизации, для проведения полной оценки и возможности выхода на единый показатель (чел./км, тонна/км).

РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ В ПРОИЗВОДСТВО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УЧЁТА РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА НА БАЗЕ «1С:ПРЕДПРИЯТИЕ»

Соловьёва О.И., Яковлев А.В.

Филиал ФГУП «НПЦАП им. академика Н.А. Пилюгина» «Завод
«Звезда»,
о.с. Солнечный, Тверская область

Цель разработки автоматизированной системы – экономия оборотных средств предприятия при закупке режущего инструмента.

Принято решение разработать автоматизированную систему учёта режущего инструмента на базе технологической платформы «1С: Предприятие». Этот программный продукт представляет собой оболочку над базами данных, что позволяет ускорить разработку систем для автоматизации предприятия. «1С: Предприятие» использует трёхзвенную архитектуру клиент-сервер. В качестве СУБД используется Microsoft SQL Server 2014. На рабочих местах пользователей устанавливается клиент «1С: Предприятие».

Важным фактором использования именно этой технологической платформы явилось то, что ранее она была внедрена на предприятии и успешно работает в рамках учёта незавершённого производства. В этой конфигурации содержался ряд информации в виде справочников ДСЕ, маршрутных листов и технологических процессов, которые можно использовать без изменений для разработки автоматизированного учёта режущего инструмента.

В ходе работы имеющаяся информация была дополнена следующими необходимыми справочниками:

- «Подразделения»;
- «Склады». В этом справочнике подразумевается склад, как станок/рабочее место;
- «Номенклатура». Данные содержат перечень режущего инструмента с определёнными атрибутами и типоразмерами;
- «Контрагенты». Содержит перечень поставщиков.
- «Партии». Справочник включает в себе информацию о номере партии, поставщике, дате поставки и цене за единицу.
- «Дефекты». Включает информацию о причине замены инструмента.

С целью уменьшения влияния человеческого фактора, был разработан механизм допускаемой замены режущего инструмента на аналоги. Перечень аналогов указывает технолог.

В ходе разработки системы складского учёта режущего инструмента был разработан ряд документов:

- «Приход». В документе указывается поступивший на склад инструмент с учётом его состояния, номером накладной, номером партии, наименованием поставщика и его количество.

- «Расход». В данном документе инструмент списывается со склада с указанием состояния, номера партии, количества и причиной списания.

- «Ведомость инструмента». Этот документ заполняется на основании технологического процесса, при этом указывается стойкость и операция.

- «Выдача». С помощью него производится выдача (движение) инструмента на руки (станок / рабочее место) по маршрутному листу на операцию. Этот документ непосредственно связан с «Ведомостью инструмента» и заполняется автоматически. Редактирование и замену инструмента в случае необходимости можно произвести при указании причины.

- «Сдача». Этот документ необходим при возврате рабочим инструмента.

В ходе работы был разработан отчёт «Анализ движение инструмента», который позволяет анализировать количество выданного инструмента, определять фактическую стойкость, а в случае выдачи инструмента не потехнологическому процессу, показать причину замены.

Так же был разработан отчёт «Годовая заявка» позволяющая формировать документ для закупки режущего инструмента на программу выпускаемой продукции или на одно ДСЕ, исходя из внесённой в базу стойкости с учётом складских остатков. Кроме того, в системе учитывается состояние инструмента (новый или переточенный).

По итогам работы было проведено тестирование автоматизированного учёта режущего инструмента механического цеха в течение одного года.

В результате появилась возможность оперативно определять остатки, движения инструмента, его наличие на рабочих местах в реальном времени и анализировать стойкость инструмента, которая впоследствии влияет на экономию средств на предприятии.

Автоматизированный учёт оказался эффективным инструментом для сохранения и упорядоченности большого объёма инструмента, он прекрасно заменил бумажные носители информации, способствовал экономии времени при формировании годовой заявки, обеспечил прозрачность склада и как следствие способен экономить средства предприятия при закупке инструмента.

Дальнейшей перспективой является ведение учёта вспомогательного инструмента, оснастки и адаптация его под другие цеха производства, а также автоматизация склада путём добавления учёта места хранения.

- Материалы доклада для «X Всероссийского межотраслевого молодежного конкурса научно-технических работ проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» представлены в полном объёме на 3 листах.

- В представленных материалах отсутствуют сведения ограниченного доступа, известные авторам;

- В представленных материалах отсутствуют сведения, составляющие коммерческую тайну предприятия (ноу-хау);

- В своём выступлении авторы не выйдут за рамки представленного материала.

ОЦЕНКА КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ АВИАКОМПАНИИ «АЭРОФЛОТ» НА МЕЖДУНАРОДНОМ РЫНКЕ

Хаджаев З.Ш.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.э.н., доцент Сивоплясова С.Ю.

Актуальность темы исследования обусловлена тем, что согласно транспортной стратегии РФ на период до 2020 года, особое внимание уделяется воздушным перевозкам. В ней отмечается, что на международных перевозках определяющими факторами конкурентоспособности будут соответствие авиатехники международным стандартам и высокое качество предоставляемых услуг.

Сегодня мировой рынок имеет высокий потенциал, чем внутренний. Поэтому повышение международной конкурентоспособности – это необходимое условие для успешной интеграции России в мировую индустрию авиаперевозок.

Конкурентоспособность предприятия – это его преимущество по отношению к другим компаниям этой же отрасли одной страны или из разных стран, а также является залогом получения высокой прибыли.

Управление конкурентоспособностью предполагает совокупность мер по поиску новых каналов сбыта, новых групп покупателей, улучшению сервиса.

Проблема оценки конкурентоспособности компании является сложной, поскольку конкурентоспособность состоит из большого количества разных факторов.

Как правило, в экономической литературе выделяются следующие методы оценки конкурентоспособности предприятия:

1. Оценка с позиции сравнительных преимуществ.

2. Преимущество: простота оценки уровня конкурентоспособности.

3. Оценка на базе качества продукции.

Преимущество: возможность учёта потребительских предпочтений при обеспечении уровня конкурентоспособности.

4. Матричный метод

5. SWOT-анализ – метод позволяет сделать анализ слабых и сильных сторон внутренней среды предприятия.

5. Построение «гипотетического» многоугольника конкурентоспособности».

6. Метод экспертных оценок.

Преимущества: позволяет быстро и без трудовых затрат получить информацию, необходимую для принятия управленческого решения. [14]

Проблема повышения уровня международной конкурентоспособности организации (МКП) в условиях выхода на международный рынок связана с разработкой системы управления международной конкурентоспособностью.

Главной целью управления МКП является обеспечение бесперебойного функционирования компании при любых политических, экономических и социальных условий на мировом рынке.

ПАО «Аэрофлот» является лидером гражданской авиации России и первой российской авиакомпанией, вступившая в апреле 2006 года в авиационный альянс SkyTeam.

Компания постоянно проводит анализ рисков и успешно проходит аудиты на соответствие как российским, так и международным требованиям безопасности. В 2016 году уровень безопасности полётов авиакомпании «Аэрофлот» составил 99,975%.

В марте 2008 года «Аэрофлот» стал обладателем сертификата соответствия системы менеджмента качества (СМК) требованиям стандарта ISO 9001:2000.

Также «Аэрофлот» имеет крупнейший в Восточной Европе Центр управления полётами (ЦУП) и Центр подготовки персонала.

Компания работает в острой конкурентной среде и постоянно испытывает давление на рынке перевозок. «Аэрофлот» – в условиях жёсткой конкуренции должен осуществлять работу по улучшению качества сервисных услуг, расширению географии полётов, оптимизации маршрутов как на международных рейсах, так и внутри России.

Важнейшими направлениями работы государства по повышению конкурентоспособности российских авиакомпаний на международном рынке являются:

- Защита от нерегулируемого проникновения на российский рынок иностранных авиакомпаний;
- Прекращение недобросовестной конкуренции российских авиакомпаний между собой, развитие их сотрудничества;
- Создание государственной системы контроля над деятельностью российских авиакомпаний на международных рынках авиаперевозок и иностранных авиаперевозчиков в России.

Проанализировав сильные стороны «Аэрофлота», были предложены следующие рекомендации:

1. Продолжать обновлять авиапарк, создать имидж компании с самым молодым флотом.
2. Находить оптимальное соотношение количества ОС (самолётов), приобретаемых в собственность и в лизинг (способствует снижению издержек).
3. Активно развивать сотрудничество с лётными школами и институтами.

Итак, воздушный транспорт имеет особое значение для России как средство обеспечения дальних пассажирских сообщений.

В настоящей исследовательской работе была проанализирована деятельность одной из самых успешных авиакомпаний в России и мире – «Аэрофлот – российские авиалинии».

Результаты настоящей исследовательской работы могут быть применены на практике в авиакомпании. Рекомендации, приведенные в данной исследовательской работе, позволят значительно снизить издержки, минимизировать риски и повысить эффективность деятельности авиакомпании ПАО «Аэрофлот» на международном рынке.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воздушный кодекс РФ.
2. Доклад директора Департамента государственной политики в области транспорта, геодезии и картографии Руппеля К.К. на конференции «Аэропорты, авиационные и экспедиторские компании в России: пути эффективного взаимодействия, перспективы развития, государственное регулирование».
3. Транспортная стратегия РФ на период до 2020 года.
4. Афанасьев В.Г. Международные отношения в области гражданской авиации. – М.: Международные отношения – 2015. – 244 с.
5. Касьянчик В.Д. Эффективность эксплуатации международных авиалиний. – М.: Дело – 2015. – 164 с.
6. Котлер, Ф. Маркетинг в третьем тысячелетии: Как создать, завоевать и удержать рынок. – М.: Издательство АСТ – 2014. – 230 с.
7. Котлер, Ф. Основы маркетинга. – М.: Вильямс – 2015. – 752 с.
8. Кузнецова, Л.В. Основы маркетинга. – М.: Вузовский учебник, ИНФРА-М – 2013. – 139 с.
9. Садченко, К.В. Основы современного международного маркетинга. – М.: ДиС – 2013. – 272 с.
10. Федоров А. Гражданская авиация страдает от военных рисков // Финанс. – 2014. – № 48. – с. 12.
11. Черняховская, Т. Н. Маркетинговая деятельность предприятия: теория и практика. – М.: Высшее образование – 2015. – 533 с.

РАЗРАБОТКА И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПРИ ИНТЕГРАЦИИ СИСТЕМ МЕНЕДЖМЕНТА

Шатохина А.В.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — к.э.н., доцент Иванов М.К.

С появлением множества стандартизированных моделей на системы менеджмента встал вопрос об их интеграции.

Среди работ в области интеграции можно выделить первый в мире стандарт, разработанный Британским институтом стандартов для интегрированных систем менеджмента (ИСМ) PAS 99 «Спецификация общих требований системы менеджмента, как структура для интеграции».

В 2010 году на основе PAS 99 был утвержден национальный стандарт Российской Федерации ГОСТ Р 53893 «Руководящие принципы и требования к интегрированным системам менеджмента». Данный

стандарт используется организациями, которые внедряют у себя требования, установленные двумя или более стандартами на системы менеджмента. С появлением настоящего документа упростилось внедрение стандартов на различные системы менеджмента, тем самым упростилось и проведение процедуры оценки соответствия.

Анализ литературы показал отсутствие математических моделей для успешной интеграции систем менеджмента.

В работе разработаны и предложены математические модели ИСМ.

1. Модель ИСМ, представляющая собой совокупность требований к ИСМ.

Модель получена методом слияния предъявляемых к системе конкретных требований из соответствующих пунктов международных и национальных стандартов, которые используются при построении ИСМ.

2. Модель ИСМ, как сложной социотехнической системы.

ИСМ состоит из упорядоченных элементов повторяющейся деятельности, которые находятся во взаимосвязи и обеспечивают системное функционирование всей организации в целом.

В результате можно сделать вывод, что применение математических моделей ИСМ направлено на оптимизацию деятельности, а также на достижение целей, которые были установлены организацией.

А

Авдюшкин А.Н. ... 236
Авершин А.А. 146
Агапов А.В. 75
Аксенова О.Н. 30
Алексеева Н.Н. ... 183
Алексеев А.С.
.....197, 199
Альков А.Н...... 267
Андреев М.В. 198
Антипов А.А. 238
Антонов В.В. 174
Арсланова Д.Н. ... 269
Архипова Е.В...... 126
Асадулин В.А...... 259
Астапов А.Н. 294
Астахов М.О. 296
Афимьин Г.О. 308

Б

Бабайцев А.В. ... 272,
306
Базаров А.М...... 269
*Байдмирова К.А.*55,
84
Бакулин Е.М...... 138
Баранов Н.А. 190
Барановски С.В. .. 273
Баркова М.Е...... 175
Басарева Е.П. 276
Баскакова О.С. ... 251
Батшев В.И. 316
Башарина Т.А. ... 160
*Беклемищев Ф.С.*199
Беличук А.А. 220
Белов Г.О. 260
Белых М.А. 239
Бердиков П.Г. 108
Березовский Д.В. 198
Бесчетнов Д.С. ... 132
*Бикинеева А.П.*31, 43
Биктагирова А.Р. 97
Бирюкова К.С. ... 106

Благодырёва О.В. 31
Блинов П.А.240
Богданович А.Б......96
Борисова Л.В......34
Боровиков Д.А.75,
96
Борукаева А.О. ...108
Брусникин П.М. ..200
Брык Я.А.279
Брянкин А.А.171
Бублик Д.А.325
Будков А.С. ..202, 209
Будников С.В.278
Булаев И.Ю.267
*Бурмистров И.Н.*226
Бутенко Н.Ю.241
Бухтоярова В.И....34

В

Вавилов В.Е. ..59, 229
Вавилов И.С......75
Васильев М.А......203
Васильева О.С......269
Васильева С.Н.242
*Васильченко Д.В.*160
Ватаева Е.Ю......109
Венедиктова М.А.
.....279
Верейкин А.А.36
Верещагин Ю.О. ...38
Верченко А.В......318
Вилесов А.В.110
Войнов С.М......326
Волков А.Н.177
Волков С.С.111
Волокитин А.А.78
Волошин В.А.38
Воронин А.Ю......94
Воронина А.В.113
Воронка Т.В......41
Воронцов Т.П.205
Воронцова Е.О. ...280

Г

Габдуллина Р.А......97
Гаврилова И.А. ...327
Гафуров У.С......245
Герус Д.С......284
Гусарев Д.С.118
Гогаев Г.П.80
Гоза Д.А.82
Голубник С.В.329
Гончаров С.А.42
Горбунов А.А......75
Гордеева С.В.185
Гранкина О.О.114
Грешнов А.С.313
Гришаев Р.В.48
Гришина А.Ю. 31, 43
Грошев А.В.244
Грошев А.Н.178
Грушин И.А......302
Гурьянов С.М.283
Гусев П.Ю. ...115, 132
Гуськов А.А......227
Гюльмагомедов Н.Х.
.....283

Д

Давыдов П.К.179
Давыдов С.А.245
Давыдов Н.В.102
Данилов Д.В......317
Данилов С.Ю......217
Деваев Н.А.204
Демидюк О.М.150
Денисов А.А.162
Депутатова Е.А.
.....118
Джамакеев И.Б. ...43
Дмитриев А.О....322
Долгова М.И......302
Дрозд О.В......147
Дроздов С.Н.246
Дубовицкий Е.И. 248
Дудкин С.О.200
Дулин В.В.63
Дунаев А.В.55

Дяченко С.А. 205

Е

Евдокимчик Е.А. 120

Евсеев Д.А. 283

Егоров И.С. 150

Ермакова Д.И. 44

Ермоленков П.А. 308

Ерохин П.В. 45, 46, 47

Ершов Г.В. 161

Еськова Е.А. 284

Ефимов Е.Н. 152

Ж

Жаббаров К.Р. 48

Жеребцов А.А. 59

Журавлев А.В. 121

З

Закота А.А. 206

Занегин С.Ю. 84

Затолюкина А.Р. 338

Зотов А.А. 50

И

Иванов А.С. 209

Иванова В.В. 52

Ильин А.М. 204

Ильмов Д.Н. 181

Иманова Л.С. 54

Иордан Ю.В. 285

К

Каланов Х.Х. ... 55, 84

Калий Д.С. 72

Калинина К.Л. 85

Калугина М.С. 286

Камалин А.В. 56

Карабашлыков Г.А.
..... 227

Каранэ М.С. 249

Каргаев М.В. 57

Карпов А.Е. 330

Киб Н.А. 210

Кириллин А.В. 251

Климов В.Г. 288

Князев А.С. 124

Князев В.А. 48

Князь В.В. 217

Кобзева И.Н. 131

Ковальский А.А. 153

Козлов А.Е. 332

Колесников А.В. . 289

Колычев А.В. 86

Коренчук К.Ю. 126

Коровин А.В. 156

Коротков А.А. ... 334

Косниковский Н.Е.
..... 157

Крылов Н.В. 216

Крючков А.Ю. 253

Кубрак В.Н. 88

Кудашкина Е.А. 47

Кудинов И.А. 167

Кудрявцев С.А. ... 291

Куковякин А.В. ... 206

Кукушкин А.Н. 127

Кулибаба А.Я. 267

Кульбик В.В. 292

Курганов А.В. 293

Курилов А.В. 158

Куроедов А.А. 89

Кутяева Д.М. 227

Л

Леванова М.Д. 92

Левин В.С. 160

Левченко Н.А. 335

Литау Р.Н. 75

Лифанов И.П. 294,
336

Лобанов Д.К. 280

Лобастов И.А. ... 183

Локтиков А.Ю. .. 128

Лукашова А.Е. 130

Лукьянов С.Д. 193

Лунев Е.М. 204

Лупанчук В.Ю. ... 212

Ляпин Н.А. 215

М

Мавров В.А. 181

Майгуров М.В. ... 193

Макарин М.А. 216

Макеев П.В. 61

Манучаров Д.Р. . 296

Марченко М.В. .. 185

Масленникова А.А.
..... 305

Мачихин А.С. 316

Мейнгард Е.П. 131

Меркулова Т.А. ... 298

Мизгинов В.А. 217

Минаев П.Н. 59

Минияров А.Х. 59

Мироненко В.В. . 300

Миршавка Ю.А. . 255

Михайлов И.В. ... 289

Мишанов Р.О. 300

Моисейкина А.А. . 61

Монгуш Д.С. 137

Москвин Н.В. 296

Музинов М.М. 260

Мурлага А.Р. 161

Мусаев С.Д. 302

Н

Назаров В.С. 255

Найденов А.В. 197

Найденова Л.С. ... 256

Насонов Ф.А. 303

Некрылов А.М. .. 305

Немцев Д.В. 80

Неретин Е.С. 202,
205, 209

Никитин С.О. 61

Николаенко А.Ю. 163

Никулина А.Н. 258
Новиков П.А. 258
Носов А.С. 218
Нужнов М.С. 162

О

Олехвер А.И. 219
Осипова А.О. 326
Оськин А.С. 91

П

Павлович О.В. 305
Пайков А.М. 94
Палешкина Ю.В. 183
Пашко А.Д. 220
Петрухин К.А...... 132
Подгузов В.А. 135
Подковкин В.А. .. 258
Подкорытов Е.Н. 63
Подшибнев В.А. . 221
Полищук М.В. 64
Полозов Н.В...... 137
Полторац Д.С. ... 223
Поляков М.В. 186
Поляков П.О. 306
Пономарев К.А. . 202
Попков С.И. 259
Попов Д.А. 92
Попов П.Б. 258
Попов Ю.В. 223
Приказчиков Е.А. 93,
334
Протопопов Е.В. 321
Прохорова В.С.... 338
Пузанов М.Е. 307

Р

Рамазанова Д.Р. 187
Рачков П.В. 313
Ремшев Е.Ю. 284, 308
Рогов П.В. 45
Романов М.А. 64

Румянцева Н.Ю. .133
Русанов Д.В.135

С

Савельев А.С.226
Савченко Н.С.71
Салманов Р.А.94
Салосина М.О.188
Самохвалов Н.Ю. .92
Сафин А.И.260
Сафронов Д.В.136
Сашин А.П.65
Светлов В.В.71
Семенит С.В.227
Семёнов П.А.89
Сенникова А.Г.308
Сивурова Т.И.310
Сикриер А.В. 223, 340
Силаев Д.В.312
Симаков С.П.189
Склярова А.П.96
Скоробогатов В.В.
.....163
Смирнов А.Н.66
Смирнов Д.С.96
Снегирев М.В.137
Снигиров А.А.241
Соболев Д.Д.189
Сололов С.А.312
Соловьёва О.И. ...341
Стариков П.А.96
Степанов Д.В.260
Степанов Р.Н.313
Степанова Г.В. ...260
Строганов К.А. ...138
Стуров Д.Л.165
Сухинин М.В.67
Сухов Е.А.261
Сухоруков В.А.227

Т

Тажетдинов И.Р. .69
Таипова Д.Р.190

Таныгин А.В.140
Терентьев А.А.97
Тимофеева К.Р.99
Тимохин В.С.69
Титов А.В.262
Титов А.Г.200
Тонких Д.П.69
Торбина Е.А.34
Трофимчук М.В. .198
Тупицын А.В.223

У

Уразбахтин Р.Р. .229
Урусова О.А.46

Ф

Фадеев И.С.143
Фаизов М.Р.315
Фертиков А.О. ...100
Фиев К.П.71
Филатов В.И.108
Филинов Е.П.101

Х

Хаджаев З.Ш.343
Ханов А.С.166
Хатунцев В.Ю.230
Холопов И.С.167
Хохлов Д.Д.316
Храмов М.Ю.167
Хрящев И.И.317

Ц

Царькова Ю.М....305
Цветков О.И.240

Ч

Чебаков Е.В.192
Черданцева Е.Д. .193
Чертищев В.Ю. ...264

Чигринец Е.Г. 318
Чикунев Н.Е. 71
Чистяков В.А. 170
Чичков С.А. 320

Ш

Шабанов А.А. 156
Шаров И.В. 128
Шатохина А.В. .. 345
Шахов А.С. 231

Шашмурин И.В. . 121
Ше В.Р. 321
Шевгунов Т.Я. 131
Шипко В.В...... 232
Шихин С.М...... 194
Шишов И.М. 84
Шкаров И.Ф...... 227
Шошин И.С. 143

Ю

Юдин А.В. 265
Юдин А.Д...... 322
Юсеф В.М. 102

Я

Якименко О.И. 72
Яковлев А.В...... 341
Яхутин С.А. 150
Ячменев П.С. 75
Яценко Е.А...... 171

ISBN 978-5-6041283-2-9

10-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс
научно-технических работ и проектов
«Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

Аннотации конкурсных работ

Подписано в печать 6.11.2017
Формат 148х210мм
Бумага офсетная. Усл.-изд. л. 16,8
Тираж 500 экз. Заказ №11273

Отпечатано
Типография «Люксор»
107076, г. Москва, 1-я улица Бухвостова, 12/11