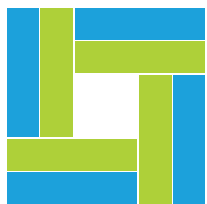


МОСКВА 2023



Молодёжь
и будущее
авиации
и космонавтики

Всероссийский межотраслевой молодёжный
конкурс научно-технических
работ и проектов

СБОРНИК АННОТАЦИЙ КОНКУРСНЫХ РАБОТ



20–24 НОЯБРЯ
МАИ



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

«Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

Сборник аннотаций конкурсных работ

Москва, МАИ
20–24 ноября 2023

УДК: 629.7
ББК: 39.6я43
С23

С23 Сборник аннотаций конкурсных работ XV
Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса
научно-технических работ и проектов «Молодёжь и
будущее авиации и космонавтики». — М. Издательство
Перо, 2023. — 208 с.

ISBN 978-5-00218-808-6

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

Организатор: Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет).

Официальные спонсоры конкурса: ПАО «ОАК», АО «ОДК».

ISBN 978-5-00218-808-6



© Авторы, 2023



Приветствую всех участников и гостей XV Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научных работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»!

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) в своей работе уделяет пристальное внимание развитию и продвижению талантливой молодежи, усилению роли молодых учёных и специалистов в развитии высокотехнологичных отраслей промышленности, вовлечения их в сферу научных исследований и разработку новых инновационных решений, активному включению в процессы создания новой отечественной техники и технологий.

Для достижения этой цели Московский авиационный институт при поддержке ведущих организаций авиационной, космической и смежных с ними высокотехнологичных отраслей промышленности ежегодно проводит Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научных работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

Ежегодно конкурс собирает сотни активных и талантливых участников из разных регионов России, представителей ведущих российских вузов и предприятий аэрокосмического и оборонного комплекса, которые стремятся сказать свое слово в науке, ставят перед собой амбициозные цели, решают сложные научные и инженерные задачи и ищут пути их реализации. Таким образом, площадка конкурса позволяет в ходе конструктивного обмена опытом и дискуссионного обсуждения вырабатывать широкое и глубокое понимание актуальных задач, стоящих перед отраслью, и пути их решения, направленные на соединение результатов научного и инженерного поиска с производственными потребностями отечественной экономики, что, несомненно, служит развитию отечественной промышленности на пути к технологическому лидерству нашей страны.

Желаю всем гостям и участникам XV Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научных работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» научного и профессионального роста и достижения всех поставленных целей!

**Председатель программного комитета,
проректор по научной работе МАИ
Ю. А. Равикович**

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

От имени Объединенной авиастроительной корпорации и от себя лично приветствую участников XV Всероссийского межотраслевого молодежного конкурса научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

За годы проведения конкурса стал знаковым событием, объединяющим талантливых учёных и инженеров аэрокосмической отрасли. Площадка конкурса предоставляет молодёжи не только возможность заявить о своей идее, но и пообщаться с ведущими учёными и представителями промышленности, познакомиться с уникальным оборудованием Московского авиационного института.

Желаю всем участникам конкурса «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» продолжать движение к намеченной цели, развиваться в профессиональном и личностном плане, внося свой вклад в будущее отечественного авиастроения.

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



ОБЪЕДИНЕННАЯ
ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНАЯ
КОРПОРАЦИЯ

Участникам XV 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 Объединённой двигателестроительной корпорации приветствую участников конкурса «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики».

Сотни молодых талантливых учёных ежегодно принимают участие в конкурсе научно-технических работ, подтверждая важность события для развития авиационно-космической отрасли России.

Министерство науки и высшего образования РФ поддержало этот проект, а Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) выступил организатором. Ведущие организации авиационной и космической отрасли, включая Объединённую двигателестроительную корпорацию всесторонне поддерживают участников.

Сотрудники ОДК каждый год принимают активное участие в конкурсе, ведь новые идеи молодых инженеров и конструкторов внедряются на наших предприятиях, уверен, что их проекты будут оценены по достоинству.

Московский авиационный институт, на площадке которого проходит конкурс, для ОДК в течение многих лет является одним из опорных вузов, с которым мы взаимодействуем по широкому спектру вопросов и продолжаем развивать сотрудничество. Мы заинтересованы в том, чтобы лучшие выпускники МАИ вливались в команду профессионалов Объединённой двигателестроительной корпорации.

Желаю удачи и новых достижений всем участникам конкурса!

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



Уважаемые коллеги! Дорогие друзья!

В 2023 году Всероссийский межотраслевой конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики», организатором которого выступает МАИ, проводится уже в пятнадцатый раз. Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» всецело поддерживает этот проект, поскольку он способствует развитию и укреплению кадрового и научно-технического потенциала оборонно-промышленного комплекса страны.

С каждым годом конкурс, привлекает всё большее количество участников. Он объединяет единомышленников, помогает раскрыть способности и получить бесценный соревновательный опыт. Он даёт возможность молодым учёным, специалистам, аспирантам, студентам представить на суд авторитетного жюри свои разработки и идеи, лучшие из которых обязательно найдут применение в аэрокосмической и других высокотехнологичных отраслях промышленности.

Желаю конкурсантам успехов, удачи и, конечно, победы. Уверенно идите к цели, получайте новые знания и никогда не останавливайтесь в своем профессиональном развитии!

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



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

Уважаемые коллеги! Дорогие друзья!

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

В условиях текущих вызовов мы все обязаны стать мобильнее, быстрее, решать задачи более эффективно и технологично. Необходимо интенсивно развивать приборостроение, производственные технологии, наращивать орбитальную группировку, продвигаться на новые рынки космических продуктов и услуг.

Конкурс является крупным событием, которое даёт талантливой молодёжи возможность проявить свой потенциал, получить опыт работы над сложными проектами и расширить круг своих контактов, познакомившись с ведущими учёными и специалистами космической и авиационной отрасли.

Желаю всем участникам конкурса успехов, удачи и вдохновения на этом пути! Пусть ваши идеи воплощаются в реальность и ваши работы способствуют развитию отечественной космонавтики.

**Генеральный директор
Госкорпорации «Роскосмос»
Ю. И. Борисов**

Оглавление

Направление № 1 «Авиационные системы»..... 17

Аналитическая система контроля за техническим состоянием системы пожаротушения самолета.....	17
Технология запуска сверхмалых исследовательских ракет при помощи БПЛА.....	18
Информационная поддержка летчика для достижения заданного уровня безопасности и точности пилотирования при сокращении прямолинейного участка подхода к взлетно-посадочной полосе.....	18
Обобщенная система управления многороторным беспилотным летательным аппаратом.....	19
Пеленгационно-посадочная система летательного аппарата.....	20
Разработка и внедрение аппаратуры измерения наведенных токов в опасных цепях на воздействие внешних электромагнитных полей.....	21
«Экодисолар» — многофункциональный экологический мобильный гибридный дисковый БАЛА с аэростатической разгрузкой и пленочными solar- graphen сверхпроводимыми электро-упрочняющими технологиями.....	23
Влияние реализации автоматизированной функции по выполнению запросов экипажей на загруженность диспетчера УВД.....	23
Алгоритм постобработки результатов топологической оптимизации при проектировании аэродинамического руля.....	24
Методика анализа, прогнозирования и оптимизации траекторных условий применения лазерных полуактивных систем наведения.....	24
Исследовательский стенд физического моделирования факторов полёта с биологической обратной связью.....	25
Алгоритм определения координат беспилотного летательного аппарата при отсутствии спутниковых навигационных сигналов.....	26
Разработка системы автоматического управления для посадки управляемой планирующей парашютной грузовой системы.....	26
Разработка проекта речного амфибийного экраноплана с шасси на воздушной подушке.....	27
Микроанализ сварного соединения, полученного диффузионной сваркой через промежуточный слой.....	29
Разработка измерителя углов атаки и скольжения, не имеющего подвижных частей.....	30
Разработка автономного грузового трикоптера-конвертоплана.....	30
Разработка тренажера для наземной подготовки парашютиста.....	32
Расчёт нагрузок на оболочку аэростатической опоры.....	32
Беспилотный летательный аппарат с возможностью вертикального взлета и посадки.....	33
Создание перспективного беспилотного летательного аппарата на базе эффекта Бифельда-Брауна.....	34
Метод автоматической ориентации беспилотного воздушного судна на основе термодинамических и электростатических функций для продолжительного парения в атмосфере Земли.....	35
Анализ и оценка возможности прогнозирования динамики развития дефектов композитных конструкций перспективных авиационных комплексов.....	36

Направление № 2 «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки»..... 38

Проектирование, создание и испытание микрогазотурбинного двигателя.....	39
---	----

Исследование способа организации рабочего процесса несущего винта беспилотного летательного аппарата вертолетного типа	39
Методика определения погрешности мобильных координатно-измерительных машин при сборке авиационных двигателей.....	40
Разработка модели профильных потерь для решетки турбины с применением нейронной сети.....	41
Исследование характеристик измерительного устройства испытательных стендов демонстраторов двигательных установок.....	42
Результаты экспериментальной отработки двигательной установки на фреоне и пути её дальнейшего совершенствования	43
Испытательный стенд поршневых и электрических двигателей и тяговых характеристик воздушных винтов	44
Определение передаточной функции пламени в модельном горелочном устройстве	44
Разработка метода определения границ проскока пламени при использовании метано-водородного топлива в камерах сгорания газотурбинных двигателей и энергетических установок	46
Силоизмерительная система для двигателей НК 32 и НК 25 ПАО «ОДК-Кузнецов».....	47
Обоснование выгодного совместного использования двигательных установок ЖРД и ЭРД для вывода малых космических аппаратов.....	48
Разработка программного модуля для проведения предварительных внутрибаллистических расчетов РДТТ.....	49
Валидация и верификация импортонезависимого ПО при расчёте центробежных топливных форсунок ГТД	50
Исследование процесса горения водорода в модельной камере сгорания с микрофакельным горелочным устройством	50
Силовая установка для самолета-разгонщика	51
Исследование полёта ракеты на карамельном топливе.....	52
Создание программного комплекса для расчета рабочего колеса центробежного компрессора.....	53
Исследование влияния радиального профиля концентрации топлива в горелочном устройстве на характеристики камеры сгорания модельной камеры сгорания	53
Исследование влияния скорости роста трещины усталости от внутренних дефектов на ресурс дисков газотурбинных двигателей	54
Использование технологии облучения сильноточными импульсами электронных пучков (СИЭП) как инструмента для постобработки деталей, полученных методом SLM из сплавов систем Co-Cr и Al-Si-Mg	56
Повышение производительности и точности механической обработки лопаток компрессора	57
Исследование возможности внедрения искусственного интеллекта при испытании узлов авиационных газотурбинных двигателей.....	58
К вопросу об улучшении процесса сборки конструктивных элементов авиационного ГТД	59
Математическое моделирование сопряжения деталей с натягом с учетом их взаимного влияния на долговечность сборной конструкции.....	59
Многоцелевая энергетическая установка для беспилотных летательных аппаратов с круговым параллельным движением ротора-поршня (орбитального типа)	60
Концепция металло-композитного перехода для замковых соединений высоконагруженных энергоустановок сформированным на базе низкотемпературного послойного выращивания гетерогенным потоком	62
Автоматизация профилирования ступени осевой турбины в рамках импортозамещения программного обеспечения для проектирования ГТД и подготовки специалистов аэрокосмической отрасли.....	62

Электродвигатели и гибридные самолеты: пересматривая будущее авиации	63
Контроль титановых сплавов в авиационной промышленности методом акустической эмиссии	64
Сравнение ручного и автоматического методов измерения толщины никелевого покрытия на блоках камер сгорания ЖРД	66
Определение коэффициентов безаварийности кластерной жидкостной ракетной двигательной установки	67
Влияние методов упрочнения на усталостную прочность лопаток компрессора с концентраторами напряжений.....	67

Направление № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика»..... 69

Электропривод винта беспилотного летательного аппарата на базе синхронной машины обращенного типа	69
Влияние гидродинамических параметров колебания жидкости бака горючего на колебания жидкого наполнения бака окислителя как способ расширения области применения фазовой стабилизации	69
Применение разработанного пакета автоматизированных программ для интеграции и анализа больших объемов данных в excel. Использование пакета программ для работы с ЭКД. Реализация функции поиска на устаревших ПК.....	70
Параметрический синтез малоомощной потенциометрической следящей системы	70
Реализация перехода от дифференциальных эллиптических уравнений в частных производных к обыкновенным дифференциальным уравнениям	71
Обнаружение на радиолокационных изображениях общих областей и выделение изменившихся участков.....	71
Внедрение дополненной реальности в производственные процессы авиационного завода	72
Способ адаптивной коррекции усилия на рычаге управления тангажом в системе ограничения предельных режимов маневренного самолета.....	74
Применение цифрового костюма для нормирования технологических операций.....	74
Разработка высокоавтоматизированной платформы для разработчиков колесного транспорта	75
Методика формирования алгоритма стабилизации малогабаритного самолета.....	76
Математическая модель цифровой релейной электромеханической системы управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя	77
Алгоритмы комплексной навигационной системы беспилотного летательного аппарата с применением системы технического зрения.....	78
Научно-методический аппарат технического диагностирования заглубленных кабельных линий электропередачи с применением беспилотного летательного аппарата	79
Цифровой источник питания.....	79
Адаптивная система управления ускорителем заряженных пылевых частиц.....	80
Цифровая платформа предиктивной аналитики промышленного предприятия. Внедрение модуля автоматизированной идентификации «свой — чужой».....	80

Направление № 4 «Информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем»..... 82

Нетрадиционные методы изготовления прототипов антенн и устройств СВЧ.....	82
Программа оценивания достоверности проверок интервальных диагностических признаков	82
Алгоритм распознавания типа воздушной цели с оценкой коэффициентов взаимодействия вращающихся элементов двигателя	83

Исследование макета перспективной системы синхронизации разнесенных приемных каналов радиointерферометра с использованием технологии радиофотоники	84
Автоматизированная система диагностики бортовой аппаратуры летательных аппаратов с дистанционным доступом к контрольно-проверочной аппаратуре	84
Комплекс группового дистанционного обучения на авиатренажерах	86
Антенна для малого переносного быстро развертываемого комплекса управления БПЛА86	
Технические решения бортовой аппаратуры КА CUBESAT для геолокации и идентификации судов по излучениям станций автоматической идентификационной системы	87
Программно-аппаратный комплекс по изучению и эксплуатации авиационного оборудования воздушных судов с использованием смешанной реальности ..	88
Устройство структурной адаптации цифровой сети связи с учетом допустимых информационных потерь	88
Разработка структур корпуса малогабаритной буксируемой ложной цели для обеспечения электродинамической развязки антенн	89
Разработка цифрового двойника системы наземной радионавигации.....	91

Направление № 5 «Ракетные и космические системы»..... 92

Разработка медико-технического обеспечения, применяемого для космонавтов при длительном пребывании в условиях измененной гравитации.....	92
Образовательный наноспутник для тестирования технологии оптической связи в космосе: SamSat-LED	92
Автоматизированная система предотвращения столкновений космических аппаратов	93
Методика автоматизированного диагностирования системы управления расходом топлива при испытании ракеты-носителя «Союз-2»	93
Изготовление действующего макета антенной решетки изделий ракетно-космической техники с использованием аддитивных технологий	95
Реализация адаптивного преобразования сигналов в условиях стохастичности радиолокационной информации	95
Имитационное моделирование функционирования системы эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры как инструмент обоснования параметров технического обслуживания	96
Перспективные схемы подготовки и осушения воздуха в системах обеспечения температурного режима стартовых ракетных комплексов среднего класса	97
Сравнение проектно-баллистических характеристик возвращаемых ракетных блоков первой ступени в составе ракеты-носителя космического назначения	98
Роботизированная система транспортно-технического обеспечения низкоорбитальных многоспутниковых группировок малых космических аппаратов	99
Анализ прочностных характеристик различных вариантов исполнения основных несущих элементов демонстратора вертикального взлета и посадки	100
Динамика углового движения космических аппаратов с диссипативным демпфером	101
Имитационная модель функционирования ОЭС КА с использованием ПЗС - матрицы .	103
Анализ вариантов развертывания многоплоскостной орбитальной группировки малых КА	103
Универсальная подвижная роботизированная платформа для планетных исследований	104
Стенд для измерения вольт-амперной характеристики солнечной батареи космического аппарата	105
Проектирование бортовой коаксиальной установки малой холодопроизводительности	105
Разработка программного обеспечения мониторинга технического состояния бортовых систем космических аппаратов на основе рекуррентной нейронной сети	106

Разработка специализированного программного комплекса автоматизации процесса идентификации конструктивных параметров компьютерных расчётных моделей летательных аппаратов	106
Разработка конструкции многоцелевого беспилотного летательного аппарата	107
Аэродинамическое тормозное устройство на основе пеноматерилов для малых космических аппаратов	107
Организация космической миссии для изучения влияния солнечных вспышек на ионосферу Земли	108
Макет модуля оптико-электронного для малогабаритного космического аппарата дистанционного зондирования земли формата «CubeSat»	109

Направление № 6 «Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение»..... 112

Проработка концепции малогабаритного беспилотного летательного аппарата с применением 5D-аддитивных технологий	112
Повышение эффективности воздушного старта малоразмерного беспилотного летательного аппарата	112
Аппарат для исследования резистентности кишечных бактерий к антибиотикам	113
Методы исследования процесса задействия образцов авиационного морского подводного оружия	114
Роботизированный комплекс мониторинга окружающей среды	115
Способ диагностирования комплекса бортового оборудования воздушных судов на основе машинного обучения	116
О построении высоконадёжного активного грузозачемного устройства органа управления летательным аппаратом	117
Разработка многоприводной змееподобной робототехнической системы	118
Концепция обеспечения безопасного старта АСП с БЛА	119
Исследование, разработка электронной системы управления для экспериментального БПЛА «Циклоптер» и конструирование самого летательного аппарата	120
Четырёхканальные блоки рулевых электрических приводов для беспилотных летательных аппаратов малого диаметра / малой стоимости	121
Роботизированный станок с автоматической системой неразрушающего контроля	121
Формирование математического описания работы компонентов механической трансмиссии системы перемещения крыла	122
Обоснование возможности применения электромеханического привода для управления автоматом перекоса несущего винта вертолета	123
Натурный стенд для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой конвертируемого летательного аппарата	123
Комплексная система регистрации статических и динамических характеристик рулевых приводов ЛА	124
Исследование влияния схемы укладки перспективного композиционного материала на модальные характеристики несущих поверхностей управляемого авиационного средства поражения	125
Алгоритм классификации сигналов нейронной сетью	126

Направление № 7 «Математические методы в аэрокосмической науке и технике»..... 127

Методика предварительной оптимизации коммуникаций в отсеке при размещении бортовой аппаратуры	127
---	-----

Разработка и верификация комплексного подхода к моделированию статической и динамической аэроупругости планера самолета на основе методов конечных элементов и контрольных объемов	128
Исследование графоаналитического метода для оценки и повышения качества системы технического обслуживания летательных аппаратов	128
Исследование устойчивости движения космической системы, формируемой на базе универсальных космических платформ модульного типа	129
Методика определение расположения дополнительных опор шарнирно опертой пластины Кирхгофа при произвольном воздействии	129
Создание модели расчета траектории высокоскоростного ЛА	131
Математическое моделирование технологического процесса 3D-печати по технологии FDM	132
Проектирование ёмкостей для транспортировки сжиженного газа	133
Численное моделирование интегральным методом Фокса Вильямса-Хокингса способа снижения акустического давления при помощи взаимодействия реактивной струи с потоком воды	134
Методика автоматизированного расчёта усталостной прочности металлической конструкции	135
Исследование конструктивно-силовых схем аэродинамических моделей	137
Методика автоматизированной верификации алгоритмов обработки телеметрической информации	138
Расчет напряженно-деформированного состояния обшивок хвостовых отсеков лопастей несущего винта в условиях ветрового нагружения на стоянке вертолета	139
Программный комплекс для моделирования движения систем многих тел	140
Метод количественной интерпретации спектров отражения высокоорбитальных космических объектов	141
Определение оптимального диапазона работы спектрофотометра для получения спектров отражения космических объектов	142
Исследование универсального оптимального метода финитно-временной и спектрально-финитной обработки навигационных сигналов приборов летательных аппаратов в условиях полной и неполной априорной определенности	143
Создание детектора ТГц излучения, генерируемого биообъектом	143
Определение оптимального способа увеличения внутреннего радиуса толстостенной цилиндрической муфты из сплава с памятью формы	144

Направление № 8 «Новые материалы и производственные технологии в области авиационной и ракетно-космической техники»..... 146

Исследование влияния аэротермоакустической обработки на механические свойства сварных соединений титанового сплава BT1-0	146
Разработка технологии изготовления лопатки спрямляющего аппарата вентилятора на приборостроительном предприятии	147
Исследование влияния анизотропии на предельные деформационные возможности материала при инкрементальном формообразовании	147
Применение галлия и его сплавов в качестве теплоаккумулирующего материала в решении задач термостатирования бортовой аппаратуры космических аппаратов и лазерной оптики	148
Опыт применения аддитивной технологии послойного наложения филамента для изготовления изделий и деталей гражданских воздушных судов	148
Повышение эффективности и термостойкости литьевых тротилсодержащих взрывчатых составов за счёт введения пирофорных материалов с фторполимерным покрытием	149

Разработка комплексной методики по оценке отклонений формы изделия и его ресурса в зависимости от технологических остаточных напряжений.....	149
Ускорение процессов подготовки производства серийных авиационных изделий с применением аддитивных технологий	150
Электронагреватели с эффектом саморегулирования температуры для борьбы с наледью на авиационной технике.....	150
Разработка полимерного композиционного материала, модифицированного одностенными углеродными нанотрубками с высокими усталостными характеристиками для применения в конструкции перспективных гражданских летательных аппаратов	152
Исследование климатической стойкости лакокрасочных покрытий при лабораторных и натурных испытаниях	153
Разработка инженерной методики создания слоистых панелей с адаптивной структурой в элементах конструкций беспилотных летательных аппаратов, изготовленных по аддитивной технологии	153
Определение предела выносливости титанового сплава ВТ6, отремонтированного методами сварки плавления и наплавки	154
Применение явления термо-ЭДС для неразрушающей верификации марок материалов узлов и агрегатов ЖРД с целью оперативного подтверждения их соответствия конструкторской и технологической документации.....	154
Разработка состава и технологии изготовления теплоизоляционного радиационно-защитного покрытия для авиационной и аэрокосмической техники.....	155
Разработка химического состава высокопрочной коррозионностойкой стали со сверхравновесным содержанием азота и технологии изготовления полуфабрикатов для деталей систем управления авиационной и ракетно-космической техники.....	157
Импортозамещение порошковой смеси Amdry 958 для плазменного напыления	159
Структура и свойства порошкового алюминиевого сплава, полученного методом селективного лазерного сплавления	159
Модифицирование полимерных композиций, используемых при изготовлении сотовых наполнителей и конструкций аэрокосмического назначения	161
Технологическая линия изготовления шестерни свободной турбины аддитивным методом	162
Повышение эффективности обработки конструкционных материалов за счет применения комплексной системы технологической обработки заготовки.....	163
Исследование эффекта термо-ЭДС в углеродных волокнах.....	165
Комплекс неразрушающего контроля технического состояния оборудования	166
Разработка технологии электронно-лучевой сварки разнородных соединений металлоглазанных узлов авиационного приборостроения	168
Исследование влияния технологических процессов на механические свойства и структуру неразъемных соединений из алюминий-магниевого сплава, выполненных роботизированной лазерной сваркой.....	168
Исследование реакции отверждения термореактивных эмалей с применением эпоксициклических эфиров жирных кислот	169
Анализ применимости полимерного композитного материала с выращенными на поверхности волокна углеродными нанотрубками в элементах конструкции планера самолёта	170
Влияние кривизны режущей кромки на параметры стружкообразования. Определение процесса резания	171
Наноконпозиционный тензочувствительный материал для гибкого элемента трансформируемых конструкций	171
Установка для гофрирования пленочных материалов экранно-вакуумной тепловой изоляции космических аппаратов.....	172

Исследование возможности применения комплексной обработки, включающей аэроакустическое воздействие в качестве постобработки деталей аддитивного производства	173
Разработка жаропрочного композита на основе углерода и исследование его стойкости к окислению и абляции.....	174
Применение армирования непрерывным волокном при объёмной печати по технологии FFF для производства несущих элементов летательных аппаратов	175
Технология восстановления цилиндрических и винтовых поверхностей транспорта плазменным напылением покрытий	176
Автоматизация конструкторско-технологической подготовки производства детали вал-шестерня с применением трехмерных CAD/CAM/CAE/TDM-систем.....	178
Разработка высокотемпературной многофункциональной смазки для резьбовых соединений	178
Влияние энтропии на структуру и свойства перовскитоподобных оксидов	179
Антимикробные наноструктурированные барьерные слои на основе фторуглеродных пленок для полимерной упаковки	180
Влияние режимов термической обработки на структуру и свойства деталей из крупногабаритных поковок алюминиевого сплава 1933 для самолета SSJ-NEW	180

Направление № 9 «Экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса» 183

Влияние конфликтов на экономическую эффективность сотрудников организаций аэрокосмической отрасли.....	183
Исследование вопросов прогнозирования на промышленных предприятиях	183
Надежность процедур управления как составная часть надежности воздушных перевозок.....	184
Метрологическое обеспечение средств измерений как одно из составляющих менеджмента качества.....	185
Механизм обоснования экономической эффективности бизнес-процессов борьбы с космическим мусором	186
Модель оптимизации энергетических ресурсов производства на базе искусственного интеллекта	187
Обоснование эффективности затрат на программы благополучия в современных организациях	187
Финансовое продвижение искусственного интеллекта в авиации в российских реалиях	188
Разработка механизма импортозамещения для устойчивого развития предприятий авиационной отрасли.....	189
Прогнозирование спроса на рабочую силу предприятий ОПК в современных экономических условиях.....	190
Создание информационной системы «Электронное дело изделия» с целью управления электронными технологическими данными, возникающими на этапе производства изделий АТ.....	191
Создание единого информационного пространства в области метрологического обеспечения на примере производства авиационной техники	191
Применение принципов бережливого производства в процессе цифровизации современных аэропортов.....	192
Лизинг как альтернативная форма финансирования для промышленных предприятий..	194
Разработка методов улучшения и совершенствования организационно-управленческих процессов при проектировании высокотехнологичной продукции.....	194
Вывод продукта на международный рынок на примере предприятия ПАО «Яковлев» ..	195
Оценка эффективности цифрового моделирования при проектировании авиационных двигателей нового поколения с учётом стратегической безопасности.....	196

Практический подход к повышению квалификации сотрудников на предприятиях путем использования искусственного интеллекта	197
Автоматизированная система управления запасами и поставщиками.....	197
Методика оценки портфелей инноваций на предприятиях ракетно-космической отрасли в рамках диверсификации производства.....	198
Формирование отраслевой экосистемы подготовки высококвалифицированных кадров для инновационно-технологического развития промышленного комплекса.....	199
Управление образовательно-карьерной траекторией команд за счет формирования профессиональных компетенций и специальной подготовки в проектном менеджменте промышленных организаций	200
Имитационная модель системы производства, технического обслуживания и ремонта авиационной техники на предприятиях авиационной промышленности	201
Совершенствование системы формирования и развития кадрового потенциала промышленного предприятия	202
Экономическое устаревание специализированных активов и его последствие для предприятий аэрокосмической области	202
Центр интегрированной дополнительной подготовки специалистов на базе Московского авиационного института	203
Разработка программы привлечения и адаптации потенциальных молодых специалистов для работы на авиационном предприятии	203

Направление № 1 «Авиационные системы»

ПАО «Объединенная авиастроительная корпорация» выступает спонсором XV Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научных работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

Объединенная авиастроительная корпорация создана 20 ноября 2006 г. в соответствии с указом президента РФ в целях сохранения и развития научно-производственного потенциала авиастроительного комплекса Российской Федерации, обеспечения безопасности и обороноспособности государства, концентрации интеллектуальных, производственных и финансовых ресурсов для реализации перспективных программ создания авиационной техники.

На сегодняшний день ОАК является одним из крупнейших игроков на мировом рынке авиастроения. Предприятия, входящие в структуру корпорации, производят самолеты таких всемирно известных брендов как «Су», «МиГ», «Ил», «Ту», «Як», «Бе», а также новые — Superjet и MC-21.

Приоритетные направления деятельности корпорации — разработка, испытания, производство, сопровождение эксплуатации, модернизация, гарантийное и сервисное обслуживание самолетов гражданского и военного назначения. В сфере работы компаний ОАК также находится подготовка кадров и повышение квалификации летного состава.

В ряду приоритетных задач — качественное и ритмичное выполнение контрактов в рамках государственного оборонного заказа, развитие эффективного сотрудничества с авиакомпаниями и другими ключевыми эксплуатантами российской техники, а также формирование опережающего научно-технического задела для создания востребованных рынком передовых авиационных комплексов нового поколения.

Аналитическая система контроля за техническим состоянием системы пожаротушения самолета

Агеев А.Г., Галанова А.П.

АО «Туполев», г. Москва

Для повышения уровня отказобезопасности и контролепригодности изделий авиационной техники (АТ) должны проводиться мероприятия по разработке современных средств эксплуатационного контроля и диагностики технического состояния не только цифровых и электронных комплектующих, но и особо ответственных элементов конструкции, что в свою очередь позволит перейти от эксплуатации по ресурсу на эксплуатацию по техническому состоянию.

В ходе проведенного научного исследования разработана аналитическая система контроля за техническим состоянием системы пожаротушения (АСК ТС СПТ) изделий АТ, учитывающая нарушение герметичности трубопроводов СПТ и обеспечивающая выдачу сообщений экипажу для принятия дальнейшего решения о пилотировании летательным аппаратом (ЛА). В качестве параметра, характеризующего нарушение герметичности трубопроводов, выбрана величина времени разрядки огнетушителя. При этом блоки пожарной автоматики для каждого пожароопасного отсека хранят в своей памяти массивы данных о времени штатной и нештатной разрядки, сравнивая эти значения в режиме встроенного контроля с величиной, вычисленной в момент разрядки огнетушителя для текущей ситуации на борту.

Использование в системе пожарной защиты (СПЗ) изделий АТ разработанной АСК позволяет установить, в какой части трубопроводной линии произошло повреждение, обеспечивая при этом вывод информации о работе и отказах СПЗ в систему контроля технического состояния ЛА.

Разработанная АСК ТС СПТ совместно с известными комбинаторными методами проектирования СПЗ позволяет перейти от эксплуатации системы по ресурсу на эксплуатацию по техническому состоянию.

Технология запуска сверхмалых исследовательских ракет при помощи БПЛА

Воняков А.О., Смирнов Д.Д., Михайлов А.А.

Научный руководитель — Попов А.С.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Воздушный старт является перспективным решением для запуска высотных исследовательских ракет. Основное преимущество этой схемы запуска заключается в том, что запускаемому объекту задается начальный импульс, а также высота полета, что уменьшает топливно-энергетические затраты на выведение полезной нагрузки. Помимо этого, технология воздушного старта решает ряд других проблем: например, многозависимость компонентов комплекса, что уменьшает общую стоимость пуска.

В данной работе предложен проект беспилотного летательного аппарата для воздушного старта сверхмалых ракет. Наличие такой платформы позволит запускать на большие высоты ракеты, которые в иных условиях не были бы способны на такой полёт. Особенности траектории также позволяют исключить наличие на ракете сложного бортового комплекса управления — БПЛА, который задаёт ракете начальный курс и скорость. В перспективе планируется рассмотрение возможности многозависимого использования ракет, используемых в комплексе, для снижения общей стоимости комплекса. Сверхмалые ракеты являются перспективным направлением развития космической отрасли. Они — доступное по стоимости средство выведения полезной нагрузки. Малые ракеты востребованы при метеоразведке, научных исследованиях, оперативной съёмке местности, а также в студенческих экспериментах и испытаниях ракетно-космических систем. Улучшение характеристик подобных ракет является актуальной темой для изучения. Увеличенная высота полета и(или) полезная нагрузка позволит расширить круг задач и исследований, сделав подобные аппараты более конкурентоспособными на рынке космических запусков. Для улучшения летных характеристик сверхмалой ракеты в данной работе предлагается воздушный старт, который будет осуществляемый со специализированного самолета-носителя.

Информационная поддержка летчика для достижения заданного уровня безопасности и точности пилотирования при сокращении прямолинейного участка подхода к взлетно-посадочной полосе

Воронка Т.В.

Научный руководитель — Тяглик М. С.

МАИ, г. Москва

Последние 40-50 лет развития авиации требования к ней менялись, а их формулировки стали трансформироваться и учитывать вызовы развития общества. Одним из таких требований является снижение шума на местности и уменьшение количества выбросов углекислого газа. Особенно это актуально стало в связи с тем, что застройка жилых комплексов производится вблизи аэропортов.

Единственным решением этой проблемы является сокращение дальности прямолинейного участка снижения (уменьшение дальности точки входа в глиссаду (ТВГ)) и подход к нему по криволинейной траектории. Облет жилых строений на этапе посадки требует маневрирования на малой высоте полета, а сокращение дальности ТВГ приведет к дефициту времени на устранение рассогласований движения самолета по глиссаде.

В настоящее время в качестве подхода к прямолинейному участку снижения является процедура «векторение». Согласно правилам Международной организации гражданской авиации «векторение» для захода на посадку — это переданная посредством радиообмена между диспетчером и летчиком серия курсов, к которой предъявляются требования. Например, последний курс должен выводить воздушное судно на предпосадочную прямую под углом не более 45 градусов. Также он должен обеспечивать возможность выйти на линию пути конечного участка в режиме горизонтального полета как минимум за 2 км до точки входа в глиссаду, после чего начинается снижение по глиссаде. Однако данный способ является очень сложным для выполнения, он требует повышенной концентрации внимания и полного взаимопонимания между диспетчером и летчиком. Главной проблемой «векторения» является то, что выдаваемая диспетчером информация не дает летчику полного представления о движении относительно

программной траектории. Это не гарантирует заданной точности облета жилых массивов и снижения шума над жилыми районами. Необеспечение заданной точности отслеживания программной траектории не позволяет поддерживать заданный уровень безопасности пилотирования. В связи с этим необходимо разработать средство информационной поддержки летчика, обеспечивающее заданный уровень безопасности и точности пилотирования.

В данной работе представлен альтернативный способ представления полётной информации, который позволил бы обеспечить наглядное представление заданной траектории движения самолета. Таким средством является пространственный коридор, внутри которого должен лететь самолет. Для того чтобы сформировать для летчика директорный сигнал, предлагается отобразить два указателя:

- 1) сечение коридора с обозначенным центром, которое бы двигалось со скоростью самолета на некотором удалении $L_{пр}$;

- 2) вектор скорости, спроецированный на дальность $L_{пр}$.

Совмещение этих двух указателей позволит осуществлять полет внутри коридора.

Для вычисления параметров предложенной индикации в работе проводилось математическое моделирование системы самолет-летчик. Для проведения математического моделирования системы самолет-летчик была разработана математическая модель характеристик управляющих действий летчика, описывающая управление летчиком в двух каналах: продольном и боковом. В дальнейшем была проведена проверка соответствия результатов, полученных путем использования разработанной математической модели, с результатами экспериментальных исследований.

Оценка эффективности предложенной информационной поддержки летчика осуществлялась на пилотажном стенде Московского авиационного института. По результатам этих исследований был проведен сравнительный анализ полученных результатов. Исследования показали, что точность пилотирования при использовании разработанной системы отображения полетной информации увеличивается в 7-25 раз по сравнению с использованием процедуры «векторения», что при маневрировании на малой высоте гарантирует обеспечение заданного уровня безопасности.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от «20» апреля 2022 г. № 075-15-2022-309).

Обобщенная система управления многороторным беспилотным летательным аппаратом

Гайдайчук Е.А., Овакимян Д.Н., Ерескин И.С.
Самарский университет, г. Самара

Предметом данной статьи является система автоматического управления беспилотным летательным аппаратом (БПЛА). Основные задачи, в которых используются БПЛА — это аэрофотосъемка, мониторинг крупных объектов и сооружений, а также поиск объектов в труднодоступных участках. Собранные через бортовые средства мониторинга информация передается на наземную станцию управления, либо сохраняется на внутреннем носителе аппарата. Наибольшее распространение в настоящее время получили малоразмерные мультироторные БПЛА ближнего радиуса действия, что обусловлено их невысокой ценой, и, следовательно, серьезной экономией при применении беспилотников для задач подобных типов. В зависимости от технических характеристик определяется основная задача для каждого отдельного БПЛА. Однако система автоматического управления мультироторным БПЛА в целом идентична, независимо от конфигурации и характеристик каждого отдельного аппарата. В статье представлен анализ системы управления беспилотным летательным аппаратом в обобщенном виде. Установлено, что системы управления многороторного БПЛА принадлежат к классу многомерных систем автоматического регулирования (multi-input multi-output (MIMO) feedback control systems), где взаимные связи между отдельными каналами обусловлены кинематикой установки пропеллеров и моторов на корпусе БПЛА. Описанный процесс моделирования системы управления позволяет произвести оценку системы автоматического управления БПЛА и воспроизвести динамику полета реального физического объекта.

Пеленгационно-посадочная система летательного аппарата

Горчаков А.С.

АО «Центральное конструкторское бюро автоматики», г. Омск

Работа посвящена разработке высокоточной пеленгационно-посадочной системы летательного аппарата (ППС ЛА), предназначенной для обеспечения посадки летательных аппаратов в сложных метеоусловиях и в условиях нулевой видимости. Посадка летательного аппарата выполняется по сигналам радиомаяков, устанавливаемых на границах взлетно-посадочной полосы (ВПП).

Актуальность разработки пеленгационно-посадочной системы летательного аппарата определяется следующими факторами:

- развитием региональной авиации и восстановлением малых аэродромов;
- востребованностью данной системы для серийно изготавливаемых в настоящее время ЛА малой авиации;
- увеличением доли высокотехнологической продукции гражданского и двойного назначения в общем объеме продукции, выпускаемой организациями оборонно-промышленного комплекса в соответствии с поручением президента Российской Федерации № Пр-2346.

Разрабатываемая система обеспечивает высокие показатели чувствительности, дальности захвата сигналов радиомаяков, помехозащищенности и надежности, обладает малыми значениями ошибок определения направлений на радиомаяки, обеспечивает визуализацию процесса захода на посадку летательного аппарата, используя данные телеметрии.

Основываясь на опыте разработок АО «Центральное конструкторское бюро автоматики» в области пассивных головок самонаведения, пеленгационно-посадочная система построена на принципах фазового метода пеленгации и разработана на базе супергетеродинного приемного устройства с двойным преобразованием частоты.

Для осуществления возможности посадки ЛА на территории аэропорта с несколькими ВПП и для обеспечения помехозащищенности рабочий диапазон частот ППС ЛА разбит на 20 частотных литер с фиксированным шагом. Сигналы всех радиомаяков расположены одновременно в полосе приема одной литеры. Внутри частотной литеры радиомаяки разнесены на 400 кГц относительно друг друга в полосе пропускания тракта второй промежуточной частоты приемного устройства.

ППС ЛА осуществляет идентификацию и одновременную пеленгацию сигналов десяти радиомаяков, выдачу информации о наклонной дальности до ВПП, определение по каждому радиомаяку порядкового номера и угловых направлений по азимуту и углу места антенной системы координат.

Задача идентификации сигналов радиомаяков решается путем использования частотно-избирательных фильтров с конечной импульсной характеристикой (КИХ фильтров), которые обеспечивают:

- однозначность определения частотной полосы приема каждого радиомаяка;
- формирование полосы пропускания фильтра, значение которой составляет 30 кГц, для каждого радиомаяка;
- подавление боковых составляющих спектра за границей полосы пропускания фильтра на уровень минус 70 дБ, не менее.

Алгоритмы цифровой обработки выполняют перемножение дискретных отсчетов с выхода аналого-цифрового преобразователя (АЦП) с коэффициентами КИХ фильтров, реализуют когерентное накопление векторов фазометрических баз и производят вычисление углового направления на радиомаяки с использованием коэффициентов и матриц, рассчитанных для конфигурации фазированной антенной решетки ППС ЛА.

По результатам экспериментальных исследований ППС ЛА точность пеленгации сигналов радиомаяков составляет значение не более $0,2^\circ$ внутри частотной литеры, в которой распределена группа радиомаяков.

В работе представлено конструктивное исполнение демонстрационного образца приемного устройства ППС ЛА, а также внешний вид радиомаяков.

Приведена сравнительная оценка радиотехнических характеристик аналогов систем посадки и выполнена оценка экономических составляющих при изготовлении и оснащении ППС ЛА аэродромов.

В заключении работы описаны преимущества и перспективы использования ППС ЛА, которая обеспечивает высокоточную посадку ЛА в сложных метеоусловиях или в условиях нулевой видимости.

Разработка и внедрение аппаратуры измерения наведенных токов в опасных цепях на воздействие внешних электромагнитных полей

Дураев С.С., Суворов С.М., Просяная О.А.

Научные руководители: Бондарцев В.В., Бордуков А.А.

АО «ЛИИ им. М.М. Громова», г. Жуковский

Актуальность работы

Лётные и наземные испытания авиационной техники военного назначения представляют всесторонние натурные эксперименты, в процессе которых осуществляются измерения практически всех параметров, характеризующих работу или состояние летательного аппарата, его силовых установок и оборудования. По результатам проведённых измерений формируется заключение о тактико-технических возможностях авиационных комплексов, определяющих целесообразность их серийного производства или начала массовой эксплуатации.

Обеспечение безопасности летательных аппаратов военного назначения, в состав бортового оборудования которых входят системы, содержащие электровоспламеняющее устройство, с подключёнными к ним электрическими цепями (опасными цепями), при их эксплуатации в условиях воздействия внешних электромагнитных полей высокого уровня является актуальной и востребованной задачей. К таким системам относятся: авиационные средства поражения, система вооружения, система катапультирования, система пожаротушения. При воздействии электромагнитных полей на эти системы в их электрических опасных цепях возникают наведенные токи, при достаточной величине которых может происходить несанкционированное срабатывание электровоспламеняющего устройства с аварийными или катастрофическими последствиями.

Для выявления недопустимого уровня наведённых токов проводят испытания на стойкость к воздействию внешних электромагнитных полей опасных цепей бортового оборудования и систем летательного аппарата.

Актуальность работы заключается в разработке уникальной по техническим характеристикам перспективной аппаратуры измерения наведенных токов в опасных цепях бортового оборудования для обеспечения обработки измерительной информации, её сертификация, а также внедрение в практику испытаний опасных цепей военных летательных аппаратов на стойкость к воздействию внешних электромагнитных полей.

Для обеспечения испытаний опасных цепей бортового оборудования и систем летательного аппарата на стойкость к воздействию внешних электромагнитных полей в Государственном научном центре АО «ЛИИ им. М.М. Громова» был спроектирован, произведен, и утвержден тип аппаратуры измерения наведенных токов (АИНТ-001) в опасных цепях при испытаниях летательных аппаратов на воздействие электромагнитных полей.

Разработанная аппаратура не имеет аналогов в Российской Федерации. Результаты наземных испытаний авиационной техники военного назначения, полученные с использованием аппаратуры измерения наведенных токов АИНТ-001, повлияют на точность и результативность проведения испытаний при воздействии электромагнитных полей, что, в свою очередь, положительно отразится на качестве создаваемой авиационной техники в Российской Федерации.

Принцип действия аппаратуры измерения наведенных токов в опасных цепях при испытаниях военных летательных аппаратов на воздействие внешних электромагнитных полей основан на измерении силы постоянного и переменного тока путем преобразования изменения сопротивления терморезистора, вызванного нагревом от протекающего тока.

Принцип работы основан на измерении наведённого тока путем преобразования изменения сопротивления терморезистора, вызванного нагревом от наведённого тока, протекающего в опасных цепях БО и систем ВС, в цифровой код и регистрации кода на SD-карту.

Анализ технических требований к аппаратуре измерения наведённых токов АИНТ-001 и требований ГОСТ 8.009-84. «Государственная система обеспечения единства измерений.

Нормируемые метрологические характеристики средств измерений» показали, что в качестве основных метрологических характеристик, которые необходимо нормировать, выступают:

- функция преобразования;
- основная погрешность;
- дополнительная погрешность;
- постоянная времени.

Для нормирования каждой метрологической характеристики и разработки методик их проверки и подтверждения необходим анализ принципа работы устройства контроля наведённых токов.

Конкурентоспособность

Основными конкурентными преимуществами аппаратуры измерения наведённых токов (АИИТ-001) в опасных цепях при испытаниях военных летательных аппаратов на воздействие электромагнитных полей при испытаниях военной авиационной техники являются:

- Наличие двух измерительных каналов как преимущество при испытаниях пиропатронов с двумя нитями накала (сокращает время измерений).
- Уменьшенные габариты и массы терморезисторов имеют улучшенные параметры точности и инерционности измерения температуры, при этом габариты не превышают 0,6 x 0,3 x 0,3 мм, а разрешающая способность не превышает 0,01 °С.

- Отсутствие внешних электрических цепей, передача измерительных данных ведется по оптоволоконному кабелю, нечувствительному к воздействию внешних электромагнитных полей.

- Визуализация и обработка измерительной информации в реальном времени.
- Наличие в реестре средств измерений (ФГИС «Аршин»).

В соответствии с ГОСТ РВ 0008-006-2020 необходимым условием уникальности и коммерциализации при испытаниях авиационной техники является проведение испытаний в целях утверждения типа и внесение единый информационный фонд средств измерений Российской Федерации.

Учитывая конкурентные преимущества, применение аппаратуры измерения наведённых токов в опасных цепях при испытаниях военных летательных аппаратов на воздействие внешних электромагнитных полей будет востребованной и уникальной услугой на российском рынке авиационной промышленности.

Фундаментальность

Применение аппаратуры измерения наведённых токов в опасных цепях при испытаниях военных летательных аппаратов на воздействие внешних электромагнитных полей позволит провести уникальные испытания на воздействие электромагнитных полей при несанкционированном срабатывании пиропатронов и входящих в них электровоспламеняющих устройств в таких системах, как система пожаротушения, система катапультирования, система вооружения, авиационные средства поражения, что повысит безопасность эксплуатации военных самолётов.

В соответствии с ГОСТ Р 58048-2017 разработка аппаратуры измерения наведённых токов АИИТ-001 завершена, утвержден тип в качестве средства измерения, что соответствует уровню готовности технологий – 8 (УГТ-8).

Успешно продемонстрирована возможность мелкосерийного производства единичных экземпляров аппаратуры измерения наведённых токов АИИТ-001, подготовлена база для полномасштабных работ по испытанию на воздействие электромагнитных полей с применением аппаратуры наведённых токов АИИТ-001, что соответствует уровню готовности производства – 9 (УГТ-9).

По предварительным экспертным оценкам, применение аппаратуры измерения наведённых токов в опасных цепях при испытаниях летательных аппаратов на воздействие внешних электромагнитных полей увеличит качество испытаний, что позволит существенно уменьшить ложные срабатывания электровоспламеняющих устройств при воздействии электромагнитных полей.

«Экодисолар» — multifunctional ecological mobile hybrid disk-like BUA with aerostatic unloading and solar-graphene superconducting electro-strengthening technologies

¹Жигунов М.И., ¹Винникова М. Д., ²Рагушин К.Б.

Научный руководитель — ¹Поняев Л.П.

¹МАИ, ²АНО ПО «ИТ ХАБ», г. Москва

Данная работа связана с научными исследованиями, направленными на обеспечение независимого технологического суверенитета и устранение характерных недостатков гибридно-электрических беспилотных летательных аппаратов (БЛА), а именно: увеличению потенциальных возможностей БЛА по продолжительности, дальности и высоте полета, повышению прочности и надежности, ресурсосбережению и энергетической эффективности, простоте конструкции и быстроборочным технологиям, внедрению новых материалов и сверхпроводящих электро-солар систем, всепогодной безотказностью и безаэродромной эксплуатационной multifunctionality длительного жизненного цикла. Реализованы обобщающие методы многокритериального анализа, патентного поиска новых решений и синтеза интеллектуального геометрического оптимального объемно-конструкторского проектирования сферидно-интегральных компонентов летательных аппаратов, отражая закономерности и достижимые уровни инновационно-технологических подходов в модернизации-совершенствовании проектно-конструкторских «сквозных безбумажных» процессов при создании современных экологических и энергоэффективных концепций БЛА.

Проанализирована эффективность беспилотных аэростатических летательных аппаратов (БАЛА) дискообразной формы «Экодисолар» с аэростатической разгрузкой и пленочными солар-графен сверхпроводящими электро- и упрочняющими технологиями, а также многомерными лазерными системами подзарядки для сопровождения мобильного роя дронов. Выявлены оптимальные компоновочные решения за счет внедрения новых тонких и легких, но пока еще дорогих в производстве, нанопленочных солар-графен полимер-композитных материалов с повышенными электрическими высокотемпературной сверхпроводимости (ВТСП) и упрочнением многослойных гибких полимер-сетчатых оболочек, поверхностного слоя высоконапряженных деталей, пространственных конструкций тора и кронштейнов крепления приводов и шарниров поворотных электродвигателей, оперения и навесного оборудования БАЛА.

Влияние реализации автоматизированной функции по выполнению запросов экипажей на загруженность диспетчера УВД

Иванова П.И., Чувиловская Е.К.

Научный руководитель — Печенежский В.К.,

МГТУ ГА, г. Москва

Время — это самое ценное, что есть в процессе управления воздушным движением. В периоды высокой интенсивности, также при возникновении факторов, осложняющих данный процесс, различные нештатные ситуации, из-за нехватки времени или профессионального опыта диспетчер не всегда располагает обширной ситуационной осведомленностью. Запросы, которые увеличивают количество сеансов связи с участниками процесса, дополнительные действия, такие как обращение к системе и ввод данных, в свою очередь негативно сказывается на концентрации внимания и идет сокращение драгоценного времени, которое, так необходимо, для анализа, и обеспечения безопасности воздушной обстановки.

Для анализа действий диспетчера, событий и затрачиваемого на них времени, была рассмотрена работа диспетчера в режиме реального времени, позже при тех же вводных была создана модель на платформе Oracle Data Science Service, но уже с функциональной возможностью автоматизированного управления запросами пользователей воздушного пространства. Согласно результатам, полученным при моделировании, интегрированная в действующую систему «Синтез АР-4» сократит количество установления сеансов связи, отобразит запросы, выдаст соответствующие рекомендации диспетчеру на выполнение данного запроса с учетом текущих особенностей, и при необходимости данные автоматически скорректируются в системе, в случае подтверждения диспетчером запроса, позволяет выделить

диспетчеру управления воздушным движением больше времени на анализ воздушной обстановки.

Алгоритм постобработки результатов топологической оптимизации при проектировании аэродинамического руля

Куприянова Я.А.

Научный руководитель — Парафесь С.Г.

МАИ, г. Москва

В работе представлены результаты проектирования силового каркаса аэродинамического руля беспилотного летательного аппарата с использованием топологической оптимизации и постобработки результатов с помощью степенной и линейной аппроксимации. Топологическая оптимизация представляет собой процесс определения рационального размещения материала внутри заданной области проектирования. Особое внимание необходимо уделять интерпретации результатов оптимизации. Как правило, полученные расчетные модели не готовы к изготовлению без дополнительной постобработки. К постобработке результатов топологической оптимизации относятся ее заключительные этапы — определение геометрических параметров и оптимизация формы, которые позволяют не только избежать нежелательные неровности, но и выбрать наиболее эффективную конструкцию. В настоящее время не существует четко сформулированного понятия, как должна проходить постобработка. Подход, предлагаемый в данной работе, подразумевает формирование окончательного внешнего вида конструкции с использованием методов аппроксимации.

Для решения поставленной задачи проектирования конструктивно-силовой схемы аэродинамического руля были определены аэродинамические нагрузки, воздействующие на конструкцию, с последующим использованием полученных данных в топологической оптимизации. В качестве целевых функций оптимизации были выбраны минимизация податливости и массы конструкции с учетом ограничений по объему. Топологическая оптимизация, расчеты аэродинамических нагрузок и анализ напряженно-деформированного состояния проводились в программном комплексе Ansys Workbench. В результате топологической оптимизации была получена конструкция, состоящая из восьми силовых элементов лучевого типа. На следующем этапе полученная конструкция подвергалась постобработке с применением линейной и степенной аппроксимации. Для этого каждый силовой элемент был охарактеризован набором точек, определяющим его положение в проектной области. Далее для полученного набора данных строились графики аппроксимирующих функций (линии тренда) на основе метода наименьших квадратов. Согласно полученным схемам были спроектированы две конструкции, которые сравнивались с вариантом, обработанным вручную. В ходе анализа напряженно-деформированного состояния было выявлено, что модель, в которой использовалась линейная аппроксимация при постобработке, продемонстрировала массовое преимущество и технологическое совершенство по сравнению с другими вариантами.

Методика анализа, прогнозирования и оптимизации траекторных условий применения лазерных полуактивных систем наведения

Маслиев А.А.

ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва

Научный руководитель — Хисматов И.Ф., ЗАО «МНИТИ», г. Москва

Факторы промахов наведения, обусловленные анизотропностью индикатрисы отраженного поверхностями мишенной обстановки излучения, требуют исследования, так как существенно влияют на результаты летных экспериментов. Они могут быть вызваны как неоднородностью материалов поверхностей сложной мишенной обстановки, так и переотражениями излучения подсвета от её поверхностей.

Для повышения обоснованности решений при анализе причин промахов уже проведенных летных экспериментов, а также нахождения оптимальных условий при планировании новых экспериментов актуальна задача разработки методического аппарата расчетной оценки реакции системы конечного наведения на изменения траекторных параметров подсвета и приема отраженного мишенной обстановкой излучения.

Более достоверное прогнозирование положения пятна наведения, сопровождаемого лазерной СКН при наведении АСП в летном эксперименте, возможно, прежде всего, применением более достоверной математической модели процессов регистрации излучения. Повышение достоверности может быть достигнуто учетом геометрической конфигурации и оптических характеристик поверхностей мишенной обстановки, что позволяет более точно прогнозировать индикатрису отраженного ею излучения и, в конечном счете, реакцию системы конечного наведения, в том числе возможные срывы захвата при уводе подсвета с мишени.

Разработанная на основе полигонального представления облучаемых поверхностей и экспериментально определяемых индикатрис коэффициентов их яркости математическая модель потока энергии отраженного излучения мишенной обстановки при её подсвете лазерными системами воздушного и наземного базирования позволяет моделировать сигнальные отклики многоплощадочных приемников оптического излучения лазерных полуактивных систем конечного наведения, воспроизведя распределения потока излучения по площади изображения пятна в зависимости от геометрической конфигурации, отражательных характеристик и направления подсвета мишеней в различных метеоусловиях. При этом результаты математического моделирования потока энергии на приемнике оптического излучения лазерной полуактивной системы конечного наведения подтверждаются результатами натурных летных экспериментов.

Разработанная модель регистрации отраженного лазерного излучения положена в основу методики анализа, прогнозирования и оптимизации траекторных условий применения лазерных полуактивных систем наведения, основные положения которой развивают подходы системного анализа применительно к планированию и оценке результатов функционирования на полигоне авиационных лазерных полуактивных систем наведения с целью повышения достоверности регистрируемых результатов экспериментов за счет:

- минимизации состава неконтролируемых факторов формирования поля излучения лазерного пятна в изображениях на приемниках головок самонаведения при проведении натурных экспериментов;
- применения математического трехмерного полигонального моделирования полей яркости, изображений и сигнальных откликов регистраторов излучения сложной мишенной обстановки с учетом её оптических и геометрических особенностей для анализа результатов летных экспериментов с авиационными лазерными полуактивными системами наведения.

Применение разработанного методического аппарата при проведении летных испытаний будет способствовать уменьшению неопределенностей и повышению обоснованности результатов анализа при поиске причин полученных промахов, а также позволит разрабатывать процедуры поиска оптимальных условий проведения летных экспериментов, исключающих неоднозначности в интерпретации их результатов.

В результате выполненного исследования в работе решена научная задача разработки методики анализа, прогнозирования и оптимизации траекторных условий применения лазерных полуактивных систем наведения по критерию минимума ошибок захвата точки прицеливания на основе полигонального моделирования изображений сложной мишенной обстановки в зависимости от отражательных и геометрических характеристик её поверхностей, траекторных параметров и атмосферных условий её подсвета и визирования.

Исследовательский стенд физического моделирования факторов полёта с биологической обратной связью

Накрайников А.Д.

Научный руководитель — Семененко Ю.Ф.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В предлагаемой работе рассматривается проблема формирования готовности психологов авиационных формирований государственной авиации к профессиональной деятельности. Предлагаемая конструкция рассматривается как дополнение к учебно-материальной базе вуза, позволяющая специалистам в области авиационной психологии подбирать и с максимальной эффективностью применять методы психологической работы в процессе профессиональной и боевой подготовки летного состава, проводить мероприятия специальной и целевой психологической подготовки с лётным составом.

Исследовательский стенд физического моделирования факторов полёта создавался для активного использования в образовательном процессе Военно-воздушной академии им. профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина (г. Воронеж) при проведении практических занятий с психологами авиационных формирований государственной авиации. Он позволяет внедрить полученные результаты экспериментального исследования в следующие учебные дисциплины аэрокосмического профиля. Так как в качестве имитационного компонента управления авиационным комплексом была выбрана цифровая модель самолёта Су-25Т, то и моделирование факторов полёта проводилось в соответствии с особенностями боевой деятельности лётчиков штурмовой авиации.

За основу моделирования эргатической системы «лётчик-самолёт-среда» приняты группы факторов, воздействию которых экипаж подвергается при выполнении различных видов полетов. В качестве основной задачи имитации внешних факторов полёта ставилась комплексность моделирования и соответствие алгоритмов реагирования на их воздействие конструктивными элементами авиационного комплекса.

Исходя из особенностей приведённых факторов, лабораторное моделирование образа полёта в рамках создания исследовательского стенда проводилось с максимально возможной точностью для наземных условий.

Конструктивно исследовательский стенд состоит из рабочего места обучающегося и рабочего места инструктора (авиационного психолога), связанных между собой элементами биологической обратной связи.

Алгоритм определения координат беспилотного летательного аппарата при отсутствии спутниковых навигационных сигналов

Овакимян Д.Н., Кириллов В.С., Ерескин И.С.

Самарский университет, Центр беспилотных систем, г. Самара

На сегодняшний день беспилотные летательные аппараты (БПЛА) активно используются во многих отраслях. Нередко для выполнения своих задач аппарату требуется точное позиционирование в пространстве. Обычно данная задача выполняется с помощью спутниковых навигационных сигналов, но иногда могут возникнуть ситуации, при которых спутниковые навигационные сигналы искажены или вовсе отсутствуют. Статья посвящена разработке алгоритма определения координат БПЛА в условиях отсутствия спутниковых навигационных сигналов.

Алгоритм основан на использовании двух наземных (опорных) объектов с заранее известными координатами, на которые наводятся два комплекта видеокамер с лазерными дальномерами, установленные на корпусе БПЛА в двухосевых карданных подвесах. Исходными данными разработанного алгоритма определения координат БПЛА являются координаты опорных объектов (которые находятся в базе данных бортового компьютера), углы наведения камер на опорные объекты, измеренные расстояния от БПЛА до опорных объектов, т. е. сигналы с лазерных дальномеров, а также высота БПЛА над поверхностью Земли, определяемая соответствующими датчиками высоты. В процессе работы алгоритма производится расчет координат БПЛА исходя из взаимного положения БПЛА и опорных объектов. В статье приведена матричная блок-схема линеаризованной системы управления БПЛА с комплексированием сигнала с автопилота и видеокамер в соответствии с разработанным алгоритмом определения координат БПЛА в условиях отсутствия спутниковых навигационных сигналов.

Разработка системы автоматического управления для посадки управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Поспелов Г.А.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — Тяглик М.С., МАИ

В работе рассматривается актуальная задача, связанная с повышением безопасности парашютного десантирования, и предлагается вариант её решения за счет применения оригинальной конструкции парашюта с системой автоматического управления.

Рассматривается научно-техническая задача, находящаяся на стыке нескольких дисциплин. В работе используются стандартные методы исследований, а также присутствует математическое моделирование с помощью ЭВМ.

В качестве груза могут быть объекты различного назначения: военного (танки, орудия), медицинского (хрупкое оборудование) и космического (спускаемые аппараты). Использование данной парашютной системы наиболее актуально для спускаемых аппаратов, так как данная парашютная система имеет ряд преимуществ перед классическими баллистическими парашютными системами, такие как: меньший укладочный объем, меньшая масса, возможность управления, возможность посадки на территории РФ, а не Казахстана.

В данной работе выделена особая роль для приземления, а именно выравнивания. При посадке основным критерием была выбрана вертикальная скорость. Данную работу можно дополнить, чтобы система производила не только мягкую посадку, но и точную.

Если речь идет о объектах военного назначения, то эффективность применения управляемой планирующей парашютной системы состоит в том, что их использование позволяет существенно повысить точность и дальность приземления груза по сравнению с баллистическими ПС. ЛА не нужно входить в зону действия ПВО, чтобы доставить груз на расстояние 10 км, требования к амортизирующей платформе УППГС совершенно иные, что уменьшает массу системы и улучшает экономические показатели.

Если речь идет об Антарктиде, то доставка грузов воздушным способом носит приоритетный характер в связи с меньшим потреблением топлива, чем ледокол.

Разработка проекта речного амфибийного экраноплана с шасси на воздушной подушке

Румянцев Н.Е., Коровин В.В., Гладышев Н.С.

Научный руководитель — Морозов В.П.

НГТУ им. Р.Е. Алексеева, г. Нижний Новгород

Актуальность

С начала 90-х годов речной и авиационный флот России существенно сократились. Снабжать регионы, которые находятся за пределами центральной части России, стало сложнее, особенно это ощущается в Сибирском и Дальневосточном округах.

Специфика климата в ряде регионов не позволяет решить данную проблему традиционными видами транспорта, поэтому стоит посмотреть на данную задачу под другим углом.

В условиях экономического развития Сибирского и Дальневосточного округов появляется задача повышения взаимодействия между регионами или, иначе говоря, повышается миграция населения между регионами.

Стоит отметить, что газо- и нефтедобывающие компании России нуждаются в подобном виде транспорта, а точнее в быстрой транспортировке персонала, т.к. часто работы на месторождениях производятся вахтовым методом.

Цели и задачи

Основными требованиями, которые мы предъявляем к нашему экраноплану, являются амфибийность, высокая скорость (относительно водных видов транспорта) перемещения пассажиров/грузов, безопасность эксплуатации, высокая экономичность, комфортабельность, минимальная потребная тяговооруженность, минимальная зависимость от внешней инфраструктуры, минимальная зависимость от зарубежных составляющих и максимальное использование продукции отечественной промышленности.

Для решения этой задачи разработан речной амфибийный экраноплан, который способен решить данную проблему без изменения инфраструктуры регионов. Экраноплан может быть переоборудован под цели различных ведомств, а амфибийность данного вида транспорта упрощает его эксплуатацию и позволяет производить обслуживание на берегу. Стоит отметить, что экраноплан может эксплуатироваться как пассажирский, грузопассажирский или же спецтранспорт (МВД, МЧС и др.).

Планируемый объем работ

Этапы проведения НИР по доработке проекта:

- 1) Проведение аэродинамического эксперимента.

- 2) Углублённое экономическое обоснование проекта, апробация проекта у эксплуатирующих организаций (российские парокходства и частные кампании).
- 3) Доработка проекта по результатам исследований и замечаний эксплуатантов.
- 4) Создание демонстрационных и презентационных материалов.
- 5) Презентация материалов на научно-технических форумах.
- 6) Разработка углублённого аванпроекта экраноплана.
- 7) Предварительное согласование с экспертными организациями и лицами.
- 8) Оценка строительной стоимости опытного образца экраноплана.

Результатом проведенных НИР будут:

- 1) Уточнение аэрогидродинамической компоновки экраноплана.
- 2) Расчёт аэродинамических и лётно-технических характеристик экраноплана.
- 3) Патентная защита проекта (полезная модель).
- 4) Углублённый аванпроект экраноплана.

Степень проработки проекта

В настоящее время разработан эскизный проект речного амфибийного экраноплана с шасси на воздушной подушке. Разработана аэрогидродинамическая и весовая компоновки. Проведен экономический анализ внедрения в существующую транспортную инфраструктуру.

Характерные особенности экраноплана:

- классическая нормальная аэродинамическая схема с хвостовых высокорасположенным оперением;

- шасси на воздушной подушке камерного типа под фюзеляжем;
- неубираемое в полете баллонное ограждение воздушной подушки и концевые крыльевые пневмобаллоны для расширения условий базирования;
- экономичные маршевые турбовинтовые двигатели, оптимизированные для старта и для крейсерского полета;
- использование шасси на воздушной подушке амфибийного типа;
- реализация воздушной подушки под фюзеляжем, что обеспечивает минимальные энергозатраты на взлёт с воды;
- использование пневмобаллонного шасси в качестве ограждения воздушной подушки, существенное снижение эксплуатационных нагрузок;
- возможность использования реверса при экстренном торможении.

Основные характеристики:

- 1) Длина — 35,1 м.
- 2) Ширина / размах крыла — 24 м.
- 3) Высота — 9,05 м.
- 4) Крейсерская скорость — 180-200 км/ч.
- 5) Пассажировместимость — 102 чел.
- 6) Грузоподъёмность — 10 тонн.
- 7) Дальность полёта — 1000 км.
- 8) Оптимальная высота полёта — 1-1,5 м.
- 9) Максимальная высота отрыва от поверхности — 4 м.

Часть характеристик экраноплана изучена с использованием катапультной и радиоуправляемой моделей.

Выводы

Проведенный объем работ позволяет предположить, что такие транспортные аппараты будут востребованы для снабжения и освоения труднодоступных регионов России.

На данные аппараты (и их модификации) можно будет возложить обязанности различных ведомств — МЧС, здравоохранение, полиция.

Модельные испытания подтверждают верность расчётов, а в некоторых случаях и показывают более оптимистичную картину.

Проведение экспериментов в обоснование расчётных характеристик

Для подтверждения ожидаемых характеристик были проведены следующие работы:

1. Изучение обтекания на базе цифрового моделирования в системе SolidWorks.
2. Испытания моделей.
 - 2.1. Катапультная модель.
 - 2.2. Радиоуправляемая модель.
 - 2.2.1. Статические испытания.

2.2.2. Испытания в свободном полете на разных поверхностях (асфальт, снег, вода).

2.2.3. Кордовые испытания.

Микроанализ сварного соединения, полученного диффузионной сваркой через промежуточный слой

Сотсков А.А.

АО «РПЗ», г. Раменское

Научный руководитель — Латыпов Р.А., Московский политех, г. Москва

В настоящее время практически во всех отраслях промышленности широкое применение находят новые конструкционные материалы на основе неметаллов, а именно: ситаллы, керамики, кварцевые стекла, сапфир и др. Эти материалы обладают уникальными физико-химическими свойствами, иногда превосходящими в значительной степени свойства металлических материалов.

Одной из составляющих научно-технического прогресса является развитие точного приборостроения, необходимость повышения интеллектуального уровня обусловлена потребностями различных отраслей промышленности. Прецизионные приборы служат для управления летательными аппаратами различного назначения и сложными технологическими процессами, для оценки конкретных чрезвычайных ситуаций и т. д.

В данной работе хочу рассказать о герметичном соединении узла кольцевого лазерного гироскопа из разнородных материалов, таких как ситалл марки СО115М и алюминий марки А5N, методом комплекса разных сварных операций холодной и диффузионной сварки. Сложность данной работы обуславливается тем, что у исходных материалов разная твердость и коэффициент термического расширения.

Чистый алюминий марки А5N — алюминий особо высокой чистоты — отличают весьма высокие показатели пластичности и деформируемости в холодном состоянии (без нарушения целостности материала) при одновременно низкой твердости.

Ситалл СО115М — идеальный материал для астрономических зеркал и других оптических деталей, в которых отсутствие изменений линейных размеров и формы поверхности при значительных изменениях температуры имеет важное значение. Термическая устойчивость ситалла позволяет изготавливать зеркала высочайшей степени точности за гораздо более короткое время обработки, поскольку измерения можно производить, не дожидаясь достижения термического равновесия.

Данную работу считаю актуальной, так как многие предприятия точного приборостроения применяют в качестве сварного соединения способ холодной сварки через индиевую прокладку и имеет ряд отрицательных моментов; электродные уплотнения испытывают расслаивание при воздействии тепловых и механических нагрузок, а также некоторых реактивных растворителей и соединений, что приводит к разгерметизации и выходу лазерного газа из внутренней части гироскопа и проникновению окружающих газов в гироскоп, что недопустимо.

Частые сходы по разгерметизации лазерного гироскопа и привели к решению разработать новый способ получения стабильного герметичного соединения, которое удовлетворяло бы всем требованиям конструкторской документации и выдавало стабильные показания по герметичности.

Решить ряд сложнейших проблем и существенно расширить технологические возможности сварки позволяет диффузионная сварка, которая не содержит принципиальных ограничений по соединяемым материалам, а иногда является наиболее приемлемым, если не единственно возможным средством получения конкретных работоспособных узлов.

Для обеспечения вышеуказанных требований необходимо обеспечить формирование достаточного физического контакта между соединяемыми материалами и развитие объемного взаимодействия при пониженных термомеханических воздействиях на соединяемые детали. Интенсифицировать процесс диффузионного взаимодействия можно различными способами: введением УЗ-колебаний в зону соединения, применением промежуточных слоев в виде напыленных или гальванических слоев, порошковых материалов, модифицированием свариваемых поверхностей лазерным излучением, применение электростатического поля и др.

Разработка измерителя углов атаки и скольжения, не имеющего подвижных частей

Трахман Р.А.

Научный руководитель — Кургузов А.В.

МАИ, г. Москва

В работе описывается концепция прибора для измерения аэродинамических углов атаки и скольжения, а также воздушной скорости, не имеющего подвижных частей. В статье прорабатывается математическая модель обтекания шара и сферического зонда прибора, формируется конструкция зонда. Зонд представляет из себя шар с пятью отверстиями-портами приёма давления. С опорой на математическую модель в работе конструируется прототип изделия, сам зонд и его кронштейн, изготавливаемые посредством аддитивных технологий, а также электронная составляющая прибора. Прибор основан на дифференциальном датчике давления, выходным сигналом с которого является слабое постоянное напряжение, требующее значительного усиления. Для усиления сигнала с датчика была сконструирована цепь с дифференциальным включением операционного усилителя. Монтаж электронных компонентов произведён на сконструированную и вытравленную печатную плату. Также в работе описывается и показывается методика испытания как отдельных элементов конструкции прибора, так и устройства в целом. Экспериментально устанавливается качественная работоспособность цепи с дифференциальным включением операционного усилителя при помощи осциллографа, прототипа цепи, собранного на макетной плате и шприца. Описывается и показывается испытательный стенд с гидростатическими весами, позволяющий количественно связать давление, подводимое к датчику, и выходное напряжение с операционного усилителя. Описаны и показаны комплексные испытания прибора, установленного на автомобиль.

Разработка автономного грузового трикоптера-конвертоплана

Феофилов Д.С., Ромадов С.В., Кобец И.И.

Научный руководитель — Козырь А.В.

ТулГУ, г. Тула

В современном обществе беспилотные летательные аппараты (БПЛА) представляют большую ценность в различных сферах деятельности, начиная от съёмки фильмов и заканчивая показательными выступлениями. Одной из востребованных проблем, решаемых с помощью таких летательных аппаратов, является доставка грузов. Необходимо создание универсального решения, которое значительно облегчит транспортировку и доставку малогабаритных грузов. Такой БПЛА должен иметь приемлемую полезную нагрузку по сравнению со своим весом, большую дальность полета и автопилот.

Первым шагом при проектировании любого беспилотника является выбор конструкции. Необходимо определить требования, предъявляемые к будущему БПЛА. Возможность вертикальных взлета и посадки исключает необходимость оборудования взлетных и посадочных площадок и обеспечивает возможность эксплуатации на ограниченных пространствах в условиях препятствий, требующих крутого угла набора высоты или преодоления сложных путей захода. Высокая крейсерская скорость необходима для оперативной доставки, когда время ограничено. Малое удельное энергопотребление обеспечивает широкий радиус действия БПЛА.

Анализируя данные требования, можно сделать вывод, что для решения поставленной задачи необходим беспилотный самолёт вертикального взлёта и посадки (СВВП). На данный момент наиболее исследованными и простыми в изготовлении БПЛА данного типа являются аппараты компоновки «коптер-самолет», имеющие несколько подъёмных винтомоторных групп и одну маршевую. Простота такой конструкции обеспечивается отсутствием механизмов поворота несущих винтов, также такая система позволяет разделить каналы управления горизонтальным и вертикальным полетом, что упрощает работу в переходных режимах. Однако очевидным недостатком такой компоновки является то, что ВМГ вертикального взлета являются мертвым грузом при выполнении горизонтального полета, их электроника увеличивает взлетный вес и лобовое сопротивление. Также существуют БПЛА компоновки «Tailsitter» — их главной особенностью является взлет из положения, когда продольная ось корпуса направлена

вверх. В связи с этим, переход из горизонтального полета в вертикальный происходит на режимах сваливания, что усложняет алгоритм управления полетом.

В данной работе рассматривается компоновка БПЛА с поворотными винтами (конвертоплан). Такая схема занимает промежуточное положение между аппаратами, использующими для взлета специализированные подъемные двигатели и системами, взлетающими за счет тяги маршевой ВМГ. При такой компоновке взлетно-посадочные ВМГ частично или полностью используются для горизонтального полета, а переходные процессы не требуют учета сложных режимов полета на высоких углах атаки.

Следующим шагом после выбора конструкции является расчет аэродинамических и прочностных характеристик, выбор комплектующих, составление математической модели аппарата. Данные расчеты проводились исходя из выбранного максимального веса переносимого груза в 1,5 кг. По результатам анализа прочности наиболее нагруженными узлами оказались сопряжение крыла и фюзеляжа, однако коэффициенты безопасности для них, а соответственно для всего БПЛА, оказались равными 2,25, что свидетельствует о том, что конструкция не является ни излишне тяжелой, ни недостаточно прочной.

На следующем этапе разработки была составлена математическая модель для отработки алгоритмов системы управления полетом. Модель, построенная в среде Simulink программы Matlab, позволяет произвести настройку регуляторов в контуре управления БПЛА по тангажу. На основе результатов численного моделирования был сформирован трехконтурный канал управления высотой полета и одноконтурный канал стабилизации скорости в режиме горизонтального полета. В качестве корректирующих устройств выбраны ПИД-регуляторы, которые вопреки недостаточной для ряда сценариев использования эффективности широко применяются на практике для управления различными техническими системами ввиду простоты настройки и обладают сравнительно невысокой чувствительностью к точности математической модели. Регуляторы угловой скорости и угла тангажа имеют ограничения ± 10 рад/с и $\pm 30^\circ$ соответственно.

Заключительным шагом стало изготовление прототипа разрабатываемого БПЛА. Данный прототип имеет размах крыла 1,5 м и максимальный взлетный вес 5 кг. Лонжероны крыла и хвостовая балка выполнены из алюминия. Несущая рама и нервуры аэродинамических плоскостей изготовлены по технологии 3D-печати из пластика ПЭТГ. Обшивка крыла и корпуса — вспененный полистирол. Данные материалы выбраны для облегчения и удешевления конструкции без значительных потерь в прочности.

В процессе разработки прототипа отдельное внимание было уделено анализу возможных нештатных ситуаций в полете, в результате аппарат получил трехкратную систему горячего резервирования бортового электропитания, была составлена таблица возможных отказов и способов спасения аппарата при их возникновении, которые могут быть реализованы в системе автоматического управления.

Одной из главных проблем при доставке грузов является обнаружение места сброса. Системы спутниковой навигации, используемые для полета по маршруту, не дают достаточной точности для сброса груза, в реальных условиях известны лишь приближенные координаты цели с определенной погрешностью. Для их точного определения необходим алгоритм обнаружения цели. Для пилотируемого БПЛА есть возможность визуально определить точку сброса, однако в условиях поставленной задачи данный метод неприменим. Необходимо создать такой подход, который будет включать в себя обнаружение цели и выработку команд для ее достижения, ориентируясь на данные приближенные координаты.

Рассматривая данную проблему со стороны упрощения конструкции и увеличения точности обнаружения, можно сделать вывод о необходимости оборудовать его так называемым компьютерным зрением (Computer Vision, CV). Данная технология позволит достаточно точно обнаруживать место сброса груза по данным приблизительным координатам. При обнаружении метки с помощью CV контроллер вырабатывает сигналы для ее скорейшего достижения. После подлета к цели активируется алгоритм сброса груза. Далее БПЛА возвращается на место взлета или заходит на посадку у обнаруженной метки.

В данной работе предлагается использовать комбинированный метод распознавания. При обнаружении белого квадрата с черной рамкой на местности с помощью открытой библиотеки OpenCV происходит обрезка снимка, что существенно снижает количество пикселей, которые необходимо обработать. Обрезанное изображение подается на вход ИНС, обученной на

распознавание меток. Затем вырабатываются команды для достижения необходимой позиции сброса.

По итогам проведенного исследования планируется физическая реализация описанного БПЛА для проведения натурных испытаний. Результаты разработки могут найти практическое применение в производстве малогабаритных БПЛА для доставки малогабаритных грузов при требованиях высокой скорости и условиях ограниченного пространства и наличия препятствий.

Разработка тренажера для наземной подготовки парашютиста

Хахимов Д.Р., Качурин А.О., Триацкий Н.Н.

Научный руководитель — Смагин Д.И.

МАИ, г. Москва

Разработан прототип тренажера, позволяющий в безопасных условиях, с использованием реальных подвесных систем, отработать все этапы прыжка с реальным парашютом. В работе были поставлены и решены следующие задачи: разработка базовой версии конструкции, проведение расчета на прочность базовой конструкции методом конечных элементов, доработка конструкции в соответствии с результатами, полученными в процессе математического моделирования, отработка уникальных технических решений, изготовление прототипа тренажера.

Основная цель данной работы заключается в том, чтобы помочь начинающим парашютистам отработать все необходимые навыки для совершения безопасного прыжка. В имеющихся тренажерах отсутствует имитация приземления, что является достаточно серьезным недостатком, не позволяющим начинающим парашютистам в полной мере отработать все необходимые навыки для совершения безопасного прыжка. Разработанный тренажер позволяет максимально погрузить парашютиста в обучающий сценарий и дает возможность физически ощутить основные этапы прыжка.

Особое внимание в работе было уделено возможности отработать в безопасных условиях все этапы прыжка, особенно приземление, что позволит снизить количество инцидентов, связанных с травмами при приземлении. На базе отработанных при разработке прототипа тренажера решений возможно как серийное изготовление существующей конструкции, так и ее модификации (для отработки прыжков с парашютами типа «крыло»). Это позволяет адаптировать тренажер под различные типы парашютов и учитывать особенности их использования.

Расчёт нагрузок на оболочку аэростатической опоры

Шабалов А.А.

Научный руководитель — Макарянц Г.М.

Самарский университет, г. Самара

В настоящее время происходит интенсивное развитие различных видов малой авиации, в особенности техники, которая способна провести длительное время в воздухе. Несомненно, воздухоплавательная техника способна выполнять свои функции без посадки значительно дольше любого другого вида летательных аппаратов, в частности такие беспилотные аппараты могут быть двойного назначения. Воздухоплавательные проекты активно развиваются как у нас в стране («Авгурь», АО «ДКБА»), так и за рубежом (Google, Airlander).

Ключом к достижению массогабаритного совершенства летательных аппаратов является прочностной расчёт элементов конструкции. Если говорить о прочностных расчётах, то они производятся по общеизвестным методам в программных пакетах, но исходные данные в виде нагрузок на элементы конструкции рассчитываются индивидуально, причем нет общепринятых методик расчёта нагрузок. Таким образом, основная цель исследования — создание методики расчёта нагрузки на аэростатическую оболочку.

На оболочку аэростатической опоры действуют различные нагрузки, а именно — давление подвеса, ветер, избыточное давление и осадки. Чтобы обеспечить работоспособность конструкции во всех этих условиях, необходимо при расчёте прочностных нагрузок учитывать все эти факторы.

Для этого была создана методика расчёта нагрузок на аэростатическую оболочку, являющаяся ключом к достижению массогабаритного совершенства конструкции.

Методика может быть применена для расчёта аэростатических платформ различного назначения — как пилотируемых, так и беспилотных. Последние особенно актуальны в связи с тем, что способны находиться в воздухе без посадок продолжительное время — порядка двух недель, способны перемещаться как по заданной траектории, так и по сигналам оператора. В зависимости от назначения и выполняемых функций беспилотные воздухоопорные летательные аппараты могут нести различную нагрузку, в том числе боевую, что делает работы по этому направлению актуальными и перспективными. Тогда как этому виду техники незаслуженно уделяется мало внимание как в промышленности, так и в научном сообществе.

Библиографический список

1. ГОСТ Р 53613-2009 Воздействия природных внешних условий на технические изделия — М.: Госстандарт России, 2009. — 16 с.
2. ГОСТ РВ 51678-2000. Аэростаты. Термины и определения. — М.: Госстандарт России, 2000. — 22 с.
3. Пономарев П.А. Разработка методики проектирования мобильных привязных аэростатных комплексов нового поколения. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 44

Беспилотный летательный аппарат с возможностью вертикального взлета и посадки

Шалынков С.А., Иванов И.А., Рязанцев К.С.

Научный руководитель — Морозов В.В.

ТулГУ, г. Тула

В данной работе представлен разработанный нашей командой беспилотный летательный аппарат с возможностью вертикального взлета и посадки.

БПЛА представляет высокоплан с V-образным хвостовым оперением и тремя двигателями, два из которых расположены на обеих консолях крыла с возможностью изменения направления вектора тяги, а третий на хвостовой балке, для обеспечения стабильного вертикального взлета, зависания и посадки.

Крыло выполнено с асимметричным профилем для упрощения технологии изготовления. Сам БПЛА выполнен по нормальной аэродинамической схеме, в режиме взлета, посадки или зависания представляет собой трикоптер.

В носовой части располагается FPV-камера и цифровой датчик воздушной скорости. Бортовой источник питания расположен на уровне передней части корневой хорды крыла. Управление в канале крена осуществляется с помощью элеронов, расположенных на крыле, а в каналах тангажа и рысканья — с помощью управляющих поверхностей, размещенных на обеих консолях V-образного хвостового оперения.

Все рулевые поверхности отклоняются с помощью сервоприводов (микро- и мини-сервомашинки), в том числе и модуль смены угла вектора тяги.

В аппаратурном отсеке располагается полетный контроллер, автопилот, модуль питания и коннекторы для подключения различной аппаратуры.

Шасси могут представлять собой как просто опоры, так и колеса с мягкой поверхностью качения для лучшего сцепления с поверхностью ВПП, данный параметр выбирается исходя из качества поверхности старта.

В качестве силовой установки выбраны 3 электрических бесколлекторных двигателя типоразмера СЗ536 с номинальной тягой 20 Н каждый. В ходе реализации проекта был изготовлен стенд для измерения тяги двигателя с воздушным винтом. Принцип действия данного стенда очень прост: прикрепленный электродвигатель с воздушным винтом создает силу, которая растягивает или сжимает тензومترический датчик, далее преобразованное значение данной силы выводится на дисплей в КГС.

В разрабатываемом летательном аппарате установлен полетный контроллер Pixhawk с возможностями автопилота и большим набором интерфейсов подключения, что в случае выбранной нами схемы ЛА играет немаловажную роль. В качестве программного комплекса автопилота выбран ArduPilot.

Для ориентации в пространстве в ЛА установлен GPS/ГЛОНАСС модуль, который позволяет беспилотнику следовать намеченному плану, а в случае каких-либо отказов — вернуться безопасно в место старта. Цифровой датчик скорости, установленный в носовой части фюзеляжа, позволяет автопилоту корректно управлять судном и более точно определять скорость ЛА.

В качестве планировщика миссий на наземной станции используется программа Mission planner, обладающая большим функционалом и возможностью точной настройки полетного контроллера.

Оригинальностью данного проекта является создание БЛА на базе конвертоплана.

Основными достоинства данной схемы:

1. Способность взлета как у коптера (не требует катапульты или ВПП).
2. Способность полета по-самолетному.
3. Способность к зависанию в заданной точке.
4. Простота в использовании.

Недостатки:

1. Более сложная конструкция, чем у самолета;
2. При повороте двигателей в другую плоскость во время их работы приходится бороться с моментом инерции, что снижает надежность конвертопланов;
3. Сниженное время работы в воздухе при прочих равных, если сравнивать с самолетом с теми же двигателями и запасом энергии.

Особенность выбранной конструкции состоит в том, что двигатели БЛА поворачиваются в вертикальной плоскости. Это характеризует наш беспилотный летательный аппарат на этапе взлета, посадки и зависания, как триротор.

Немаловажным плюсом данного проекта является печать большинства деталей с использованием 3D-принтера, что упрощает изготовление прототипов ЛА. А использование вспенивающегося полилактида заметно облегчает вес конструкции. Для самых нагруженных частей конструкции используется полиамид. В качестве основы изготовления ЛА была выбрана технология послойного наплавления и ее комбинация с композитными силовыми элементами. Фюзеляж также выполнен по комбинированной технологии, но некоторые его участки дополнительно усилены пропиткой из эпоксидной смолы, что дает незначительный прирост массы с резким увеличением жесткости конструкции. Консоли крыла и хвостового оперения имеют особую оптимизированную структуру, которая позволяет облегчить конструкцию без потери жесткости. Из-за особенностей данной силовой схемы изготовление оптимизированных деталей возможно только с помощью аддитивных технологий.

Отличительной чертой нашего БПЛА является возможность доставки и точного сброса груза до 1 кг. Тип механизма сброса — электромеханический.

Разработанный нами беспилотный летательный аппарат с возможностью вертикального взлета и посадки может выполнить широкий спектр задач, начиная с аэрофотосъемки в высоком разрешении и заканчивая доставкой грузов особой важности. А за счет высокого аэродинамического качества планера можно добиться большой продолжительности полета.

Таким образом, представленный летательный аппарат позволяет повысить эффективность выполнения задачи и уменьшить время приготовления ко взлету за счет неприхотливости к качеству взлетно-посадочной площадки.

Создание перспективного беспилотного летательного аппарата на базе эффекта Бифельда-Брауна

Шевко А.В., Колпакчи И.С., Тимонин В.К.

Научный руководитель — Гордеева М.И.

МАИ, г. Москва

Исследование посвящено разработке перспективного беспилотного летательного аппарата (БПЛА), использующего в качестве подъемной силы ионизированный воздух (полет основан на эффекте Бифельда-Брауна), рассмотрен принцип явления эффекта Бифельда-Брауна, описан процесс создания перспективного БПЛА, приведен анализ рисков создания БПЛА.

Идея проекта состоит в создании летательного аппарата вертикального взлета и посадки, основанного на эффекте ионного ветра (эффект Бифельда-Брауна), способного поднимать

целевую нагрузку, при всем этом, не уступающим в летно-технических характеристиках DJI MAVIC MINI (как одному из самых массовых малых/сверх малых БПЛА в мире).

Актуальность темы определяется перспективностью развития беспилотной авиации. Согласно данным CAGR, ожидаемый объем рынка БПЛА к 2025 году увеличится до 42,8 млрд долларов.

Для России является приоритетной задачей создать собственный рынок беспилотных летательных аппаратов. Области наиболее частого применения БПЛА в России: съемка, мониторинг и измерения.

Гипотеза. Созданный БПЛА за счет своих характеристик (бесшумность, дешевизна, простота конструкции) станет конкурентоспособным аналогом зарубежного дрона MAVIC MINI и будет использоваться как в гражданском, так и в коммерческом секторе.

При подготовке статьи использованы следующие методы исследования: анализ трудов таких ученых как Гришин С.Д., Лесков Л.В., Takaaki Musha, анализ рынка БПЛА, методы статистики, сравнения.

Практическая часть исследования состоит в разработке конструкции перспективного БПЛА. Конструкция представляет собой каркас из пластика ABS, 120 штук медных электродов (60 ионных коллекторов и 60 ионизирующих эмиттеров), ионизирующих молекулы воздуха, аккумулятора, трансформатора, камеры.

БПЛА, использующий в качестве генератора вектора тяги, ионизированный воздух, имеет следующие преимущества:

- экологическая безопасность;
- бесшумность;
- простота и надежность конструкции;
- дешевизна.

Метод автоматической ориентации беспилотного воздушного судна на основе термодинамических и электростатических функций для продолжительного парения в атмосфере Земли

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

Автоматическая ориентация и управление беспилотным воздушным судном в пространстве необходима для преимущественного использования восходящих потоков воздушных масс в атмосфере земли в качестве источника энергии и выбора наиболее эффективного маршрута следования. Такой способ управления позволит существенно снизить затраты бортовых источников питания и повысить продолжительность автономного полёта. БПЛА с таким алгоритмом управления могут решать различные задачи, такие как патрулирование и ведение общего наблюдения за территориями по произвольному маршруту, производить ретрансляцию сигналов и повышать эффективную дальность беспроводных систем связи, проводить геодезические, поисковые и разведывательные операции на большие расстояния.

В гравитационном поле движение воздушных масс возникает в результате различной плотности, которая возникает из-за неравномерности полей температуры и влажности потока и окружающей его воздушной массы [2]. Так как тепловые солнечные лучи проходят сквозь воздух и нагревают только землю, механизм термика основан на конвекции между атмосферой и землёй. Нагреваемые от земной поверхности объёмы воздуха поднимаются вверх, а охлажденные опускаются вниз. Таким образом имеет место свободная конвекция в ограниченном пространстве — между поверхностью земли и облаком. Неоднородность плотности, обусловленная термическим расширением газа, вызывает силы Архимеда. Во многих работах выделяется влияние числа Рэлея на образование конвекции [1], [3]. При этом выбор характерного размера является вариативным — например, высота образования облака. Стоит отметить, что, как было показано в [4], образование термика коррелирует с относительной влажностью, что объясняется её падением с увеличением температуры.

Основой алгоритма коррекции траектории является алгоритм поиска термиков. Поскольку термик коррелирует сразу с несколькими измеряемыми величинами: числом Рэлея, температурой, относительной влажностью, содержанием пыли и напряженностью электрического поля, целесообразно сформировать комплексную функцию, характеризующую

термик. Форма данной функции термика может быть различной. Как вариант предлагается произведение корреляций первых производных по времени между всеми измеряемыми величинами. В таком случае, чувствительности данной функции может хватить для обнаружения термика на достаточном расстоянии. При этом здесь под достаточным расстоянием понимается такое, за которое беспилотник успеет перестроить траекторию и залететь в термик.

1. Конвективная устойчивость несжимаемой жидкости. Гершуни Г.З., Жуховицкий Е.М., Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», 1972 г., 392 стр.

2. Muhachev G.A., Shchukin V.K. Termodinamika i teploperedacha. (Thermodynamic and heat transfer) Moscow, Vishaya shkola, 1991, 480 p.

3. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: Учебник для авиационных специальностей вузов / В.С. Авдеевский, Б.М. Галицейский, Г.А. Глебов и др.; Под общ. ред. В.С. Авдеевского, В.К. Кошкина. – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.: ил.

4. Oliver Predelli, Ronald Niederhagen, Humidity, the Dominating Force of Thermal Updrafts, preprint to Technical Soaring (TS), May 16, 2019.

Анализ и оценка возможности прогнозирования динамики развития дефектов композитных конструкций перспективных авиационных комплексов

Яковлева В.В.

Научный руководитель — Мишачёв А.П.

ПАО «ОАК» «ОКБ Сухого», г. Москва

Целью данной работы является проведение анализа динамики развития дефектов конструкций из ПКМ перспективного авиационного комплекса, а также оценка результатов для совершенствования системы проведения неразрушающего контроля (НК).

Научная новизна настоящей работы заключается применении математических методов анализа результатов контроля для получения закономерностей развития дефектов и выводов по корректировке периодичности проведения НК.

Актуальность работы обусловлена необходимостью своевременного проведения контроля конструкций из ПКМ для повышения надёжности и качества эксплуатации опытных и серийных ЛА.

В соответствии с руководством по эксплуатации перспективного авиационного комплекса осуществляется периодический неразрушающий контроль качества конструкций из ПКМ на изделиях. В рамках работы проведен анализ данных по дефектам на проверяемых опытных (3 шт.) и серийных (3 шт.) изделиях.

Анализ данных по дефектам проводился на основании статистических закономерностей и законов теории надёжности самолёта, которая позволяет:

- оценивать фактический уровень надёжности самолёта данного типа и динамику его изменения по годам эксплуатации;
- выявлять наименее надёжные агрегаты самолёта;
- уточнять действующую эксплуатационную документацию;
- получать исходную информацию для расчёта и анализа уровня надёжности разрабатываемых самолётов.

В ходе работы автором был решен ряд задач:

1) Создана база статистических данных по выявленным дефектам конструкций из ПКМ в опытных и серийных изделиях. Результат: оптимизирована информация по каждому изделию, подготовлен шаблон для дальнейшей обработки данных по серийным самолётам.

2) Проведён анализ динамики развития дефектов. Результат: построены графики динамики развития дефектов, выявлены тенденции — основная фаза роста площади дефектов наблюдается на первой сотне часов налёта. Отражена возможность появления дефекта 5 см² в каждом 50 ч интервале налёта: наибольшие значения получены в интервалах налёта 0-50 ч и 50-100 ч.

Определён размер дефекта, выявляемого чаще всего — 6 см². При этом в ряду данных преобладает относительная глубина возникновения дефектов, равная 50 % толщины ПКМ-детали.

Среди 2 типов выявляемых дефектов преобладающим в конструкциях из ПКМ определен тип расслоение (составляет 98-100 % всей площади дефектов обоих типов).

3) Осуществлена оценка и первичное прогнозирование возможного дальнейшего развития дефектов.

В первую очередь, по итогам анализа данных, наибольшее количество дефектов появилось на уровне до 100-200 ч налёта. В части прогнозирования, учитывая динамику по двум опытными изделиям до 500 ч налёта, экстраполированы значения для третьего опытного изделия для налёта от 300 ч (с известным значением площади дефектов) до 500 ч по интервалам налёта $\Delta t_n = 50$ ч. Для более точного прогнозирования развития дефектов можно применить схемы нагружения панелей и расчёты на прочность, ориентируясь по дефектограммам на уже произошедшие изменения в конструкции.

4) Для опытных изделий вынесены предложения по совершенствованию системы проведения неразрушающего контроля, в частности изменение его периодичности. Результат: на основании полученных данных по доле дефектности каждой детали из ПКМ на перспективном авиакомплексе предлагается внести корректировки периодичности проведения планового НК. Это позволит своевременно выявлять новые дефекты особо ответственных деталей в целях поддержания надёжности ЛА и безопасности полёта. После 200 ч налёта предлагаются проверки с интервалом налёта от 50 до 100 ч (в зависимости от уязвимости конкретной панели).

В перспективе возможно применение и развитие данной научно-технической работы для изучения и описания механики разрушения композиционных материалов, что существенно поспособствует более эффективному применению ПКМ в ответственных и сложных конструкциях авиационной техники.

Личный вклад автора состоит в создании базы статистических данных, в проведении анализа динамики развития дефектов и в оценке результатов, в том числе и в составлении предложений по совершенствованию периодичности проведения НК.

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



**ЛИДЕР
ОТЕЧЕСТВЕННОГО
ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ**

Проектирование, создание и испытание микрогазотурбинного двигателя

Алексенцев А.А., Пелевин В.С., Юртаев А.А.

Научный руководитель — Урлапкин А.В.

Самарский университет, г. Самара

В настоящее время значительное распространение получили микрогазотурбинные двигатели различных схем и мощностей для беспилотных летательных аппаратов различного назначения, что обуславливается их широкой областью применения. Таким образом возникает потребность в целой линейке двигателей для обеспечения оптимальных характеристик летательного аппарата.

В данной работе были рассмотрены все этапы, связанные с проектированием и производством микрогазотурбинных двигателей. При проектировании были созданы математические модели различного уровня в специализированных программных пакетах, что позволило сократить время разработки проекта и добиться требуемой эффективности. Также для уменьшения затрат времени и средств на производство опытного образца было решено использовать выполненные детали от двигателя КЖ-66. Для данных деталей методами и средствами реверс-инжиниринга были получены цифровые копии геометрии для их дальнейшего внедрения в систему математических моделей. Для типовых деталей двигателей данного класса были отработаны новые технологические решения. Для проверки работоспособности двигателя был проведен пробный пуск с последующей дефектовкой деталей, которая показала существенный перегрев и износ задней опоры, в связи с чем предложено техническое решение по модернизации опоры турбины и замены типа подшипника с шарикового на газодинамический. Предложенные изменения конструкции позволят существенно увеличить ресурс двигателя, обеспечить безопасность эксплуатации и снизить затраты на производство и обслуживание силовой установки. Результаты работы показывают высокую степень готовности для производства опытной серии на базе Самарского университета.

Исследование способа организации рабочего процесса несущего винта беспилотного летательного аппарата вертолетного типа

Анисимов Н.С.

Научный руководитель — Тесля Д.Н.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Опыт применения беспилотной авиации в военных конфликтах последних лет наглядно показывает, что современная беспилотная авиация должна иметь увеличенный диапазон высот и скоростей полета, чем их зарубежные конкуренты, а также повышенные маневренные характеристики и достаточное время полета для осуществления разведки в воздухе, при этом находиться в непосредственной близости от зоны вооруженного конфликта. Для выявления основных направлений модернизации беспилотного летательного аппарата вертолетного типа необходимо рассмотреть особенности работы как несущего винта, так и электрической силовой установки, обуславливающие организацию рабочего процесса. В результате анализа особенностей применения беспилотного летательного аппарата вертолетного типа и его силовой установки выявлено, что одним из наиболее перспективных направлений в плане увеличения времени нахождения в воздухе является изменение профильной мощности в зависимости от геометрических размеров несущего винта. Проведено исследование по повышению эффективности применения организации рабочего процесса несущего винта беспилотного летательного аппарата вертолетного типа при помощи экспериментальной установки по определению характеристик силовой установки беспилотного летательного аппарата вертолетного типа. Рассмотрены зависимости радиуса несущего винта от профильной мощности для несущего винта, а также константы скорости вращения от крутящего момента для электрической силовой установки. Предложен способ модернизации для повышения эффективности несущего винта беспилотного летательного аппарата вертолетного типа.

Методика определения погрешности мобильных координатно-измерительных машин при сборке авиационных двигателей

¹Березин Е.Н., ²Ерошков В.Ю.

Научный руководитель — ¹Семенов А.Н.

¹РГАТУ им. П.А. Соловьёва, г. Рыбинск

²ПАО «ОДК-Сатурн»

Вопрос обеспечения производства газотурбинных двигателей необходимыми средствами измерения достаточного качества в достаточном количестве с целью повышения качества механосборочных производств является одной из важных тенденций современного машиностроения.

Целью данной работы является описание методики проведения работ с использованием координатно-измерительных машин.

В основе методики проведения измерений главный принцип, закладываемый производителем оборудования — изотропность параметров точности во всех направлениях. КИМ типа «рука» имеют ограниченную рабочую зону, параметры соблюдения объемной точности и воспроизводимости измерений остаются постоянными во всем объеме рабочей зоны. Для КИМ типа «лазерный трекер» исследуемые параметры обеспечения точности имеют как постоянную, так и переменную составляющую, зависящую пропорционально от удаления измеряемого объекта от прибора. Прибор типа «рука» имеет рабочую зону до 2 400 мм и погрешность линейных измерений, согласно информации, полученной от производителя, равной $\pm 0,034$ мм. Соответственно, общая погрешность измерений равняется 0,064 мм.

Прибор типа «лазерный трекер» имеет рабочую зону до 80 метров с использованием специального настроечного шупа. И 60 метров при работе со стандартным набором отражателей, поставляемых комплектно с прибором. Трекер имеет базовую погрешность в 0,01 мм и дополнительную погрешность в 0,0025 мм на каждый метр дистанции до объекта измерения.

Для определения границ использования данных машин требуется определить методику, то есть, последовательность учета и ограничения погрешностей в виде алгоритма.

Последовательность работы выглядит следующим образом:

1. Определение требуемых точностных характеристик, исходя из данных, указанных в конструкторской документации на объект измерений.
2. Первичный подбор измерительного оборудования для выполнения расчетов.
3. Проверка требуемых условий проведения измерений — температурная стабильность, требуемая влажность.
4. Разработка схемы измерений.
5. Определение размера рабочей зоны.
6. Конкретизация параметров деталей и сборочных единиц, заданных в конструкторской документации.
7. Учет полной составляющей погрешности КИМ.
8. Определение погрешностей от внешних факторов измерений и от действий оператора.
9. Определение погрешности построения системы координат измерений.
10. Определение погрешности результата измерений.
11. Принятие решения о достоверности измерений.
12. Заключение по результатам измерений.

Более конкретно можно представить полученный алгоритм в виде блок-схемы.

Таким образом, на основании полученных ранее данных по влияниям отдельно взятых величин на общее значение погрешности измерений была составлена методика выполнения измерений с учетом погрешностей от действия различных факторов. Полученная методика может быть внедрена непосредственно в работе с данным оборудованием.

Разработка модели профильных потерь для решетки турбины с применением нейронной сети

Волков А.А

ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара

На этапе проектирования турбины или в случае применения модели турбины для цифрового двойника двигателя требуются модели низкого уровня (1D, 2D), которые должны обладать малым временем расчета (обычно не более 10 секунд), а также высокой точностью определения расчетных параметров. Малое время расчета достигается за счет применения алгебраических зависимостей, не требующих длительного процесса итераций для поиска решения. Высокая точность определения газодинамических параметров может быть достигнута при использовании модели потерь, обеспечивающей низкую величину расхождения с экспериментальными данными.

Несмотря на то, что разработкой модели потерь занимались многие советские и зарубежные ученые, полученные ими модели имели относительно большое значение дисперсии, что позволяет использовать их модели на ранних этапах проектирования турбины, но на последующих этапах требуется большое количество обращений к 3D-модели для достижения желаемого результата при выполнении ограничений, что приводит к росту затрат и увеличивает время проектирования турбин и двигателя в целом.

Таким образом, ключевой проблемой существующих моделей потерь является их относительно большое расхождение с результатами экспериментальных данных, что приводит к увеличению времени и стоимости проектирования турбин.

Для оценки профильных потерь в решётках турбин существующие модели можно разделить на 2 класса:

- 1) эмпирические (основаны на экспериментальных исследованиях множества решеток турбин);
- 2) полуэмпирические (расчёт пограничного слоя с применением эмпирических зависимостей).

Наибольший интерес с точки зрения формирования модели потерь для 1D-расчета турбин представляют модели эмпирические (статистические), среди которых можно отметить модель потерь Венедиктова [1], а также модели потерь зарубежных авторов: Соделберга, Анлея и Метисона, Данхема и Кейма, Какера и Окапу. Модели потерь данных авторов на основе кинематики потока, а также геометрических параметров профиля позволяют оценить профильные потери в решётке турбины.

Анализ открытых источников показал, что для создания моделей потерь использовались регрессионные модели, но не найдено автора, который бы использовал нейронную сеть для формирования модели профильных потерь турбинной решётки.

По данным, представленным в атласе профилей решёток охлаждаемых турбин, выполнялось обучение нейронной сети, в качестве входных данных используются те же параметры, что в модели Венедиктова.

Модель потерь, созданная с помощью нейронной сети, имеет коэффициент корреляции 0,98, что в 1,3 раза больше, чем у модели Венедиктова. Видно, что модель в области потерь 0,06...0,08 имеет некоторую значительную дисперсию, уменьшить которую возможно изменением настроек модели или предварительной работой с данными, что требует отдельного исследования. Стандартная ошибка равна 0,004, в случае доверительного интервала 95 % – 0,008.

Таким образом, на данном этапе работы получена модель профильных потерь, которая по величине стандартной ошибки позволяет в 3 раза точнее существующей модели оценивать значения потерь. Данная модель может быть использована при проектировочных и доводочных расчетах осевых турбин.

Список источников

1. Венедиктов В.Д. Атлас экспериментальных характеристик плоских решеток охлаждаемых газовых турбин. — ЦИАМ, 1990, 393с.

Исследование характеристик измерительного устройства испытательных стендов демонстраторов двигательных установок

Воробьев А.Р., Михайлов Е.А., Хорошевский К.А.

Научный руководитель — Фёдоров В.Б.

ЮУрГУ, г. Челябинск

В данной работе исследуется проблема анализа характера влияния механических и вибрационных нагрузок на шестикомпонентное силоизмерительное устройство, выполненное по схеме «гексапод». В ходе исследований были проанализированы характеристики устройства при различных режимах нагружения с использованием пакета ANSYS Workbench. В данной работе проведён первичный прочностной расчёт силоизмерительного устройства, определены его нормальные и эквивалентные напряжения. Данные напряжения исследовались не только для всей конструкции. Исследование проводилось и над чувствительным элементом, предварительно установлены собственные частоты устройства модальным анализом и определён ресурс его работы под случайным вибрационным воздействием. По результатам исследования можно сформировать требования к доработке геометрии и проведению стендовых испытаний.

Введение

Основа использования кинематической модели механизма с параллельными кинематическими цепями, имеющего 6 степеней свободы, подробно рассматривается в монографии [3]. Однако в этой монографии не рассматривается влияние вибрационных нагрузок на регистрируемые показания устройства.

Исследование вибрационного состояния, в свою очередь, необходимо для определения частотного диапазона измерительного устройства, на основании которого можно сформировать требования к конструкции как испытательного стенда, так и демонстраторов РКТ.

Силовые воздействия и возникающие моменты в технической механике задаются векторным способом с тремя проекциями в системе координат. Определение этих проекций проводится с использованием шестикомпонентного силоизмерительного устройства, концепция которого описывается в работе [1] и представлена в патенте [2].

Методы исследования

При выполнении работ использовалась система трёхмерного геометрического моделирования Solidworks. Эксперимент ставился в программной среде ANSYS Workbench на полученной ранее модели устройства. Для оценки прочности одного из основных элементов испытательного стенда демонстратора двигательной установки — силоизмерительного устройства — были проведены прочностные и вибрационные расчёты при максимально возможном усилии, создаваемом демонстраторами двигательных установок. При проведении расчётов были поставлены следующие задачи:

1. определить полные деформации, эквивалентные и нормальные напряжения как всего устройства, так и чувствительного элемента;
2. определить собственные частоты силоизмерительного устройства и ресурс работы;
3. определить коэффициент запаса с учётом заданных нагрузок.

Исходные данные

При моделировании нагруженного состояния величина сжимающего усилия, имитирующая воздействие типового демонстратора двигательной установки на нижнем фланце устройства была принята равной 200 кг. В работе представлена расчётная схема силоизмерительного устройства с изображенными нагрузками и местом жёсткого закрепления.

Размеры и метод построения сетки были приняты исходя из следующих соображений. Поскольку наибольший интерес вызывают напряжения в чувствительных элементах устройств и сферических шарнирных опорах штанг-датчиков, то в этих местах сетка была размером в 5 мм в местах тензодатчиков и 3 мм в шарнирных опорах. Основным методом построения сетки в интересующих нас элементах был принят квадратичным.

Для фланцев и шарнирных опор было принято допущение использовать характеристики материала сталь ст10. Материал корпусов тензодатчиков Токвес STA-100kg (A6m9460) принят выполненным из легированной стали 30ХГСА [1]. Характеристики используемых материалов приведены в таблицах 1 и 2. Температура окружающей среды при расчётах была принята равной 22 градусам Цельсия.

Контакты шарниров задавались следующим образом. С помощью функции «Add Joint Contact» задавалась шарнирная связь между сферами и шарнирными опорами. Тип используемого контакта «Spherical» позволяет вращения вокруг 3-х осей и наиболее точно демонстрирует реальный процесс работы устройства. Контакты трения Frictional с коэффициентом трения 0,16, свойственным контактной паре «сталь-сталь», задавались в местах, смежных со сферической опорой шарнира. Контакт самого шарнира с тензодатчиком, как и все остальные, задавались функцией Bonded.

Из проведенных предварительных расчетов можно сделать основной вывод: конструкция шестикомпонентного силоизмерительного устройства способна выдержать наибольшую составляющую нагрузки, которая может возникнуть в ходе испытаний демонстраторов ДУ на всех режимах. Видно, что в местах крепления сферических шарниров к фланцам, наблюдаются наибольшие нормальные и эквивалентные напряжения. Под воздействием случайных вибраций наиболее «опасными» являются участки креплений тензодатчиков к сферическим шарнирным опорам.

Источник финансирования

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Челябинской области (соглашение № 379 от 7.12.2021).

Список источников

1. Астероидная безопасность: материалы VI студенческой научно-технической конференции 7–9 декабря 2022 г. / под ред. С.Д. Ваулина. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. – 159 с. ISBN 978-5-696-05335-6;
2. Шестикомпонентный силоизмеритель-позиционер/ В.Б. Фёдоров, В.А. Смирнов, Л.Н. Петрова. Патент RU140220U1 от 2014.05.10;
3. S-образный тензодатчик Токвес sta-100kg (A6m9460). Технические характеристики. URL: <https://tokves.ru/s-obraznyie-datchiki/tenzodatchik-sta.html> [Электронный ресурс];

Результаты экспериментальной отработки двигательной установки на фреоне и пути её дальнейшего совершенствования

Гасанбеков К.Н., Прохоренко И.С., Бабанина О.В.

Научный руководитель — Космодемьянский Е.В.

ООО «Специальный технологический центр», г. Санкт-Петербург

В данной работе представлены результаты изготовления, наземной и лётной экспериментальных отработок двигательной установки коррекции для наноспутников форматов CubeSat 3U (далее ДУБк) на основе двигателя малой тяги, работающего на испарённом рабочем теле — фреоне [1].

В статье отражён опыт внедрения и использования аддитивных технологий (3D-печать порошковыми металлами Inconel 718 и нержавеющей сталью 03X17H12M2) при изготовлении отдельных деталей и узлов в составе ДУБк; рассматривается применение различных методов формирования прочных и герметичных соединений деталей (лазерная сварка, низкотемпературная пайка, комбинированный метод), изготовленных как с применением аддитивных технологий, так и классическими методами механической обработки.

По результатам наземной отработки подтверждена стойкость ДУБк к воздействиям повышенной влажности, термоциклам, вибрационным и ударным нагрузкам и вакууму; при проведении тяговых испытаний были подтверждены проектные параметры по достигнутому удельному импульсу в 39 с на фреоне 318ц, а массовый расход и тяга двигателя были уточнены.

В ходе выполнения лётно-экспериментальной отработки были проведены манёвры, обеспечивающие как расхождение, так и схождение наноспутников на орбите, что позволяет формировать построение орбитальной группировки — все три аппарата посредством выполнения импульсов ДУБк на каждом из них были сведены в зону их прямой радиовидимости радиусом не более 200 км.

По результатам наземной и лётной отработок предложены дальнейшие пути совершенствования ДУБк.

Библиографический список

1. Бабанина О.В., Гасанбеков К.Н., Прохоренко И.С. Двигательная установка коррекции для наноспутников на фреоне // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 136-146.

Испытательный стенд поршневых и электрических двигателей и тяговых характеристик воздушных винтов

Гритчин Д.М., Родин В.Д., Полетаев А.О.

Научный руководитель — Ежов А.Д.

МАИ, г. Москва

В настоящее время ввиду интенсивного развития малогабаритных летательных аппаратов, в частности беспилотных летательных аппаратов, стала как никогда актуальной разработка малогабаритных ДВС и электродвигателей, отвечающих современным требованиям. В связи с этим появляется необходимость в испытательных стендах для вышеуказанных двигателей. Стенд должен быть простым в обслуживании, надёжным и при этом позволять определять все необходимые параметры двигателя. Разработанный нашей командой стенд будет состоять из жёсткой станины, на которой будут закреплены подшипниковые узлы для максимально плавного хода рейки, топливный бак (с возможностью нагнетания выхлопных газов) и испытательная аппаратура. Сама станина будет крепиться к полу. Стенд будет фиксировать и выводить измерения тяги, момента винта, частоты оборотов вала, температуры двигателя, расхода топлива и вибрации. При измерениях будут учитываться атмосферные условия в месте проведения испытания. Тяга будет измеряться тензометром, расположенным под рейкой для крепления двигателя. Момент будет измеряться через рычаг, давящий на другой тензометр. Для испытания двигателя с обратным вращением винта тензометр возможно переставить на другую сторону станины. Обороты будут измеряться лазерным тахометром по коку винта. В случае двигателя с редуктором будет проводиться перерасчёт оборотов и для коленчатого вала. Температура будет измеряться термометрами в теплонапряженных местах двигателя, также будет фиксироваться температура топлива. Расход топлива будет измеряться по затраченному весу на время проведения испытания на одном режиме и с помощью расходомера. Вибрация будет измеряться с помощью акселерометров (или) преобразователей сейсмического типа и индуктивные (или) пьезоэлектрические преобразователи вибраций, снимающих показатели непосредственно с двигателя. Выведенная со стенда информация будет обрабатываться в цифровом виде. В качестве основы будет выступать микроконтроллер Arduino Mega 2560. К нему будут подключаться все необходимые для полного мониторинга датчики согласно ГОСТ 10448-2014 об испытаниях поршневых двигателей. Данные с контроллера будут передаваться через Com-порт в виртуальную среду разработки NI Lab View, обрабатываться, записываться и выводиться в удобной для визуального восприятия форме, такой как графики в режиме реального времени. Это необходимо, чтобы не загружать вычислениями микроконтроллер и повысить общее быстродействие системы.

Определение передаточной функции пламени в модельном горелочном устройстве

Гураков Н.И., Попов А.Д., Коломзаров О.В.

Самарский университет, г. Самара

Главной проблемой при разработке малоэмиссионных камер сгорания (КС) газотурбинных двигателей и энергетических установок является неустойчивость их работы вследствие возникающих высокоамплитудных автоколебаний давления газа в жаровой трубе (ЖТ). Возникающие вследствие неустойчивости высокоамплитудные пульсации давления и скорости в камере сгорания приводят к колебаниям тяги двигателя, срыву или проскоку пламени, а также к повышенной вибрационной нагрузке конструкции камеры сгорания. Вибрации конструкции, в свою очередь, приводят к повышенному теплообмену и термическим напряжениям стенок жаровой трубы, повышенной газовой эрозии лопаток турбины, мало- и многоциклового усталости конструктивных элементов, а также к снижению точности систем управления. Таким образом, термоакустические пульсации могут приводить к преждевременному износу компонентов, а в случае разрушения элементов камеры сгорания и попаданию их в турбину —

к аварийному останову двигателя. Поэтому прогнозирование возникновения акустических явлений в КС является актуальной задачей.

В последнее время для решения задач акустических явлений при горении используются современные программные комплексы CFD и FEM, которые в теории позволяют решить все три основные задачи, стоящие перед моделированием пульсационного горения. Так, модальный анализ проводится с помощью FEM-решателей, тогда как теоретическое исследование устойчивости процесса горения проводится решением полной нелинейной системы уравнений, описывающей движение турбулентной реагирующей газовой смеси. Система уравнений состоит из нестационарных уравнений Рейнольдса для сжимаемого газа, нестационарных уравнений модели турбулентности (или подсеточных моделей турбулентности для подхода крупных вихрей) и уравнений модели горения. В отличие от CFD, где пламя моделируется напрямую, менее ресурсоемким методом является решение линеаризованных уравнений Эйлера, где акустические явления хорошо описаны вплоть до умеренных уровней возбуждения. В термоакустических методах решаются линеаризованные уравнения Навье-Стокса, а пламя заменяется эквивалентом — передаточной функцией пламени (Flame Transfer Function, FTF), которая учитывает пульсации скорости потока или описывающей функцией пламени (Flame Describing Function, FDF), учитывающей пульсации концентрации топлива. Таким образом, это позволяет избежать сложностей, связанных с моделированием химической кинетики процесса горения и турбулентных нестационарных процессов.

Функции FTF и FDF могут быть получены при решении нестационарных уравнений Навье-Стокса в постановке LES, что и является на данный момент наиболее рациональным способом моделирования термоакустических явлений, поскольку для решения полной системы уравнений Навье-Стокса для реальных камер сгорания сопряжено с рядом сложностей, непреодолимых в настоящее время, а нестационарный подход RANS не так точно прогнозирует задержку между пульсацией тепловыделения и пульсацией скорости потока, а также передаточную функцию пламени (FTF). При этом, требования к дискретизации по времени также существенно выше, чем просто для расчета турбулентных характеристик. Так, шаг по времени в работе, где исследовалась камера сгорания Siemens SGT-100, принят равным 5×10^{-7} с для обеспечения числа Куранта менее 0,3. Для моделирования подсеточных процессов в работе использовалась модель WALE. Для расчета динамики пламени используются как методы задержки по времени, так и нестационарные подходы моделирования турбулентных течений. Описание уравнений, решаемых разработанным в компании Siemens акустическим кодом TAsE3D, представлено в работе [3].

Важными параметрами в решаемой модели, определяющими динамические свойства пламени, являются распределение временной задержки, которое рассчитывается с помощью метода слежения за Лагранжевыми частицами на основе данных CFD: временные задержки для колебаний объемного расхода и колебания концентрации веществ. Таким образом, помимо непосредственно расчета динамики пламени и влияния на него крупных вихревых структур, расчет в нестационарной постановке LES позволяет также получить необходимые исходные данные для акустических моделей. При этом данный подход требует значительных вычислительных ресурсов. Так, в работе [5] для исследования динамики пламени использовалась сетка с размером элемента в зоне горения порядка 0,6 мм, что сопоставимо с толщиной фронта пламени. При этом количество элементов неструктурированной сетки в модели достигает 19 млн штук. В настоящем исследовании предполагается, что использование современного программного обеспечения позволит сократить размеры сеточной модели за счёт генерации блочно-структурированной сеточной модели без потери точности в определении передаточной функции пламени.

В работе представлены результаты определения передаточной функции пламени в модельном горелочном устройстве методом LES как зависимость отношений пульсационных составляющих тепловыделения к среднеемьёмному тепловыделению и пульсации объёмной скорости потока к средней скорости потока от частоты. Расчётное исследование проведено на модельном горелочном устройстве с предварительным перемешиванием топлива. Для оценки отклика пламени на входе в расчётную область подавалась пульсация скорости с амплитудой 10 % от среднего значения при частотах от 150 до 600 Гц.

По имеющимся экспериментальным данным проведена валидация математической модели по значениям осевой скорости и пульсации скорости на разном удалении от выхода из горелочного устройства. Получено хорошее согласование расчётных и экспериментальных

данных. Полученная в результате зависимость пульсаций тепловыделения от частоты показывает, что с увеличением частоты воздействия при заданной амплитуде отношение пульсаций падает, что согласуется с экспериментальными данными по определению передаточной функции пламени.

Разработка метода определения границ проскока пламени при использовании метано-водородного топлива в камерах сгорания газотурбинных двигателей и энергетических установок

Идрисов Д.В., Литарова А.А.

Научный руководитель — Матвеев С.С.

Самарский университет, г. Самара

Одной из глобальных проблем является изменение климата, вызванное увеличением доли парниковых газов в атмосфере Земли. В связи с этим в последнее время в России и за рубежом большое внимание уделяется вопросу снижения выбросов углекислого газа (CO_2) авиационными газотурбинными двигателями (ГТД) и созданными на их базе наземными газотурбинными установками (ГТУ), а также промышленными энергетическими установками (ГТЭ). Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) в 2016 году утверждена схема сокращения выбросов углерода в авиации (CORSA). Использование альтернативных видов топлива, в частности, водорода и метано-водородных смесей, позволит существенно уменьшить выбросы CO_2 , которые сейчас составляют в среднем 500 г CO_2 на 1 кВт*час. В обозримом будущем планируется снизить эмиссию CO_2 до 340 г, а в перспективе до 100 г на 1 кВт*час.

Также важной задачей является нормировка вредных выбросов. Одним из основных источников загрязнения окружающей среды являются транспортные системы, в частности, авиационные ГТД и созданные на их базе ГТУ. В соответствии со стандартами ИКАО основными нормируемыми компонентами являются оксиды азота (NO_x), оксиды углерода (CO), несгоревшие углеводороды (CxHy) и сажа. Мероприятия по снижению образования вредных выбросов в основном сводятся к разработке малоэмиссионных камер сгорания (КС), в которых используется метод сжигания бедных предварительно подготовленных смесей. Однако при этом возникают проблемы устойчивого горения, а именно, сужаются границы по бедному срыву пламени.

Использование добавок водорода (H_2) в топливо позволяет решить проблему устойчивого горения для бедных смесей. Но при этом возникает ряд проблем, в частности, риск проскока пламени в зону подготовки топливовоздушной смеси. Создание оптимальной схемы процесса сгорания с использованием водорода в качестве добавки к основному (углеводородному) топливу является актуальным предметом исследований в обозримой перспективе ввиду экологических преимуществ водорода.

Для проектирования новых малоэмиссионных КС, стабильно работающих на метано-водородных топливах, необходимо достоверно определять границы устойчивой работы камер сгорания, в частности, условия возникновения проскока пламени в горелочное устройство. Решение данной задачи возможно при использовании методов вычислительной газовой динамики. Однако в настоящее время математические модели горения метано-водородного топлива верифицированы только в узком диапазоне исследуемых параметров. Также недостаточно и экспериментальных результатов исследований горения метано-водородо-воздушных смесей в различных условиях применительно к сложным техническим устройствам, что не позволяет качественно верифицировать математические модели.

В работе предложен метод определения границ проскока пламени при использовании метано-водородного топлива в камерах сгорания газотурбинных двигателей и энергетических установок. Также разработан кинетический механизм окисления метано-водородного топлива, позволяющий моделировать нормальную скорость распространения пламени с более высокой точностью применительно к параметрам рабочего процесса камер сгорания авиационных ГТД и ГТУ, отличающийся дополнительным набором элементарных реакций и уточненными константами их скоростей. Предложены новые зависимости, позволяющие моделировать нормальную скорость распространения метано-водородного пламени применительно к параметрам рабочего процесса камер сгорания авиационных ГТД и ГТУ, отличающиеся учетом

более широкого диапазона температур, давлений, состава смеси и видом используемого топлива. В работе представлены результаты валидации предложенного метода определения границ проскока пламени в модельной камере сгорания, которая является прототипом используемых малоэмиссионных камер сгорания с предварительной подготовкой смеси, а также камере сгорания газотурбинной установки ГТЭ-65.

В результате проведенных расчетно-экспериментальных исследований рабочего процесса камер сгорания, работающих на метано-водородном топливе получены следующие результаты:

1. Разработан и валидирован новый метод определения границ проскока пламени при горении метано-водородных топлив, применение которого уменьшает погрешность прогнозирования проскока пламени с 40-50 % до 5 % в горелочных устройствах камер сгорания ГТД и ГТУ.

2. Разработан новый кинетический механизм (48 компонентов, 312 реакций), отличающийся дополнительным учетом четырёх элементарных реакций и уточнением констант скоростей для наиболее значимых реакций, влияющих на нормальную скорость распространения пламени. Разработанный механизм позволяет моделировать нормальную скорость распространения метано-водородного пламени с погрешностью, не превышающей 5 %, применительно к параметрам рабочего процесса камер сгорания ГТД и ГТУ.

3. Получены новые зависимости, позволяющие моделировать нормальную скорость распространения метано-водородного пламени применительно к параметрам рабочего процесса камер сгорания ГТД и ГТУ, отличающиеся учетом более широкого диапазона температур, давлений, состава смеси и вида используемого топлива.

4. Получены новые экспериментальные данные по границам проскока пламени в широком диапазоне $RH = 0 - 100$ % и скоростей потока на выходе из горелочного устройства, характерных для КС авиационных ГТД и энергетических установок.

5. Проведена апробация разработанного метода определения границ проскока пламени метано-водородных топлив для численного расчета в трехмерной постановке рабочего процесса модельной и полноразмерной камеры сгорания. Выработаны рекомендации по применению водорода в КС авиационного типа и КС ГТЭ-65, позволяющие использовать метано-водородные топлива с объемной долей водорода в топливе до 50 %, что обеспечивает снижение выбросов парниковых газов до 35 %.

6. Создан комплекс экспериментальных установок и моделей, обеспечивающий проведение работ с водородосодержащими газовыми смесями в соответствии с требуемыми нормативами безопасности, позволяющий обеспечивать заданные режимы работы и определять основные характеристики модельных горелочных устройств и камер сгорания авиационных ГТД и ГТУ, работающих на метано-водородном топливе.

Силоизмерительная система для двигателей НК 32 и НК 25 ПАО «ОДК-Кузнецов»

Кабальнов А.К.

АО «ГИПРОНИИАВИАПРОМ», г. Москва

Проведена научная работа и разработана рабочая конструкторская документация, разработана эксплуатационная документация, схема структурно-кинематическая согласована с ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», изготовлена конструкция. Силоизмерительная система (СИС) предназначена для измерения прямой силы от тяги авиационных двигателей в процессе проведения предъявительских, приемо-сдаточных, периодических и специальных испытаний и разработана в соответствии с требованиями и метрологическими характеристиками по ОСТ 1 01021-93, ОСТ 1 02512-84 и ОСТ 1 02677-89.

Область применения — испытательный комплекс ГТД ПАО «Кузнецов» для проведения испытаний авиационных двигателей с тягой до 30 тс.

Основные отраслевые стандарты ОСТ 1 02512-84 «Системы силоизмерительные испытательный стендов авиационных ГТД. Общие требования», ОСТ 1 01021-93. Стенды испытательные авиационных газотурбинных двигателей. Общие требования» разрабатывались более 30 лет назад и очевидно, что многие решения, утвержденные в указанных ОСТах, не учитывают возможности современного оборудования и комплектующих.

В связи с этим было принято решение разработать новую структурно-кинематическую схему СИС, используя возможности современных технологий, и получить положительную экспертную оценку у ведущих экспертов отрасли.

В ходе работы на базе накопленного многолетнего опыта специалисты разработали, рассчитали и сконструировали новую силоизмерительную систему, применив современные решения, при этом значительно упростили механизмы, что снизило стоимость и трудоемкость в изготовлении.

Обоснование выгодного совместного использования двигательных установок ЖРД и ЭРД для вывода малых космических аппаратов

¹Калужный Г.П., ²Кузнецов М.К.

¹ВИТ «ЭРА», г. Анапа

²ООО «Орбитальные Системы»

Научный руководитель — Прокопенко Е.А., ВКА им. А.Ф. Можайского

На сегодняшний день активно развивается направление использования малых космических аппаратов (МКА) для различных народно-хозяйственных нужд. Применение МКА на рабочих орбитах позволяет осуществлять такие работы как мониторинг земной поверхности, прогнозирование опасных явлений и контроль чрезвычайных ситуаций, сбор и передача данных, метеорология, навигация и связь. Для осуществления доставки МКА на целевую орбиту используется ракета-носитель (РН). Одна из основных задач РН — вывести космический аппарат на промежуточную орбиту, откуда МКА отправляется на рабочую орбиту с помощью разгонных блоков (РБ).

В настоящее время в России МКА доставляются на орбиту попутной нагрузкой вместе с большими КА, причем на рабочую орбиту основного КА. Вследствие большой массы существующие РБ почти не применяют для перевода МКА на их рабочую орбиту или транспортировки группы МКА по точкам стояния на орбите. Подобные операции являются энергетически невыгодными. Для перевода малого КА на его рабочую орбиту необходимы малые РБ. Это могут осуществлять блоки выведения космических аппаратов. Таким образом можно утверждать, что существует необходимость в разработке унифицированных блоков выведения МКА, способных выводить МКА на их рабочие орбиты в пределах высот от 1 000 км до 5 000 км.

В России разработкой и производством разгонных блоков занимаются несколько организаций. РКК «Энергия» занимается разработкой и производством разгонных блоков типа ДМ для ракеты-носителя «Протон-М». ГКНПЦ им. М.В. Хруничева разрабатывает и производит разгонные блоки «Бриз-М» и «Бриз-КМ» для ракеты-носителя «Протон-М» и «Рокот», а также кислородно-водородные блоки КВРБ и УКВБ для ракеты-носителя «Ангара». НПО им. С.А. Лавочкина разрабатывает разгонные блоки типа «Фрегат» для ракет-носителей семейства «Союз». Для легких ракет-носителей на российском предприятии ЦКБ «Арсенал» создан твердотопливный разгонный блок «Тор». Также наблюдается конкуренция между различными разработчиками разгонных блоков в России. РКК «Энергия», ГКНПЦ имени М.В. Хруничева и НПО имени С.А. Лавочкина борются за использование своих разгонных блоков для вывода коммерческих грузов на орбиту.

В США также созданы и используются различные разгонные блоки. Например, вторая ступень ракеты-носителя «Атлас-5» может выполнять роль разгонного блока, а также используются кислородно-водородные разгонные блоки «Центавр-3В-8ЕС» и «Центавр-3В-БЕС». На ракете-носителе «Дельта-4» применяются разгонные блоки «Дельта-4-2» в двух вариантах по диаметру (4 и 5 м), а также третья ступень на тяжелой ракете-носителе, этот же блок будет применяться на разрабатываемой РН легкого класса «Минотавр-5»; РН легкого класса «Афина-2» и разрабатываемая в настоящее время ракета «Афина-3» используют жидкостный блок ОАМ.

Европейское космическое агентство, обладающее обширным опытом, в настоящее время использует несколько различных модификаций разгонных блоков для своих космических миссий. В частности, МРБ EPS (L-9,7), ESC-A (H-14,4) и EPS-V (L-10) активно эксплуатируются на ракете-носителе «Ариан-5». Более того, агентство ведет работы по разработке и совершенствованию ESC-B (H-21), с двигателем повторного использования, что указывает на

стремление Европейского космического агентства к непрерывному росту и улучшению своей технологии.

В свою очередь, страны Азиатско-Тихоокеанского региона также активно работают над собственными космическими проектами. Китай эксплуатирует H-18 и L-14 на третьих ступенях своих ракет CZ-3 и CZ-4 соответственно. Япония, в свою очередь, использует H2A-2 на своих ракетах H-2A и H-2B. Индия также проявляет активность в этой сфере и успешно располагает жидкостными разгонными блоками PS-2 для своих легких ракет PSLV, а также кислородно-водородным блоком CS-12 (12КРБ) для своих средних ракет GSLV, разработанным российским специалистам из ГКНПЦ имени М. В. Хруничева. Важно отметить, что индийские ученые активно продвигают свои разработки на рынке коммерческих запусков, и в ближайшем будущем они могут представлять серьезную конкуренцию для российских междуречных блоков. Более того, индийские специалисты стремятся непрерывно совершенствовать свои технологии и укрепить свое место на космической арене.

Таким образом, использование малых космических аппаратов для различных целей становится все более популярным. Разработка и применение унифицированных блоков выведения МКА становится необходимостью для эффективного использования космического пространства и удовлетворения народно-хозяйственных потребностей. Российские и зарубежные организации продолжают работать над созданием и совершенствованием разгонных блоков, чтобы обеспечить надежную и эффективную доставку малых космических аппаратов на их рабочие орбиты.

Цель проведенных исследований состоит в разработке способа вывода КА с помощью РБ с выведением на первом этапе с помощью жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), на втором — электрических ракетных двигателях (ЭРД).

В работе рассмотрены вопросы совместного использования двигательных установок комбинированного типа на примере вывода МРБ массой 583 кг на орбиту в 5000 км. Для сравнения приведены результаты расчетов вывода той же массы МРБ в отдельности при использовании только ЖРД или ЭРД.

При выведении КА на целевую орбиту в 5 000 км только двигательной установкой ЖРД мы имеем выгоду в скорости и времени выведения равную 320 с, однако получаем большие затраты на топливо, примерно 268 кг, и низкие значения массы полезной нагрузки в 277 кг, которые можно вывести на орбиту.

Если рассматривать вывод КА исключительно на ЭРД, то получаем увеличение массы полезной нагрузки на 15 %, равное 320 кг, однако время, затраченное на движение к целевой орбите, увеличивается в 11 раз и составляет 3 556 с.

В работе обоснованы и предложены технические решения, позволяющие разделить процесс выведения МКА на целевую орбиту на два этапа: на первом этапе выведения ЖРД начинают свою работу с орбиты в 200 км и непрерывно работают до орбиты в 1 000 км. После того как ЖРД отработают, происходит отстыковка платформы с ЭРД и начинается второй этап выведения, на котором платформа с ЭРД доставляет КА или группу малых КА на целую орбиту до 5 000 км.

При использовании двухэтапного выведения затраты времени на первый этап составляют 83 с, а на второй этап — 1 876 с, что на 45 % быстрее вывода на ЭРД, и вывод массы полезной нагрузки равен 474 кг, что на 70 % больше, чем при выведении только на ЖРД.

Разработка программного модуля для проведения предварительных внутрибаллистических расчетов РДТТ

Коробов А.С., Баранова М.В.

Научный руководитель — Сорокин В.А.

АО «МКБ «Искра», г. Москва

На ранних этапах конструирования твердотопливного ракетного двигателя или комбинированного прямоточного двигателя для принятия проектных решений, существенно влияющих на конечную конструкцию и технологию изготовления двигателя, исполнителю необходимо знать приближенную конфигурацию/геометрию заряда твердого топлива. Также на этапе согласования технического задания необходимо установить существование конфигурации заряда, обеспечивающего заданные тяговые характеристики. Все это приводит к необходимости

разработки простого метода поверочного расчета внутривальностических характеристик ракетного двигателя твердого топлива.

Идея метода заключается в использовании параметрической 3d-модели заряда (в качестве параметра используется свод горения — е), применении инструмента — «датчик» и привлечении модуля — «исследование проектирования». Перестраиваемая геометрия заряда должна отвечать принципу параллельного (эквидистантного) смещения горящих поверхностей.

В рамках проведенной работы были определены методы работы в системе автоматизированного проектирования SolidWorks, средствами высокоуровневого языка программирования Python разработан программный модуль, а также сформулирован алгоритм работы, которые обеспечивают решение задачи расчета внутривальностических характеристик в сжатые сроки.

В основе расчета лежат давно известные дифференциальные зависимости для термодинамических параметров при нестационарном горении, а законы горения топлив аппроксимируются широко применяемой в инженерной практике степенной закономерностью, включающей три константы, характеризующие базовую строгость горения, чувствительность скорости горения к давлению и ее прирост вследствие влияния начальной температуры заряда.

Валидация и верификация импортонезависимого ПО при расчёте центробежных топливных форсунок ГТД

Кузнецов А.Ю., Хубулова А.П.

Научный руководитель — Зубрилин И.А.

Самарский университет, г. Самара

Указом президента РФ от 30 марта 2022 года, с 31 марта 2022 года запрещается закупка иностранного ПО, а с 1 января 2025 года — использование объектами критической инфраструктуры. Это обязует ряд российских предприятий авиа- и двигателестроения переходить на импортонезависимое программное обеспечение.

В данной работе рассматриваются программы вычислительной гидрогазодинамики FlowVision от «ТЕСИС» и ЛОГОС от «РФЯЦ-ВНИИЭФ». Эти программы призваны заместить Fluent в частности при расчёте камер сгорания и их составляющих. Данная часть работы посвящена моделированию течения жидкости в форсунке и определению возможностей встроённых сеточных редакторов, достаточности функций и точности результатов по углу распыла.

Основной целью проекта является сравнение расчётов в «ANSYS Fluent», «FlowVision» и «ЛОГОС» и выявление ошибок и недоработок в отечественных ПО, на основе чего будет дано заключение о применимости ПО для решения поставленных в работе задач.

Валидация ПО «FlowVision» и «ЛОГОС» проводилась на задачах определения характеристик распыла топлива центробежными форсунками с различными геометрическими параметрами. Диаметр сопла форсунок варьировался в пределах от 0,3 мм до 1 мм, а давление на входе форсунки варьировалось в диапазоне от 1 атм до 10 атм. Среднее расхождение по углу распыла между «ANSYS Fluent» и «FlowVision» составило 10 %. В «ЛОГОС» удалось получить результаты только для больших диаметров сопла.

По сравнению с «ANSYS Fluent» и «ЛОГОС» в «FlowVision» расчеты занимают в среднем в 1,5 раза больше времени.

Исследование процесса горения водорода в модельной камере сгорания с микрофакельным горелочным устройством

Литарова А.А., Матвеев С.С.

Научный руководитель — Гураков Н.И.

Самарский университет, г. Самара

На сегодняшний день одним из трендов развития энергетических ГТУ передовых производителей является повышение КПД установок, которое напрямую связано с повышением температуры газов перед сопловыми лопатками 1-й ступени турбины. Уже вводятся в эксплуатацию ГТУ с начальной температуры газов до ~1700 °C и увеличением КПД ГТУ до 44 %, с сохранением требований по содержанию вредных выбросов, прежде всего NOx и CO₂.

Второй тренд связан с декарбонизацией, заключающейся в снижении выбросов CO_2 в атмосферу, в частности, путём сокращения использования углеродосодержащих топлив в ГТУ и замены их водородом. При этом необходимо сохранить их безопасную и экологически чистую работу.

Ответственность за обеспечение требований к вредным выбросам, устойчивому горению, высоким температурам газов лежит на камерах сгорания, конструкции которых видоизменяются и оптимизируются по мере возникновения новых вызовов.

Существенные отличия в теплофизических свойствах водорода и метана, таких как: теплотворная способность, плотность, реакционная способность и пр., приводят к значительным различиям в процессе горения данных топлив. Плотность водорода примерно в 8 раз ниже, чем метана, поэтому для обеспечения эквивалентной тепловой нагрузки, несмотря на большую теплотворную способность, требуется больший объемный расход топлива. Это влечет за собой увеличение диаметров трубопроводов, габаритов регулирующей и запорной арматуры. В противном случае, при неизменной геометрии, существенно возрастают потери давления на элементах камеры сгорания (горелках) и др.

Опыт эксплуатации показывает, что ископаемые газообразные топлива с добавлением небольшой доли водорода — до 30 % (содержания водорода по объему, что эквивалентно 5 % по массе и 11 % по тепловой энергии для метано-водородной смеси) можно сжигать в существующих ГТУ с сухими малоэмиссионными камерами сгорания. При большем содержании водорода в топливном газе необходим переход к принципиально другой конструкции горелочного устройства.

В работе проведено расчётно-экспериментальное исследование образования оксидов азота в камере сгорания с установленным разработанным горелочным устройством, состоящем из 36 струйных форсунок. Экспериментальное исследование проводилось на высокотемпературной установке НОЦ ГДИ Самарского университета при сжигании водорода при коэффициентах избытка воздуха 2,3-3,1, атмосферном давлении и температуре воздуха 673 К. Полученные экспериментальные данные использованы для валидации расчётных моделей.

Проведено численное исследование образования эмиссии NO_x в камере сгорания с установленным разработанным микрофакельным горелочным устройством на режимах, соответствующих экспериментальным. Особенностью при моделировании горения чистого водорода является необходимость учёта изменения скорости смешения топлива с воздухом, что регулируется в расчётных моделях с помощью газодинамических критериев подобия.

В рамках данной работы расчёты выполнялись в Ansys Fluent в стационарной постановке с использованием подхода RANS. Модель турбулентности, используемая в расчётах k-omega SST, модель горения Partially Premixed Combustion. В качестве кинетического механизма используется модель Wang 2018 (48 компонентов и 308 реакций). В данной работе исследовано влияние Числа Льюиса на расчёт эмиссии оксидов азота, в результате чего представлены соответствующие рекомендации для настройки расчётных моделей.

Силовая установка для самолета-разгонщика

Логунова А.А., Сучков Р.В., Мусатов Д.В.

Научный руководитель — Горбунов А.А.

МАИ, г. Москва

Современные тенденции развития авиационной техники диктуют повышенные требования к эффективности силовой установки, что привело к активному проектированию сложных СУ — комбинированных и гибридных СУ и двигателей с изменяемым циклом работы.

Несовершенство существующих методов оценки эффективности двигателей сложных схем не даёт полной картины исследования характеристик летательного аппарата [1], поэтому предлагается следующая методика оценки характеристик, основанная на обработке готовых математических моделей двигателей, решении совместной модели СУ и ЛА и заключительной частью является анализ и оптимизация полученных характеристик.

Для сверхзвукового ЛА самолётного типа, решающего полетную задачу — обеспечить эффективность полета на числах Маха более 3, на высотах свыше 25 км, сброс полезной нагрузки и возвращение на аэродром базирования. Для обеспечения устойчивой работы в данных областях применения необходимо использование перспективных силовых установок.

В качестве оптимизационной задачи по массе [2] рассматривается КСУ, включающая в себя ТРДДФ, СПВРД и РДТТ. Режимы работы СУ выбирались исходя из заданной программы полета и эксплуатационных ограничений [3].

В основе математической модели СУ-ЛА использовалась модель продольного движения ЛА, в которую входит система дифференциальных уравнений. Данная система может быть решена численными методами. Разработка и расчет комплексной имитационной модели СУ-ЛА производится в среде моделирования MATLAB&Simulink.

Были смоделированы ТРДДФ, СПВРД и РДТТ в системе ЛА, СУ, включающая данные типы двигателей, может применяться вместо схемы ТРДДФ+ПВРД. СУ ТРДДФ+СПВРД+РДТТ на самолете-разгонщике уменьшает массу ЛА на 10 %. Данные результаты были получены без учета взаимовлияния реактивных струй, которое отражается на величине тяги силовой установки.

Список литературы.

1. Агульник А.Б., Бакулев В.И., Голубев В.А., Кравченко И.В., Крылов Б.А. Термодинамические расчеты и расчет характеристик авиационных ГТД, 2002.
2. Скрипниченко С.Ю. «Оптимизация режимов полета самолета», 1975 г., Изд-во «Машиностроение», Москва.
3. Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А., Марчуков Е.Ю. «Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок», 2003 г., Изд-во МАИ, Москва.

Исследование полёта ракеты на карамельном топливе

Ляхов П.А., Байдаков А.О.

МАИ, г. Москва

Научный руководитель — Николаев И.И., НИЦ «Курчатовский институт»

Данный проект является продолжением прошлогоднего проекта, с которым можно ознакомиться по следующей ссылке в интернете: <https://disk.yandex.ru/d/rktfdV2ssgXCxA>

В прошлом учебном году нас заинтересовала следующая проблема. В связи с развитием электроники сегодня открылись возможности запускать на орбиту миниатюрные спутники весом несколько килограммов. Это так называемые кубсаты. Кубсат (англ. CubeSat) — формат малых (сверхмалых) искусственных спутников Земли для исследования космоса, имеющих габариты порядка 10х10х10 см. Первый спутник Земли, запущенный в СССР в 1957 году, имел массу 83 кг, последующие спутники имели еще большие массы, так как оборудование и электроника на них достаточно много весили. Но сегодня имеет смысл запускать и миниатюрные спутники, в связи с миниатюризацией электроники, видеокамер и других приборов дистанционного изменения и зондирования. Такие спутники сегодня запускают попутной нагрузкой к большим спутникам, но можно ли их запустить отдельной ракетой? Какую массу и параметры она должна была бы иметь, чтобы вывести на околоземную орбиту спутник массой нескольких килограммов?

Для исследования этого вопроса мы решили начать с первого этапа — изучения полета ракеты на доступном сегодня для ракетомоделирования так называемом карамельном двигателе, достаточно безопасном. Его можно как купить, так и самому изготовить из калийной селитры и сахарной пудры или сорбита. В прошлом году мы спроектировали с помощью программы трехмерного конструирования SolidWorks модель одноступенчатой ракеты на покупном карамельном двигателе РД1-30 массой 50 грамм со средней тягой 23 Н и временем работы 1,2 с и успешно испытали ее, сняв запуск одновременно с разных ракурсов на камеры двух мобильных телефонов, и по имеющимся видеозаписям, разбив их по кадрам, рассчитали все основные параметры полета ракеты от времени, включая скорость, ускорение, высоту, удельный импульс двигателя. Затем мы сравнили это с нашими теоретическими вычислениями и получили хорошее соответствие.

Цель второго этапа нашего проекта состоит в изучении влияния сопротивления воздуха на полет ракеты на карамельном топливе и окончательного решения вопроса, возможен ли запуск малого спутника весом в несколько килограммов на круговую орбиту вокруг Земли на многоступенчатой ракете на карамельном топливе.

Для осуществления этой цели нам предстоит решить следующие задачи:

- изготовить новую модель ракеты на карамельном топливе и снять ее полет с целью измерения коэффициента аэродинамического сопротивления;
- на основе полученных значений коэффициента сопротивления воздуха сконструировать двухступенчатую ракету на карамельном топливе, предназначенную для полета на большие высоты и оснастить ее полетной электроникой, предназначенной для точного измерения основных параметров полета ракеты;
- на основе проведенных испытаний теоретически решить вопрос о том, может ли ракета на карамельном топливе доставлять легкие спутники на земную орбиту;
- рассмотреть вопрос применения современных смесевых топлив, имеющих больший удельный импульс, чем карамельное топливо, для запуска малых спутников в космос.

Создание программного комплекса для расчета рабочего колеса центробежного компрессора

Мариняк А.И.

СПбПУ, г. Санкт-Петербург

В настоящее время при проектировании газотурбинных двигателей для гражданской и боевой авиации для самолетов и вертолетов в классе малой и средней тяги/мощности все чаще проявляется интерес к центробежным компрессорам, это обуславливается возможностью достижения в них высоких показателей степени повышения давления при небольшой осевой протяженности и массе.

Для достижения максимальных показателей эффективности как компрессора, так и всего двигателя в целом необходимо правильно его спроектировать, что означает произвести точные расчеты всех характеристик будущего компрессора.

Проектирование современных центробежных компрессоров представляет собой сложную многоплановую задачу. Для ее решения необходимо использование математических моделей различного уровня. В общем случае принято выделять три вида математических моделей, используемых при проектировании: одномерные, двумерные и трехмерные.

Вышеописанные причины привели авторов к мысли о создании программного комплекса, включающего полный расчет всех необходимых характеристик проектируемого центробежного рабочего колеса. Основой предлагаемой методики расчета является одномерная математическая модель. Одномерные расчеты важны при проектировании центробежных компрессоров, так как в они большой степени позволяют предсказать и оптимизировать массогабаритные параметры и аэродинамические характеристики, облегчая оценку производительности и эффективности.

Данная программа призвана облегчить работу инженерам-проектировщикам, так как она позволяет быстро рассчитывать и анализировать различные конфигурации рабочего колеса центробежного компрессора.

Подход данной работы сочетает в себе как передовые разработки инженеров и ученых со всего мира, так и классические методики, проверенные десятилетиями.

Расчет делится на 7 этапов: предварительный расчет, расчет параметров входа, расчет геометрии, расчет параметров критического сечения, расчет выходного сечения без учета потерь, расчет потерь (пересчет выходных характеристик с учетом влияния потерь) и профилирование рабочего колеса центробежного компрессора.

Исследование влияния радиального профиля концентрации топлива в горелочном устройстве на характеристики камеры сгорания модельной камеры сгорания

Надюк А.Д.

Научный руководитель — Зубрилин И.А.

Самарский университет, г. Самара

В данной работе проведено исследование влияния радиального профиля концентрации топлива в горелочном устройстве на полноту сгорания и выбросы вредных веществ в рассматриваемой камере сгорания. Для определения оптимальных характеристик смешения в горелочном устройстве была проведена оптимизация межлопаточного канала. В процессе оптимизационного расчета были изменены диаметры и положения отверстий для подачи

топлива в лопастях завихрителя. Окружная, радиальная и максимальная неравномерности концентрации топлива на выходе из горелочного устройства были приняты в качестве критериев оптимизации, аналогично неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания. Результаты оптимизационного расчета показали, что минимальная окружная неравномерность является предпочтительной для снижения выбросов NOx и повышения полноты сгорания топлива. Для более точного определения необходимого смещения было проведено исследование влияния радиального профиля смещения на характеристики камеры сгорания с идеальным окружным распределением.

В данной работе проведено исследование влияния радиального профиля концентрации топлива в горелочном устройстве на полноту сгорания и выбросы вредных веществ в рассматриваемой камере сгорания. Для определения оптимальных характеристик смещения в горелочном устройстве была проведена оптимизация межлопаточного канала. В процессе оптимизационного расчета были изменены диаметры и положения отверстий для подачи топлива в лопастях завихрителя. Окружная, радиальная и максимальная неравномерности концентрации топлива на выходе из горелочного устройства были приняты в качестве критериев оптимизации, аналогично неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания.

Результаты оптимизационного расчета показали, что минимальная окружная неравномерность является предпочтительной для снижения выбросов NOx и повышения полноты сгорания топлива. Для более точного определения необходимого смещения было проведено исследование влияния радиального профиля смещения на характеристики камеры сгорания с идеальным окружным распределением. Было выявлено, что наименьшие выбросы NO обеспечивают варианты со смещением к центру. Также смещение к центру является, в среднем, самым выгодным вариантом смещения, так как подавляющее большинство вариантов, обладающих более высокой полнотой сгорания и лучшей эмиссией, чем оригинал, относятся именно к этому типу. Также были найдены три варианта с самой высокой полнотой сгорания: периферийный № 4, со смещением от центра № 1 и № 2 со смещением к центру. Несмотря на то, что вариант со смещением к центру обладает самой низкой полнотой из этой тройки и самыми высокими выбросами CO, он обладает самыми низкими выбросами NO и представляется наиболее достижимым. В пользу смещения в центр также говорит универсальность этого метода смещения. Даже в случае меньшего смещения к центру канала достигаются высокая полнота и низкая эмиссия, что может оказать существенное влияние при воспроизведении данного профиля смещения в реальности.

Исследование влияния скорости роста трещины усталости от внутренних дефектов на ресурс дисков газотурбинных двигателей

Немцев Д.В., Гогаев Г.П.

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

Одними из наиболее критичных элементов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) являются диски компрессоров и турбин, разрушение которых приводит к аварийным или катастрофическим последствиям для летательного аппарата.

Эксплуатация дисков ГТД происходит в условиях высоких циклических нагрузок, обусловленных изменением температуры, частоты вращения и усилий, приходящих от соседних элементов двигателя.

Высокие требования, предъявляемые к прочности и надежности эксплуатации дисков в условиях высоких температур, привели к широкому применению технологии изготовления дисков методом гранульной металлургии. Диски, изготовленные по данной технологии, отличаются высокими прочностными характеристиками и структурной однородностью, особенно важной при использовании сложных высоколегированных сплавов. Однако технология производства допускает наличие в дисках, изготовленных по данной технологии, неметаллических включений (дефектов), от которых может развиваться трещина усталости.

Расположение дефекта в детали влияет на скорость роста трещины усталости (СРТУ). Трещины, развивающиеся от поверхностных дефектов, находятся в воздушной среде, за счет чего в вершину трещины поступает воздух и происходит процесс окисления. Трещины усталости, возникающие от внутренних дефектов, развиваются в условиях вакуума, так как до

момента выхода трещины на поверхность диска не происходит ее взаимодействие с окружающей средой.

В настоящее время характеристики СРТУ на воздухе определяются на образцах на внецентренное растяжение. Для определения характеристик СРТУ в вакууме необходимо наличие специальной вакуумной установки в составе испытательного стенда. Для отечественных гранульных никелевых сплавов данные работы не проводились из-за отсутствия вакуумных установок. Из-за отсутствия характеристик СРТУ в вакууме расчет ресурса с учетом внутренних дефектов проводится на основе данных характеристик СРТУ на воздухе, что приводит к оценке нижней границы ресурса, снижая достоверность.

Целью работы является исследование влияния характеристик СРТУ в вакууме на ресурс дисков ГТД, изготовленных из гранульных никелевых сплавов на примере сплава ЭП741НП, широко применяющегося в отечественном двигателестроении.

На первом этапе для определения влияния среды развития трещины на СРТУ были разработаны и испытаны специальные цилиндрические образцы с внутренним дефектом [1], позволяющие получить характеристики СРТУ на воздухе и в вакууме. На способ определения СРТУ в вакууме при использовании данных образцов подана заявка на изобретение № 2023109721 от 17.04.2023.

Для получения кинетических диаграмм (КД) усталостного роста трещины специальных образцов был разработан способ обработки результатов циклических испытаний, в рамках которого создана программа ЭВМ «Cumulet» [2].

На следующем этапе полученные при обработке КД характеристики СРТУ в вакууме и на воздухе использовались для определения ресурса диска 7 ступени компрессора высокого давления (КВД) и диска турбины высокого давления (ТВД) двигателя АЛ-41Ф-1С. Выбор данных дисков обусловлен разной толщиной полотна, влияющей на относительное распределение внутренних и поверхностных дефектов.

Расчет ресурса выполнялся по концепции безопасного развития дефекта (КБРД) по вероятностному подходу, предполагающему, что дефекты разного размера и природы распределены по всему объему диска. Функция распределения числа дефектов в объеме материала от числа дефектов была получена на основе исследований образцов из сплава ЭП741НП методом томографии.

Расчет ресурсных показателей выполнялся в программе DARWIN, в которой реализован вероятностный подход КБРД. Исходными данными для расчета являлось напряженно-деформированное состояние дисков, полученных на расчетных режимах, вид и количество типов циклов, составляющих обобщенный типовой полетный цикл, вероятностная кривая распределения дефектов, характеристики СРТУ в вакууме и на воздухе.

При расчете для внутренних дефектов задавалось два типа характеристик СРТУ — на воздухе и в вакууме. Результаты расчета показали, что при учете характеристик СРТУ в вакууме долговечность дисков от внутренних дефектов выросла в 6 раз по сравнению с учетом характеристик СРТУ на воздухе.

Выводы по работе:

1. Окружающая среда оказывает влияние на СРТУ. Скорость роста трещины в условиях вакуума существенно ниже, чем скорость роста трещины в тех же условиях на воздухе.

2. Учет свойств СРТУ в вакууме при расчете ресурсных показателей от внутренних дефектов для рассматриваемых диска 7 ступени КВД и диска ТВД ТРДДФ увеличивает долговечность в 6 раз по сравнению со свойствами СРТУ на воздухе.

3. При определении ресурсных показателей дисков, изготовленных из никелевых гранульных сплавов, рекомендуется использовать свойства СРТУ в вакууме при определении долговечности от внутренних дефектов. Учет свойств СРТУ в вакууме для внутренних дефектов позволяет повысить достоверность определения ресурсных показателей, тем самым более полно использовать потенциальные возможности конструкции по ресурсу.

Список литературы

1. Немцев Д.В., Потапов С.Д., Артамонов М.А. Исследование циклической трещиностойкости в вакууме для дисков газотурбинного двигателя, изготавливаемых из гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 99 – 105.

**Использование технологии облучения сильноточными импульсами
электронных пучков (СИЭП) как инструмента для постобработки деталей,
полученных методом SLM из сплавов систем Co-Cr и Al-Si-Mg**

¹Панов С.В., ¹Джафаров Э.Э., ²Ериков К.М.

Научный руководитель — ^{1,3}Быценко О.А.

¹АО «ММП имени В.В. Чернышева», г. Москва

²АО «ОДК», ³МАИ, г. Москва

На современном этапе развития производства деталей и узлов для авиационной техники наиболее динамично развивающимися остаются аддитивные технологии, и, как частный случай, метод селективного лазерного плавления (SLM-технология). Известно, что наряду с неоспоримыми преимуществами данной технологии, имеются ряд проблем, требующих решения. Одной из них является необходимость финишной обработки поверхности готовых деталей. Опираясь на опыт использования облучения сильноточных импульсных электронных пучков (СИЭП) как инструмента для модификации поверхности ответственных деталей ГТД РД-33 и его модификаций, была рассмотрена возможность использования облучения в качестве инструмента для постобработки деталей, полученных методом SLM.

Облучение проводилось на двух импульсных электронно-пучковых установках, а именно на опытно-промышленной установке «ГЕЗА-ММП» и комбинированной установке «РИТМ-СП». В качестве объектов исследования и разработки технологии были выбраны образцы и детали из сплавов систем Co-Cr и Al-Si-Mg.

До и после облучения проводился замер шероховатости (Ra) в соответствии с ГОСТ 19300-86, исследования состояния поверхностных и подповерхностных слоёв образцов с использованием методов оптической (ОМ) и растровой электронной микроскопии (РЭМ), а также рентгеноспектральный микроанализ (РСМА).

Проведённые исследования показали, что микроструктура измененного поверхностного слоя образцов имеет различное строение, что связано с различным температурным влиянием облучения на поверхность исследованных образцов:

- 1) в первом случае — это режим, соответствующий высокотемпературной термической обработке;
- 2) во втором случае был получен модифицированный слой, характерный для процесса плавления.

Кроме того, после облучения наблюдается отсутствие в микроструктуре поверхностных слоев образцов границ между треками, которые присущи для микроструктуры синтезированных материалов, полученных методом SLM-технологии.

Следовательно, варьирование режимами облучения позволило не только снизить шероховатость, но получить различную микроструктуру в поверхностном слое. Известно, что микроструктура материала сильно влияет на механические и эксплуатационные свойства, такие как прочность, ударная вязкость, пластичность, твердость, коррозионная стойкость, поведение как при высоких, так и при низких температурах или износостойкость.

Предлагаемая технология постобработки с использованием СИЭП позволяет:

- Снизить шероховатость поверхности исследуемых образцов и деталей в диапазоне от 2 до 4 раз в зависимости от режима и марки материала;
- в поверхностном слое образцов наблюдается наличие измененного слоя, глубиной от 4 мкм до ≈ 30 мкм в зависимости от режима и марки материала, а также типа используемой установки, что позволяет использовать данную обработку для деталей и конструкций различных размеров;
- Показано, что облучение с помощью СИЭП позволяет получить однородную структуру (без границ треков) в пределах модифицированного слоя;
- Варьирование режимов облучения получить различную микроструктуру, и как следствие различные физико- механические свойства в пределах модифицированного слоя.

В качестве итога следует отметить, что использования СИЭП в качестве обработки поверхности образцов и деталей из таких сплавов, как кобальтохромовых, так и алюминиевых сплавов с учетом выбора режима обработки позволяет совмещать в одной операции:

- Улучшение состояния поверхностного слоя за счет снижения шероховатости;
- Получение заданного размера модифицированного слоя с необходимым уровнем эксплуатационных свойств.

Повышение производительности и точности механической обработки лопаток компрессора

Пашков И.В.

Научный руководитель — Берестевич А.И.

ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск

Газотурбинные двигатели (ГТД) являются самым высокотехнологичным типом двигателей в современной промышленности. Применение ГТД получило широкое распространение во всех сферах деятельности человека. С появлением газотурбинного двигателя стали создаваться такие промышленные комплексы как газокompрессорные станции, наземные энергетические установки. Но основное применение газотурбинные двигатели получили в авиационной промышленности.

Газотурбинные двигатели представляют собой сложный механизм, функционирующий в условиях длительной нагрузки на предельно высоких температурах и режимах. Важными целями совершенствования технических показателей современных ГТД является повышение коэффициента полезного действия (КПД). В развитии авиационных и наземных двигателей эти тенденции отражают общее направление и являются наиболее перспективными. Также существует необходимость в повышении ресурса и надежности изготавливаемых деталей, входящих в состав изделия. Ресурс выпускаемого изделия напрямую зависит от качества механической обработки и сборки деталей ГТД. Расположение лопаток компрессорной части двигателя влечет за собой работу при высоких рабочих температурах. При изготовлении лопаток компрессорной части двигателя применяются труднообрабатываемые стали и сплавы типа ХН45МВТЮБР, ХН68ВМТЮК. Данные материалы имеют низкую обрабатываемость резанием, вследствие чего процесс лезвийной механической обработки имеет малую производительность и сопровождается большим расходом режущего инструмента.

В настоящее время наиболее актуальной задачей любого предприятия является внедрение мероприятий, направленных на сокращение затрат и снижение себестоимости выпускаемой продукции. Разработка перспективных технологических процессов изготовления деталей ГТД является необходимым условием развития предприятия. Одним из наиболее распространенных способов обработки деталей типа «Лопатка компрессора» из труднообрабатываемых железохромоникелевых сплавов является комплексная обработка методом фрезерования с использованием концевых фрез на многокоординатном оборудовании. На станках данного типа отсутствует функция шлифования, а также они являются импортными (производство Германия, США), что в настоящее время затрудняет организацию поставок нового оборудования и запасных частей, а существующие санкционные обстоятельства ведут к постепенному отказу.

При реализации данной концепции силовое закрепление детали выполняется за технологическую прибыль, тем самым позволяет выполнить обработку всех поверхностей одну установку. Машинное время обработки по используемой технологии составляет 102 мин. Однако анализ существующей технологии комплексной обработки методом фрезерования показал, что данная технология имеет ряд недостатков. В качестве альтернативы классическим методам обработки, таким как фрезерование и точение, реализация данной технологии выполняется на многофункциональном оборудовании с совмещением фрезерного и шлифовального циклов обработки. Данное оборудование делает возможным выполнять многокоординатную обработку, позволяющую за одно закрепление лопатки обрабатывать все доступные для контакта с режущим инструментом поверхности с использованием фрезерного и шлифовального инструмента. В результате обработки формируется геометрия детали с требуемой точностью и шероховатостью. Комплексная обработка осуществляется высокопроизводительным методом скоростного глубинного шлифования инструментом из кубического нитрида бора (КНБ) и фрезерования. Для повышения производительности

обработки и снижения затрат были применены шлифовальные круги отечественного производства из кубического нитрида бора повышенной пористости. Использование кругов улучшенной характеристики придают инструменту высокую стойкость и остроту режущей кромки. Открытая высокопористая структура обеспечивает улучшенное охлаждение в рабочей зоне, что положительно влияет на производительность обработки, а применение зерна из КНБ обеспечивает его повышенную стойкость при обработке труднообрабатываемых жаропрочных жаростойких сплавов.

Проектирование технологических переходов, входящих в состав одной комплексной операции, включает в себя разработку схем обработки с использованием программ для 3D-моделирования. При выполнении переходов, формирующих окончательную геометрию детали, происходит одновременная обработка нескольких смежных поверхностей. При разработке схем обработки учитываются следующие аспекты: моделирование инструмента, непосредственно участвующего в резании, моделирование кинематического движения инструмента с использованием 3D-моделирования. Общий цикл комплексной обработки с использованием многофункционального оборудования составил 67 минут. Применение комплексной обработки (шлифование + фрезерование) позволило сократить машинное время обработки одной детали на 35 минут (со 102 до 67 минут). Для оценки целесообразности внедрения в производство совмещенной комплексной обработки проведен экономический расчет, связанный с экономией затрат на приобретение режущего инструмента. Предполагаемый экономический эффект от внедрения комплексной операции с применением эльборовых кругов на 2024 год составит до 51 % в год, с учетом программы выпуска 4 400 деталей (100 шт. на м/к). Также присутствует экономия, связанная с уменьшением машинного времени, которое сократится на 35 минут и составляет 1 час 7 минут, что составляет 34,3 %. В перспективе данная технология обработки может быть реализована в рамках роботизированного комплекса.

Исследование возможности внедрения искусственного интеллекта при испытании узлов авиационных газотурбинных двигателей

Петрова Э.Р., Тихомирова М.А.

Научный руководитель — Горбунов А.А.

МАИ, г. Москва

Авиация, в частности двигателестроение, всегда нуждается в поиске новых идей по усовершенствованию уже имеющихся технологий. В последнее время инженеры все чаще сталкиваются с проблемой поиска наиболее эффективных решений для классических схем ГТД, которые с постоянным развитием авиастроения подошли к своему газодинамическому пределу. В связи с этим на текущий момент существует много проектов по созданию новых усложненных конфигураций силовых установок (СУ), таких как трехконтурный двигатель, гибридные СУ и т. д. Однако такие решения сталкиваются со следующими трудностями: объемы затрат и сроки разработки двигателей от поколения к поколению увеличиваются, большое количество параметров усложняет и перегружает расчёт, из-за чего нельзя предсказать надёжность, характеристики и эффективность СУ.

При исследовании процессов, протекающих в узлах ГТД, применяют различные методы, среди которых главными выступают математическое моделирование и проведение опытов на экспериментальных установках. При применении первого способа исследования являются менее затратными в своей реализации, однако не всегда результат может иметь высокую точность. Натурные испытания, в свою очередь, дают истинные значения вычисляемых параметров, но являются ресурсо- и энергозатратными.

При проведении испытаний требуется создать математическую модель высокой точности для уменьшения затрат на натурные испытания. Для уменьшения временного ресурса на расчеты следует правильно выбрать способ обработки большого массива данных. Испытания не теряют свою значимость в разработке новых принципиальных схем двигателей, но учитывая высокую ресурсозатратность при испытаниях в работе, было предложено внедрить в данную область искусственный интеллект (ИИ), который может значительно ускорить процесс обработки больших данных и прогнозировать рассматриваемые процессы.

В контексте предлагаемого исследования авторами была разработана программа на высокоуровневом языке Python, в которой НС, обученная на примере проведенных испытаний

авиационных ГТД, предсказывает наличие воспламенения топлива в КС с последующей очисткой данных от шума.

К вопросу об улучшении процесса сборки конструктивных элементов авиационного ГТД

Потапов Н.Д.

Научный руководитель — Клепиков Д.С.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Двигателестроительная промышленность требует высокого уровня качества выпускаемой продукции в силу того, что в воздушном пространстве отказы и неисправности могут стать причиной катастрофы. Высокое качество обеспечивается сборкой по специальным технологическим процессам, которые регламентируют сборку всего двигателя вплоть до мельчайшей детали. В технологических процессах указывается, как собираются отдельные узлы и агрегаты двигателя, обозначена последовательность действий при сборке их частей и назначен инструмент, оснастка и оборудование. Одним из важных элементов двигателя, который должен отвечать наиболее высоким стандартам качества, является газовая турбина. Ее конструкция представляет собой совокупность роторной части (рабочего колеса) и статорной части (соплового аппарата), о последней и будет идти речь.

Важным условием повышения качества сборочного процесса, а также производительности и эффективности сборки является модернизация, которая направлена на повышение уровня технологичности, удобства выполнения и снижение продолжительности сборки узла путем изменения технологии проведения контроля высотного размера. В типовом технологическом процессе недостатком является чрезмерная сложность и трудоемкость выполнения контроля размера, сложность заключается в установке специально изготовленных «бочонков» через специальные отверстия в кольце прижимном на поверхность кольца наружного. В статье усовершенствована операция технологического процесса по сборке соплового аппарата турбины низкого давления серийного авиационного двигателя, а именно улучшена технология проведения контроля высотного размера на промежуточном этапе сборки при установке блоков лопаток соплового аппарата.

В результате выполнения работы было проведено нормирование всех операций сборочного процесса и с его применением выполнено экономическое обоснование, которое показало экономическую эффективность от введения модернизации технологического процесса.

Математическое моделирование сопряжения деталей с натягом с учетом их взаимного влияния на долговечность сборной конструкции

Рыжков М.Ю.

ПАО «Яковлев», г. Иркутск

Научный руководитель — Пыхалов А.А., ИрГУПС,

Яхненко М.С., ПАО «Яковлев»

Развитие современной авиационной техники предъявляет особые требования к ее эксплуатационным характеристикам, таким как прочность, жесткость, долговечность, а также ремонтпригодность. Спецификой авиационной техники является использование маложестких деталей, главным образом, панелей планера самолета. Чаше всего они соединяются с каркасом конструкции при помощи заклепок и болтов, являющихся концентраторами напряжений. Также нередки случаи повреждения панелей в эксплуатации в зоне крепежных точек, такие как вмятины, забоины, трещины и другие дефекты. Их наличие снижает срок службы всего изделия. В этой связи, с точки зрения восстановления работоспособности (ремонта) такого рода сборных конструкций, на практике реализуется несколько способов, одним из вариантов которых является использование бужа, представляющего собой специальную соединительную конструкцию втулочного типа. Данная конструкция позволяет малозатратно и эффективно произвести представленный ремонт.

Установка бужа традиционно рассматривалась только с точки зрения возможности его запрессовки в обшивку и деталь каркаса. Контролируемым параметром в данном случае являлось контактное усилие, возникающее при установке деталей с натягом. При этом на

сегодняшний день отсутствуют достоверные данные по влиянию бужа на статическую и установочную прочность конструкции в целом.

Представленная работа посвящена определению влияния установки бужа на сборную конструкцию. Исследование проводилось при помощи метода конечных элементов и решения задачи теории деформированного твердого тела. В частности, рассмотрено влияние различных параметров (величина натяга, величина живой перемычки, радиуса бужа и др.) на коэффициент концентрации напряжений. На основе численного эксперимента приведены рекомендации по установке бужей.

В перспективе данная работа должна привести к созданию оптимизированной технологии по ремонту деталей двигателя и планера летательного аппарата с учетом обеспечения заданного ресурса конструкции.

Многоцелевая энергетическая установка для беспилотных летательных аппаратов с круговым параллельным движением ротора-поршня (орбитального типа)

Север А.В.

Научный руководитель — Ломовских А.Е.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В настоящее время в мире ведутся активные работы по созданию новых, экологически чистых типов энергетических силовых установок для беспилотной летательной авиации, к которым предъявляются такие требования, как малые габариты и масса, высокий коэффициент полезного действия, широкий номенклатурный ряд по выходным мощностям, высокий уровень надёжности, топливная экономичность и др.

С учётом данных требований создана перспективная многоцелевая энергетическая установка для беспилотных летательных аппаратов с круговым параллельным движением ротора-поршня (орбитального типа), которая отличается от известных тем, что в ней отсутствует шатунно-поршневая группа, взамен которой выполнен ротор, выполняющий круговое движение, а затем с помощью эксцентрикового механизма это движение преобразуется во вращательное движение выходного (коленчатого) вала. В данной энергетической установке объединены основные признаки традиционного поршневого и альтернативного роторного двигателей внутреннего сгорания. Такое конструктивное решение позволяет сохранить достоинства обычных поршневых двигателей внутреннего сгорания и устранить их основные недостатки. Уменьшение размеров и веса энергетической установки осуществляется посредством использования шарниров, соединяющих лопасти с ротором, для придания ротору «орбитального» движения по окружности с радиусом, равным эксцентриситету положения центра ротора относительно оси приводного вала. Конструкция энергетической установки усовершенствована за счёт установки лопасти, разделяющей общий рабочий объём на изолированные камеры, которые связаны с ротором-поршнем специальными шарнирами и совершающими относительно статора криволинейное движение, перемещаясь в пазах других шарниров, установленных в статоре. С этой целью указанные шарниры своими концами входят с возможностью вращения в отверстия, выполненные не соосно в первых дисковых эксцентриковых шарнирах, установленных в боковых крышках, с эксцентриситетом, равным эксцентриситету установки ротора на приводном валу, которые вместе с основным эксцентриком на приводном валу и ротором образуют механизм параллельных кривошипов. Такое техническое решение позволяет получить минимально возможные размеры ротора, упростить его конструкцию и систему смазки, снизить потери мощности на трение. В связи с этим разработанная конструкция энергетической установки обеспечивает более простое и надёжное уплотнение ротора-поршня, что создаёт выгодные условия для передачи движения от ротора лопастям. Это реализуется путём уменьшения количества деталей уплотнительного контура разделительной лопасти и выполнения её из двух частей, имеющих возможность перемещаться друг относительно друга. Синхронизация движения пластины осуществляется так, чтобы центр масс разделительной пластины при её движении относительно шарнирных элементов, установленных в первых и вторых сквозных отверстиях ротора и средней части корпуса, располагался строго в середине между центрами указанных отверстий. Выполняется это решение посредством шарнирного соединения валика разделительной пластины,

проходящего через её середину параллельно оси приводного вала, со вторым дисковым эксцентриковым шарниром, установленным в боковой крышке подобно первому дисковому эксцентриковому шарниру. При этом смещение осей указанного валика пластины и указанного второго дискового эксцентрикового шарнира должно быть равно половине смещения оси ротора и оси приводного вала.

Непрерывный замкнутый контур уплотнения лопасти образован уплотнительными элементами в виде прямолинейных и криволинейных планок, расположенных в узких углублениях соответствующей формы и выполненных в каждой лопасти таким образом, что они примыкают последовательно друг к другу, и каждый уплотнительный элемент поджимается к соответствующей поверхности средней части корпуса, ротору и боковым крышкам, образуя прямоугольную рамную конструкцию. Две противоположно лежащие продольные стороны этой рамной конструкции, соприкасающиеся с боковыми крышками корпуса, являются составными и имеют возможность продольного относительного скольжения составляющих их частей. Одна из поперечных сторон указанной рамной конструкции соприкасается с внутренней поверхностью первого сквозного отверстия в роторе, другая поперечная сторона соприкасается с внутренней поверхностью второго сквозного отверстия в средней части корпуса. В указанной рамной конструкции уплотнений устанавливаются дополнительные поперечные планки, которые прижимаются по плоскостям к пластинам, входящим в состав лопастей, и уплотняют стыки частей, образующих узел лопасти.

В процессе работы энергетической установки обе части разделительной пластины лопасти перемещаются относительно друг друга вдоль оси установки на величину возникающих зазоров и за счёт этого обеспечивается постоянное прилегание внешних торцевых поверхностей, перпендикулярных оси установки, частей разделительной пластины к плоским боковым поверхностям корпусного элемента двигателя, компенсируя, появляющиеся между ними зазоры, и уменьшая утечку газов из рабочих камер, что приводит к повышению мощности энергетической установки.

Реализация описанных конструктивных решений по совершенствованию конструкции энергетической установки типа позволит:

- снизить габариты и вес энергетической установки в 2-3 раза по сравнению с обычным поршневым двигателем, применяемом для беспилотных летательных аппаратов при одинаковой мощности;

- повысить технологичность изготовления, сборки, разборки и установки двигателя;

- модернизировать конструкцию двигателя под любой вид топлива;

- установить двигатель в любой пространственной ориентации, что создаст выгодные условия для его применения в силовых приводах агрегатов авиационной техники (например, беспилотной авиации).

Следует отметить основные достоинства разработанной многоцелевой энергетической установки для беспилотных летательных аппаратов с круговым параллельным движением ротора-поршня (орбитального типа):

- малые габариты и вес в 2-3 раза меньше по сравнению с обычным поршневым двигателем при одинаковой мощности;

- отсутствие поршневых колец, шатунов и др., а также возвратно поступательного движения поршня, поэтому рабочие обороты двигателя намного выше, чем у поршневого; применение уплотнительных устройств, снижающих потери мощности на трение;

- более высокие параметры по приёмистости и КПД;

- снижение расхода топлива и улучшение экологических показателей вследствие лучшего наполнения рабочих камер и более полного сгорания топлива;

- получение большего крутящего момента при малых числах оборотов (частоте вращения) вала отбора мощности;

- привод клапанов от двух кулачков независимо от числа камер;

- достаточно хорошие экологические показатели данной энергетической установки.

Таким образом, предлагаемые технические решения в конструкции энергетических силовых установок позволяют уменьшить утечку (прорыв) отработавших газов из рабочих камер установки, что повысит герметичность изолированных камер (цилиндров) и повысит мощность установки на 10-15 %, экономичность до 20 %, снизить токсичность выбросов в атмосферу отработавших газов до 15 %.

**Концепция металло-композитного перехода для замковых соединений
высокнагруженных энергоустановок сформированным на базе
низкотемпературного послепайного выращивания гетерогенным потоком**

Талалаева П.И., Ежов А.Д., Киселев В.П.

МАИ, г. Москва

Работа представляет собой обсуждение актуальных научных и инженерных аспектов, связанных с композитными материалами и методами нанесения металлических покрытий. В ходе исследования освещаются важные темы, такие как перспективы композитных материалов в современной инженерной практике, методы соединения композитов с металлами, а также роль новых технологий и лабораторных комплексов в этой области.

Одним из ключевых аспектов, поднимаемых в работе, является значимость композитных материалов в современных инженерных разработках. Композитные материалы обладают уникальными свойствами и способностью обеспечивать уникальные характеристики, которые часто недостижимы при использовании традиционных конструкционных материалов. Особое внимание уделяется методам соединения композитов с металлическими элементами, что имеет решающее значение в создании надежных и эффективных конструкций в различных индустриях. Это имеет важное практическое значение для создания прочных и надежных конструкций.

Работа также охватывает вопросы разработки лабораторных комплексов и современных технологий для нанесения покрытий на композитные материалы. Описывается лабораторный комплекс, разработанный в Московском авиационном институте (МАИ), предназначенный для нанесения покрытий с использованием низкотемпературного газодинамического метода. Этот комплекс включает в себя современные системы контроля и регулирования процесса, а также систему сбора и анализа данных, что позволяет проводить оперативный анализ полученных данных с целью улучшения качества покрытий и их характеристик.

Таким образом, подчеркивая важность исследований и инженерных разработок в области композитных материалов и методов нанесения покрытий, такие технологии играют ключевую роль в создании более эффективных и надежных изделий в современной инженерной практике.

**Автоматизация профилирования ступени осевой турбины в рамках
импортозамещения программного обеспечения для проектирования ГТД
и подготовки специалистов аэрокосмической отрасли**

Тошчаков А.М., Давыдов А.А., Давыдов А.А.

РГАТУ имени П.А. Соловьева, г. Рыбинск

Работа представляет результаты разработки программы для профилирования проточной части ступени осевой турбины. Программа предназначена для формирования материально-технической базы подготовки специалистов в области проектирования газовых турбин. Расчетные программные комплексы, используемые на предприятиях, невозможно использовать в учебном процессе, т. к. они содержат элементы коммерческой тайны. Использовать полностью покупное программное обеспечение зарубежных разработчиков нецелесообразно в связи с политической ситуацией в мире.

Разрабатываемая на кафедре «Авиационные двигатели» РГАТУ имени П.А. Соловьева программа состоит из нескольких блоков, позволяющих последовательно рассчитать параметры потока в ступени осевой турбины с учетом охлаждения лопаток, построить по полученным параметрам профили для заданного количества сечений и импортировать координаты профилей с координатами торцевых поверхностей в сторонние CAD/CAE программные комплексы. Программа написана на языке программирования C++ и может передавать исходную геометрию лопаток непосредственно как в импортное, так и в отечественное программное обеспечение для последующей оптимизации геометрии проточной части ступени осевой турбины.

Полностью завершенная программа для профилирования проточной части осевой ступени турбины позволит студентам реализовать усвоение компетенций, как по проектированию газовых турбин, так и по моделированию газовой динамики и напряженно-деформированного состояния деталей газотурбинных двигателей.

Электродвигатели и гибридные самолеты: пересматривая будущее авиации

Туряк В.В.

Научный руководитель — Качалин А.М.

МАИ, г. Москва

В мире авиации реактивные двигатели занимают особое место, обеспечивая современным самолетам впечатляющую мощность и скорость. Эти удивительные машины преобразуют потоки горячего и воздуха в огромное количество тяги, позволяя летать на больших высотах и достигать удаленных уголков мира за считанные часы. Реактивные двигатели стали символом быстроты и свободы, но в их создании и функционировании скрыто глубокое инженерное и технологическое мастерство. Но какова цена этой передовой технологии и какие проблемы она приносит нашей планете и нашей повседневной жизни?

Реактивные двигатели, которые широко используются в гражданской авиации, имеют множество преимуществ, таких как высокая скорость и эффективность, но они также имеют и некоторые минусы и ограничения:

1. Высокое энергопотребление и выбросы CO₂. Реактивные двигатели потребляют большое количество топлива, что ведет к высокому экологическим нагрузкам. Это приводит к выбросам углекислого газа (CO₂) и других загрязнений, что несет негативные последствия для окружающей среды и усиливает проблемы изменения климата.

2. Шум. Реактивные двигатели создают значительный шум, особенно на старте и при взлете. Это может быть источником беспокойства для жителей прилегающих к аэропорту территорий и может вызывать проблемы со здоровьем у работников аэропортов и пассажиров.

3. Высокие операционные расходы. Реактивные двигатели требуют регулярного технического обслуживания и замены компонентов, что может быть очень затратным для авиакомпаний.

4. Ограничения в маневренности. Самолеты с реактивными двигателями не всегда обладают хорошей маневренностью, особенно на низких скоростях. Это может создавать сложности при посадке в аэропортах с короткой полосой.

5. Безопасность. Хотя современные реактивные двигатели очень надежны, они могут подвергнуться различным сбоям, которые требуют дополнительных систем и процедур безопасности.

6. Ограничение взлетно-посадочных полос. Реактивные самолеты требуют длинных взлетно-посадочных полос, что ограничивает доступность многих аэропортов, особенно в городских районах.

7. Экологические проблемы. Вывоз воды для промывки двигателей, используемый для предотвращения загрязнения, также может вызывать экологические проблемы, такие как замораживание водоемов в холодных климатических зонах.

Из-за этих недостатков и всё более строгих экологических норм гражданская авиация и индустрия самолетостроения работают над разработкой более эффективных и экологически безопасных технологий двигателей, таких как электрические и гибридные системы, чтобы уменьшить негативное воздействие на окружающую среду и обеспечить устойчивость отрасли в будущем.

Гибридные самолеты, спроектированные из композитных материалов, с распределенной электрической тягой представляют собой уникальную конструкцию, где задний газотурбинный (реактивный) двигатель действует не только как источник тяги, но и как генератор электроэнергии, которая передается на электродвигатели в передней части левой и правой консоли крыла самолета. Эта конструкция имеет потенциал снизить расход топлива, уменьшить выбросы и улучшить экологическую устойчивость самолета.

Вот более подробное описание строения такого гибридного самолета:

1. Задний газотурбинный двигатель. В хвостовой части самолета размещается традиционный газотурбинный двигатель. Этот двигатель обычно работает на авиационном топливе и способен создавать значительную тягу. Однако в гибридных самолетах он также оснащен генератором, который преобразует механическую энергию в электрическую.

2. Электроэнергетическая система. Электроэнергия, производимая задним газотурбинным двигателем, передается через электроэнергетическую систему самолета. Эта система включает в себя генератор, преобразующий механическую энергию двигателя в

электрическую, а также инверторный генератор с встроенным цифровым блоком, где можно временно хранить избыточную энергию.

3. Передние электродвигатели. В передней части левой и правой консоли крыла самолета размещены электродвигатели, которые работают на электрической энергии, полученной от генератора заднего двигателя. Эти электродвигатели обычно используются для взлета, посадки и крейсерского полета. Они могут быть расположены на крыльях или корпусе самолета в зависимости от конструкции.

4. Управление и мониторинг. Чтобы обеспечить оптимальное распределение энергии и управление системой, гибридный самолет оборудован сложными системами управления и мониторинга. Эти системы следят за состоянием двигателей, уровнем заряда батарей и другими параметрами полета.

Такая архитектура позволяет гибридным самолетам более эффективно использовать энергию и снижать экологическую нагрузку, особенно на этапах взлета и подъема, когда требуется максимальная тяга. Это один из путей к разработке более экологически устойчивых и эффективных воздушных транспортных средств.

Электродвигатели лежат в основе множества технологических достижений и инноваций, которые сделали нашу жизнь более комфортной, эффективной и продуктивной.

Гибридные самолеты, оснащенные смешанными системами двигателей, представляют собой инновационное решение в мире авиации. В этой конструкции задние двигатели могут быть традиционными газотурбинными (реактивными) двигателями, а передние два — электрическими электродвигателями. Такая архитектура позволяет использовать электрическую энергию, создаваемую в задней части самолета, для повышения эффективности и уменьшения окружающего воздействия.

Преимущества такой конфигурации включают:

1. Снижение выбросов: задние реактивные двигатели всегда могут быть наиболее эффективными при высоких скоростях, что позволяет уменьшить выбросы загрязняющих веществ на этапах взлета и восхождения, где требуется больше тяги.

2. Экономия топлива: электродвигатели в передней части могут использоваться для улучшения эффективности при крейсерской скорости, что позволяет снизить расход топлива на длительных полетах.

3. Шумовая эффективность: электрические двигатели обычно более тихие, чем реактивные, что может снизить шумовое воздействие на окружающую среду и уровень шума на борту самолета.

4. Увеличенная надежность: конфигурация с несколькими двигателями повышает надежность, так как отказ одного двигателя не обязательно останавливает самолет.

5. Дополнительная безопасность: гибридные системы могут использовать электродвигатели в качестве резервного источника энергии, что может быть полезно в случае неисправности задних двигателей.

Однако следует отметить, что такие гибридные конструкции требуют сложной интеграции и управления разными типами двигателей, а также более крупных и сложных систем энергоснабжения и управления. Тем не менее, они представляют интересную перспективу для авиации, особенно в контексте борьбы с изменением климата и снижения экологической нагрузки от авиационных перевозок.

Контроль титановых сплавов в авиационной промышленности методом акустической эмиссии

Фролова Е.О.

Научный руководитель — Лобов В.А.

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

В современном мире двигателестроение и энергетическое турбиностроение нашли широкое применение в различных отраслях промышленности. Отрасли применения турбин весьма разнообразны — авиация и космонавтика, энергетика, машиностроение и др. Лопатки являются основными рабочими деталями турбины и эксплуатируются в условиях агрессивной среды и под воздействием высоких температур и давлений. Исходя из эксплуатационных требований, для изготовления лопаток часто применяются титановые сплавы (BT6, BT14, BT3-1, BT22 и др.).

В качестве конструкционных материалов титан и титановые сплавы имеют широкое распространение, обусловленное рядом преимуществ по сравнению с другими металлическими материалами. Среди достоинств титановых сплавов можно отметить: высокую прочность и жаропрочность, низкий удельный вес и, как следствие, высокую удельную прочность; низкий коэффициент теплового расширения; высокую химическую стойкость; высокую стойкость против эрозии и кавитации.

Также титановые сплавы имеют такие особенности, как полиморфизм, низкую теплопроводность, оказывающие значительное влияние на формирование структуры и свойств сплавов. В процессе горячей обработки давлением и термомеханической обработки в титановых сплавах возникают внутренние напряжения, обусловленные значительной анизотропией термического расширения титана, что приводит к большой температурной и деформационной неоднородности. В процессе пластической деформации и последующей термической обработки происходит распад неравновесных твердых растворов, с чем может быть связана нестабильность механических свойств сплавов при аналогичных режимах обработки.

На машиностроительных предприятиях большое значение имеют задачи оценки качества исходного материала и прогнозирования эксплуатационных характеристик готовых изделий. На данный момент на предприятиях, как правило, осуществляется выборочный контроль качества исходного материала. Существующие в настоящее время способы прогнозирования эксплуатационных характеристик машиностроительных изделий в большинстве своем разрушающие. Предлагается использовать методику, основанную на регистрации сигналов акустической эмиссии.

Акустическая эмиссия — пассивный метод неразрушающего контроля, заключающийся в выявлении зарождения дефектов. Метод акустической эмиссии основан на регистрации и последующем анализе сигналов акустических волн, распространяющихся от дефектов различной природы нагружения материала.

Целью работы является разработка методики неразрушающего контроля титановых слитков акустической эмиссией (АЭ).

На первом этапе проводится подготовка материалов и оборудования (проводится разметка на исследуемом объекте, устанавливаются и фиксируются датчики, выбирается способ нагружения объекта, анализируется исследуемый материал и др.). Следующий этап, после установки датчиков акустической эмиссии, — нагружение исследуемого объекта. Данный процесс должен проходить без посторонних шумов, так как это может отразиться на результатах. При нагружении материал излучает механические волны различной амплитуды и частоты, вызванные внутренней перестройкой его структуры. Датчики улавливают и регистрируют эти сигналы, которые поступают на компьютер. Полученные результаты исследования анализируются, обрабатываются, выявляются сигналы с максимальными показателями, что позволяет определить зарождающиеся дефекты в изделии.

Метод АЭ позволяет определить опасные дефекты на стадии их развития, что может предотвратить дальнейшие деформации и контролировать состояние объекта. Так как это пассивный метод, он позволяет производить полную проверку всего объекта на расстоянии с минимальным количеством датчиков, что актуально для изделий больших габаритов, так как не требуется проводить сканирование всего объекта (как при ультразвуковом методе), а также позволяет контролировать наиболее ответственные изделия не только на стадии технологии изготовления, но и в течении всего периода эксплуатации; высокая чувствительность к растущим дефектам позволяет распознать зарождающиеся дефекты на уровне зерен металла протяженностью до 1 мкм; акустический метод возможно совмещать с другими видами испытаний, к примеру, гидравлическими или пневматическими; данный метод достаточно прост в подготовке к контролю и обработке результатов.

Для эксперимента использованы пять слитков из титана марок ВТ 6, ВТ14 и ВТ22 при температурах поверхности от 46 до 120 °С. Один из слитков оказался заведомо бракованным и использовался для настройки аппаратуры. В слиток № 4 при плавке попала вода, что привело к большому количеству дефектов. В качестве примера рассмотрен анализ сигналов АЭ на слитке № 1 в сравнении с бракованным слитком № 4. Перед проведением экспериментального исследования для определения координат дефектов и пороговых уровней параметров АЭ был установлен акустико-эмиссионный комплекс на слиток № 1 диаметром 375 мм, изготовленный вакуумно-индукционной плавкой из титана марки ВТ 22. На слиток крепились оснастка в виде

тросов с механизмом регулировки длины и металлических уголков, на которые были установлены магнитные прижимы с преобразователями АЭ и преусилителями.

В процессе проведения исследования фиксировались координаты дефектов и уровни АЭ с помощью комплексов «РАНИС-11» и «РАНИС-18». Для этого были созданы три антенны — с каждого торца крепилось по четыре датчика и два датчика, которые располагались по длине. Датчики получали сигналы от слитка при термическом нагружении. Методика поиска дефектов основана на определении координат по длине и торцу слитка. В процессе были зарегистрированы параметры АЭ по времени.

Для определения координат дефектов и пороговых уровней параметров АЭ был установлен акустико-эмиссионный комплекс и на слиток № 4 диаметром 400 мм, изготовленный вакуумно-индукционной плавкой марки ВТ 22.

Из анализа графиков сигналов АЭ установлено следующее: при интенсивном остывании слитка амплитуда имеет максимальный уровень, а затем он понижается; импульсы при этом активно возрастают. Если сравнивать с бракованным слитком № 4, количество сигналов примерно в 5 раз ниже, что может свидетельствовать о приемлемой плавке слитка. Наличие дефектов в бракованном слитке подтверждается также результатами точечного просвечивания методом ультразвукового контроля.

Разработанная методика позволит сократить затраты на производство изделий за счет сокращения количества контрольных мероприятий и времени их проведения. Каждое изделие изготавливаемой партии подвергается прогнозированию изменения эксплуатационных характеристик во времени, что позволяет оценивать ресурс изделий и повышает безопасность их эксплуатации. Проведение исследований метода АЭ применительно не только на заготовительных производствах, но и к готовым изделиям, например, турбинным лопаткам.

Таким образом, предложенный способ контроля акустической эмиссией позволяет оценивать качество изделий на всех стадиях его изготовления и функционирования. Рабочим телом может выступать любой вид нагружения, в том числе, термическое нагружение.

Сравнение ручного и автоматического методов измерения толщины никелевого покрытия на блоках камер сгорания ЖРД

Фурсов В.А.

АО «КБХА», г. Воронеж

Характеристики и надежность современных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) во многом определяются свойством специальных покрытий, применяемых при их производстве. Одним из основных элементов любого ЖРД является камера сгорания. Для придания ей требуемых эксплуатационных свойств наиболее широкое применение нашло нанесение никелевого и хромового теплозащитного покрытия (ТЗП), причем никелевое покрытие является толстослойным (свыше 200 мкм). Ключевым параметром, при котором покрытие способно выполнять свою функцию после нанесения, является как его толщина, которая должна соответствовать установленным конструкторским требованиям, так и равномерность ее распределения (не должно быть резких скачков в пределах одной поверхности). В статье приведены основные методы неразрушающего контроля, применяемые для контроля толщины никелевого покрытия на блоках камер сгорания жидкостных ракетных двигателей, их описание и оборудование, используемого для измерения. Применяемые в представленной работе методы позволяют измерять значение толстослойного никелевого покрытия на немагнитном основании при криволинейной геометрии. В качестве экспериментальной части были проведены замеры с применением 3-х методов, в качестве эталонного метода принимался «прямой замер». На основе полученных результатов измерения проведен сравнительный анализ ручного и автоматического методов как между собой, так и с эталонным методом. Результатом работы является выявление преимуществ и недостатков автоматического метода по сравнению с ручным методом измерения, а также проведена оценка целесообразности применения автоматического метода измерения толщины толстослойного никелевого покрытия при производстве блоков камер сгорания.

Определение коэффициентов безаварийности кластерной жидкостной ракетной двигательной установки

Чаркин Д.В., Щеблыкин Д.А.

АО «КБХА», г. Воронеж

В статье приведен анализ применения системы аварийной защиты (САЗ) в обеспечении безаварийности кластерной жидкостной ракетной двигательной установки (КЖРДУ) и ее единичного двигателя.

Кратко описана теория создания КЖРДУ, где одним из методов повышения надежности ракетных двигателей (РД) на первой ступени ракеты космического назначения (РКН) является использование в связке нескольких одиночных (кластерных) РД, оснащенных системой аварийной защиты и способных работать в режиме форсирования по тяге до уровня, компенсирующего потерю отказавших в полете одного или нескольких жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

Выведены основные критерии безаварийности изделия на основе вероятностных математических формулировок. Дано определение коэффициенту охвата аварийных ситуаций в РД. Также рассмотрены свойственные всем контролирующим техническим системам ошибки двоякого рода при функционировании двигателя с САЗ и вероятность охвата всех возможных аварийных ситуаций.

Приведены примеры влияния системы аварийной защиты на надежность кластерной двигательной установки, для существенного повышения которой, необходимо применение в ее составе двигателей и САЗ с высокими показателями вероятности безотказной работы.

Построен график, который отражает, как использование системы аварийной защиты может значительно повысить вероятность безотказной работы резервируемой жидкостной ракетной двигательной установки. В частности, для четырехдвигательной силовой установки вероятность безотказной работы может быть доведена до максимально возможного уровня.

Влияние методов упрочнения на усталостную прочность лопаток компрессора с концентраторами напряжений

Ширяев А.А., Миленин А.С.

АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь

В рамках работы рассмотрено влияние различных методов упрочнения на усталостную прочность лопаток газотурбинного двигателя из титанового сплава с концентраторами напряжений на кромке пера.

Для повышения стойкости лопаток к попаданию посторонних предметов рассмотрены 2 метода упрочнения: лазерное ударное упрочнение и малопластичное выглаживание.

Для оценки эффективности каждого метода упрочнения выбран объект — титановая лопатка 1 каскада компрессора газотурбинного двигателя. Лазерному ударному упрочнению (LSP, LSPwC) и малопластичному выглаживанию подвергалась зона кромок лопаток шириной 5 мм с обеих сторон, т.к. они в первую очередь подвергаются повреждениям от попаданий посторонних предметов.

Малопластичное выглаживание (LPB) было реализовано на станке с ЧПУ, давление при обработке обеспечивается встроенной маслостанцией станка. Расходным элементом являются керамические шарики.

LSP проводилось Nd:YAG лазером с частотой 10 Гц. Длина волны лазера — 1 065 нм. В качестве защитного слоя использовалась алюминиевая фольга толщиной 0,1 мм.

LSPwC проводилось лазером малой мощности до 1 Дж, без защитного покрытия. После проведения LSPwC из-за высокой шероховатости лопатки полировали.

Определены пределы выносливости лопаток без упрочнения (серийные), лопаток с упрочнением, а также лопаток обеих групп с нанесенными концентраторами напряжений (имитацией повреждений) типа «забоина» различной глубины на входной кромке.

Показана принципиальная возможность методами упрочнения наводить сжимающие остаточные напряжения на глубину до 1 мм.

Методами электронной микроскопии были изучены изломы лопаток после усталостных испытаний. Состояние изломов после малопластичного выглаживания и лазерного ударного

упрочнения показывает, что зарождение очагов трещин находится в подповерхностном слое, проклёп сквозной, что позволяет сделать вывод о том, что глубина упрочненного слоя может составлять до 0,6-1 мм.

На основании усталостных испытаний лопаток построены зависимости эффективного коэффициента концентрации напряжений K_σ и чувствительности к концентрации напряжений q от относительной глубины концентратора $h_{\text{отн}}$.

Установлено, что чувствительность к концентрации напряжений q упрочненных лопаток ($q=0,02 \div 0,15$) значительно ниже чувствительности к концентрации лопаток компрессора, изготовленных по серийной технологии ($q=0,24 \div 0,44$).

Установлено, что обработка входной кромки лопаток различными методами упрочнения снижает значение эффективного коэффициента концентрации напряжений K_σ в 1,2-2,0 раза относительно лопаток без упрочнения.

Повреждение глубиной до 0,5 мм практически не снижает усталостных свойств упрочненных лопаток в зоне концентрации напряжений.

В рамках освоения технологий LPB и LSP были упрочнены и испытаны опытные партии лопаток. Характеристики поверхностного слоя, включающие уровень остаточных напряжений, наклеп, шероховатость, соответствуют техническим требованиям на лопатку.

Направление № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика»

Электропривод винта беспилотного летательного аппарата на базе синхронной машины обращенного типа

Абасова М.М.

АО «Туполев», г. Москва

Работа посвящена численному моделированию физических полей в электродвигателе.

В работе описывается методика расчета электромагнитного поля в двигателе с использованием программного обеспечения ANSYS Maxwell. Проведены исследования, которые позволяют определить оптимальные параметры конструкции двигателя для достижения максимальной эффективности и минимальных потерь энергии. Результаты моделирования позволяют улучшить проектирование электродвигателей и повысить их эффективность.

Электродвигатели являются ключевыми компонентами в промышленных устройствах и бытовой технике. Они обеспечивают преобразование электрической энергии в механическую, что позволяет управлять движением различных механизмов. Для оптимизации работы электродвигателей необходимо проводить моделирование электромагнитного поля и анализ характеристик. Это позволяет улучшить эффективность работы и продлить срок службы устройства.

В современном мире численное моделирование физических полей получило широкое распространение. Этот феномен произошел из-за появления быстродействующих расчетных станций, специализированного программного обеспечения, а также из-за использования тяжелых нелинейных событий между разными параметрами электродвигателя и электропривода.

Влияние гидродинамических параметров колебания жидкости бака горючего на колебания жидкого наполнения бака окислителя как способ расширения области применения фазовой стабилизации

Афоница Е.В.

Научный руководитель — Чикирев Е.В.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королёв, Московская обл.

Рассмотрение движения ракеты с жидкостным ракетным двигателем на активном участке полета в представлении, что жидкостная ракета — твердое тело, является сильно упрощенным, так как наличие больших масс жидкого топлива со свободными поверхностями в топливных баках разгонного блока влечет за собой возникновение дополнительных сил, оказывающих влияние на динамические свойства ракеты. Это влияние основывается на двух основных факторах: угловое движение ракеты влияет на возмущение жидкости в баках, а движение жидкости в баках вызывает дополнительные инерционные силы и моменты, действующие на ракету. Поэтому учет влияния жидких компонент топлива в баках разгонного блока на движение ракеты позволяет повысить эффективность исполнительных органов.

В данной работе показано, что фазовая стабилизация орбитального блока не может быть обеспечена на всём активном участке полета при выведении полезного груза малой массы. Особенно данная проблема касается бака окислителя. В работе предложен способ уменьшения амплитуды колебаний жидкости в баке окислителя при помощи изменения геометрического момента инерции свободной поверхности жидкости бака горючего таким образом, чтобы положение центра масс орбитального блока оказалось выше свободной поверхности жидкости в баке окислителя на максимально возможном участке полета. Такой метод позволяет расширить область применения фазовой стабилизации колебаний жидкости в баках разгонного блока. Применение результатов проведенного исследования позволит повысить точность выведения орбитального блока путем уменьшения влияния поперечных колебаний орбитального блока с частотой, близкой к частоте собственных колебаний жидкости в баках разгонного блока.

Предложенный метод позволяет стабилизировать колебания жидкости в баках разгонного блока, не прибегая к изменению начального объема топлива в них.

Применение разработанного пакета автоматизированных программ для интеграции и анализа больших объемов данных в excel. Использование пакета программ для работы с ЭКД. Реализация функции поиска на устаревших ПК

Белоусов Д.А.

Филиал ПАО «ОАК» — НАЗ «Сокол», г. Нижний Новгород

В связи с частым использованием электронной конструкторской документации (ЭКД), выпуском изменений к ЭКД и работой с большими объемами данных не всегда есть возможность своевременно обработать информацию: количество деталей в файлах может быть несколько тысяч и отследить, какие именно изменения произошли, были ли они учтены при выпуске новых КТСП, изменялось ли количество деталей, является трудоемким и длительным процессом. В связи с этим в рамках этого проекта были разработаны программы для анализа и управления большими объемами данных в автоматическом режиме для файлов Excel — основная выгрузка деталей производится именно в данные файлы. А также в рамках проекта рассмотрена проблема оптимизации поиска для ПК малой мощности. В связи с большим количеством данных располагающихся на ПК специалистов цехов и отделов, существует необходимость постоянного поиска информации по компьютеру, но большинство ПК со слабой производительностью не поддерживают функцию поиска по диску или большим папкам.

Основная цель и сутьность предлагаемого проекта: использование разработанных и протестированных на НАЗ «Сокол» мини-программ для анализа и управления большими объемами данных в автоматическом режиме для файлов Excel, а также поиска файлов любого формата.

Стадия развития проекта на момент составления конкурсной работы:

- мини-программы написаны;
- протестированы на слабом ПК;
- работают, как от них ожидается (выдают путь до файла).

Данный проект значительно сокращает время (с 1 дня до 1-й и меньше) работников ИТР при поиске необходимых файлов для работы или корректировки.

При больших объемах данных (несколько тысяч позиций) программа позволяет сократить время обработки информации с 7 дней до 1-2 минут.

Мероприятия для реализации проекта:

- предложить пользователям опробовать функционал;
- установить Python 3.11;
- установка модуля `orepruxl` 3.1.2;
- скопировать и вставить пакет программ на рабочий стол (не требует установки и занимает места меньше 1 Мб).

Средства, необходимые для реализации проекта:

- установка или обновление Python до версии 3.11 (менее 60 Мб);
- установка модуля `orepruxl` 3.1.2 (менее 10 Мб);
- размещение папки на рабочем столе.

Параметрический синтез маломощной потенциометрической следящей системы

Батаева Е.Ю., Гречкин Н.Л.

Научный руководитель — Шишлаков В.Ф.

ГУАП, г. Санкт-Петербург

В настоящее время наиболее бурно развивающимися областями исследований теории автоматического управления являются нелинейный и стохастический анализы. Такой интерес обосновывается тем, что большинство физических процессов в природе и систем реального мира являются нелинейными, а также подвержены случайным возмущениям, т. е. стохастическим. В современной теории автоматического управления имеется большое количество методов и исследований, посвященных вопросам синтеза нелинейных САУ, однако не разработано

единого подхода, который позволял бы синтезировать нелинейную САУ любой сложности. Также трудности при решении задачи синтеза нелинейных САУ возникают и при построении адекватной математической модели, поскольку данный вопрос связан с идеализацией свойств как элементов системы управления, так и САУ в целом. Известно, что при построении математической модели должны сохраняться все основные и наиболее существенные черты и свойства синтезируемой САУ, при наличии в САУ нелинейных элементов данное положение связано с выбором правильным выбором аппроксимации. В данной работе предлагается использовать полиномиальную аппроксимацию. Сама задача синтеза рассматривается на примере малоомощной потенциометрической следящей системы, содержащей в своем составе нелинейный и импульсный элементы. В качестве математического аппарата рассматривается обобщенный метод Галеркина, который позволяет с единых методологических, математических и алгоритмических позиций решать задачу синтеза САУ произвольно высокого порядка. Приводятся математические и графические результаты.

Реализация перехода от дифференциальных эллиптических уравнений в частных производных к обыкновенным дифференциальным уравнениям

Гончарова В.И.

Научный руководитель — Шишлаков В.Ф.

ГУАП, г. Санкт-Петербург

Разработка системы автоматического управления любым достаточно сложным техническим объектом представляет собой длительный многоплановый процесс, одним из основных этапов является построение адекватной математической модели объекта управления. Выбор математической модели объекта так или иначе связан с идеализацией его математического описания, которая предполагает выделение главных закономерностей в поведении объекта и пренебрежение второстепенными связями и эффектами с учетом ожидаемых условий его физики функционирования в реальной системе. Если в системе регулирования нагревом стержня в печи реализовать переход от присущим системам с распределенными параметрами дифференциальных уравнений в частных производных к обыкновенным дифференциальным уравнениям, то наиболее целесообразно рассматривать систему как линейную систему с запаздывающим аргументом.

Следует отметить, что такая процедура является весьма полезной, поскольку алгоритмы для эффективного решения обыкновенных дифференциальных уравнений разработаны значительно лучше по сравнению с алгоритмами прямого решения дифференциальных уравнений в частных производных.

В работе представлена возможная реализация перехода от дифференциальных уравнений в частных производных к обыкновенным дифференциальным уравнениям для решения задачи параметрического синтеза систем автоматического управления с распределенными параметрами. В качестве математического аппарата используется метод разделения переменных (Фурье), а также получение матриц пространства состояний с целью получения передаточной функции системы автоматического управления с распределенными параметрами.

Обнаружение на радиолокационных изображениях общих областей и выделение изменившихся участков

Дмитриев И.Н.

АО «ФНПЦ «ННИИРТ», г. Нижний Новгород

Консультанты: Ярцев И.М., Жарков Д.С.

Научный руководитель — Милов В.Р., НГТУ им. Р.Е. Алексеева, г. Нижний
Новгород

В данной статье представлен метод обнаружения общих областей и выделения изменившихся участков на РЛИ, который основан на использовании алгоритмов машинного обучения и анализа текстурных характеристик изображений. РЛИ (радиолокационное изображение) является важным инструментом военной и гражданской сферы, используется для обнаружения объектов. Авторы провели исследования на наборе данных, полученных в разное

время. Предложенный метод был протестирован на этом наборе данных и показал высокую точность и эффективность в обнаружении изменений на РЛИ. В частности, метод позволяет выявлять общие области на изображениях, которые не изменялись, а также выделять участки, которые изменились.

Для достижения этих результатов авторы использовали алгоритмы машинного обучения, которые позволяют автоматически определять характеристики изображений и выделять наиболее значимые участки. Кроме того, были использованы методы анализа текстурных характеристик изображений, которые позволяют определять сходства и различия между изображениями. Результаты исследования могут быть полезными для систем военного и гражданского назначения, так как позволяют автоматически обнаруживать изменения на РЛИ и выделять наиболее значимые участки. Это может быть полезно для обнаружения потенциально опасных объектов или изменений в окружающей среде.

Внедрение дополненной реальности в производственные процессы авиационного завода

Залата Р.В., Никитина В.О.

Филиал ПАО «ОАК» — КнААЗ им. Ю. А. Гагарина, г. Комсомольск-на-Амуре

Актуальность проблемы. Для производства изделий на авиационном заводе используются бумажные техпроцессы, а они сложны для восприятия человека и могут привести к ошибкам при выполнении. В свою очередь, допущение ошибок часто является причиной дефектной продукции и снижения производительности труда. Возможность осознавать и обрабатывать информацию ограничена нашими умственными способностями, и каждая выполняемая нами мыслительная операция снижает способность одновременно выполнять другие задачи. Мы работаем над упрощением восприятия техпроцесса и разрабатываем решение, которое позволит выводить в поле зрения исполнителя поверх объектов реального мира наглядные визуализации и пошаговые инструкции.

Цель проекта: выводить рабочему интерактивные 3D-руководства в зоне его работы средствами технологий дополненной реальности для достижения следующих эффектов:

- Сокращение времени визуального контроля через наложение цифровой модели на физическую при входном контроле и общетехническом осмотре. Рабочий увидит на изделии голограммы монтажей в тех местах, где они должны быть установлены. Ему необходимо убедиться в их наличии и правильности установки.

- Сокращение времени выполнения изготовления и контроля жгутов. Для участка изготовления и монтажа жгутов разрабатывается решение на базе проекторов для просеивания стенда изготовления жгутов и подсветки трассы укладки провода. В результате ожидается сокращение времени на подготовку стенда и доли человеческих ошибок в процессе прокладки проводов. На текущий момент разработанное ПО «Визуализатор жгутов» находится на стадии тестирования.

- Сокращение времени выполнения операций покраски изделия. Возможность вывести голограмму в точно заданной позиции на физическом изделии позволит наложить разметку без моделирования 2D-трафаретов, их печати, вырезания пикселей, ручного размещения трафарета на обшивке самолета, приклеивания и выборочную проверку точности положения трафарета с помощью лазерного трекера. Вместо этого наше решение наложит разметку через проекторы, по которой можно обклеивать не закрасиваемые участки, сама проекция обеспечит визуальный контроль соответствия закрасиваемых участков.

Апробация решения проводилась в ноябре 2020 года при просеивании контуров пикселей для подготовки к покраске Су-57.

В июле 2022 года были успешно проведены испытания проектора на изделии Су-57 под крылом и на киях. Испытания позволили сформировать предварительные требования к проектору и выявить неточности в алгоритмах динамического просеивания.

Для создания системы позиционирования и трекинга была проведена закупка оборудования по инфракрасным сигналам (Vive Tracker 2.0 и базовые станции). Точность обеспечивается в диапазоне 0,5–1,13 мм. Данное решение будет применяться для просеивания контуров покраски и для обеспечения планшетов высокоточной системой трекинга при проведении общетехнического осмотра.

Для размещения голограммы были реализованы алгоритмы позиционирования. На данный момент наша система предусматривает три типа позиционирования:

- Позиционирование по маркеру требует с высокой точностью установить маркер в заранее подготовленную позицию. Любые отклонения маркера (наклон, поворот) приведут к значительным отклонениям голограммы на расстояниях более 1 м от маркера. Этот способ можно применять для контроля наличия монтажей. Преимущество этого метода в простоте использования — достаточно установить маркер в конкретное место на изделии, и для позиционирования нужно только навести камеру, посмотреть на маркер.

- Позиционирование по опорной сети требует с помощью маркера задать 3 и более точек в противоположных частях модели и указать их на физическом изделии. Этот способ является высокоточным и позволяет устанавливать точки с небольшой погрешностью. Однако если между точками значительное расстояние, то точность снижается из-за погрешности алгоритма отслеживания перемещения (SLAM). Мы использовали этот метод для мотогондолы изделия Су-57, где невозможно приложить маркер из-за трубопроводов. А с помощью шупа с маркером точки устанавливаются в труднодоступных местах (к креплениям среди трубопроводов).

- Позиционирование по 3D-моделям требует подготовить модель, которая соответствует текущему состоянию изделия, то есть использовать технологическую сборку. Чтобы обеспечить работу на разных этапах сборки в процесс трекинга, добавлена функция исключения компонентов, которых еще нет на изделии, и добавления новых компонентов, которые появились на следующих этапах сборки. Эта же функция в будущем позволит автоматически определять наличие монтажей. Позиционирование по 3D-модели является высокоточным и может применяться для мелкогабаритных и крупногабаритных изделий. На планшете с помощью этого метода накладывались размеры на детали изделия Су-57 габаритом до 40 см, на видео-очках накладывались монтажи на отсек Ф4 изделия Sukhoi SuperJet-100.

Для дополненной реальности требуются данные, которые можно наложить поверх физического изделия, и лучшим решением стало создание 3D-эскизов. В ходе разработки AR-решения для проведения общетехнического осмотра центроплана применялась 3D-модель, которая оказалась слишком «тяжелой» для загрузки на планшеты. Поэтому было решено разделить модель на 3D-эскизы согласно определенным технологическим операциям по ОТО, а также 3D-эскизы, содержащие точки позиционирования.

Для создания 3D-эскизов был разработан свой модуль 3D-эскизирования под NX, который сейчас используется технологами в ходе написания техпроцессов, создании карты эскизов и формировании комплектовочных карт. В каждом 3D-эскизе задаётся обстановка, база, монтажи, 3D-аннотации, размеры, другие элементы ТУ и анимация, которые выводятся в дополненной реальности.

В итоге контроллер может загрузить на планшете нужные 3D-эскизы и увидеть 3D-компоненты для каждого выбранного 3D-эскиза. Для планшетов данная работа реализуется по техзаданию УТК по адаптации мобильного АРМ контрольного работника под дополненную реальность.

Также для проверки комплектации, правильности установки техсборки, контроллер может просмотреть описание нужных 3D-компонентов, а также описание аннотаций, где указывается их количество или описание.

В случае обнаружения несоответствий контроллер регистрирует дефект с указанием его фотографий, свойств и описания. Дефекты привязываются к определенному месту внутри 3D-модели, в результате можно наглядно увидеть место дефекта.

Подводя итог можно сказать, что разработанные решения по дополненной реальности показали свою работоспособность и доказали перспективу повышения экономических показателей от внедрения.

Также в будущем планируется разработать визуализатор клепальных карт для операций: непоклеп для ИАС, непоклеп по ТУ, непоклеп (сверловка), установка технологического крепежа.

В отечественном авиастроении нет примеров внедренных решений дополненной реальности. На данном этапе мы разрабатываем прототипы под конкретные задачи, испытываем их на практике и доводим решение до полноценного продукта.

Способ адаптивной коррекции усилия на рычаге управления тангажом в системе ограничения предельных режимов маневренного самолета

Ивашков С.С.

Научный руководитель — Верещиков Д.В.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж»

Конкурсная работа посвящена разработке способа адаптивной коррекции усилия на рычаге управления тангажом в системе ограничения предельных режимов маневренного самолета для обеспечения выдерживания допустимых значений угла атаки и нормальной перегрузки в широком диапазоне высот и скоростей полета.

Целью исследования, результаты которого представлены в работе, заключается в повышении эффективности применения маневренных самолетов путем предотвращения потери устойчивости, управляемости, разрушения конструкции в результате выхода за пределы эксплуатационных ограничений. Для достижения поставленной цели в рамках выполнения работы решен следующий ряд частных задач:

1. Проведен анализ результатов исследований и технических решений в части выдерживания ограничений по углу атаки и нормальной перегрузке.

2. Разработана комбинированная аналитико-имитационная модель динамики полета маневренного самолета с системой ограничения предельных режимов при выполнении различных целевых задач пилотирования с применением модели управляющих действий летчика, основанной на применении нечеткой логики.

3. Разработана методика оценки эффективности применения маневренного самолета с системой ограничения предельных режимов при выполнении вывода из пикирования, выражающей спирали и посадки.

4. Разработан способ адаптивной коррекции усилия на рычаге управления тангажом в системе ограничения предельных режимов маневренного самолета.

Научная новизна разработанного способа адаптивной коррекции усилия на рычаге управления тангажом заключается в том, что расчет угла атаки и нормальной перегрузки, при достижении которых происходит срабатывание ограничителя, производится на основе определения запасов текущих угла атаки и нормальной перегрузки до максимально допустимых значений, оценки текущих положений рычага управления и значения скорости крена самолета, что позволяет вычислить момент подключения дополнительного пружинного загрузителя и предотвратить выход самолета за пределы эксплуатационных ограничений.

Практическая значимость работы заключается в обеспечении выдерживания эксплуатационных ограничений при пилотировании маневренного самолета на предельно допустимых по условиям безопасности полета значениях угла атаки и нормальной перегрузки за счет применения разработанного способа адаптивной коррекции усилия на рычаге управления тангажом.

Применение цифрового костюма для нормирования технологических операций

Крюкова А.К.

Научный руководитель — Антипов Д.В.

Самарский университет, г. Самара

В современном мире каждый процесс стараются оптимизировать за счет применения цифровых технологий. Новые изобретения для сокращения времени работ коснулись и процесса нормирования технологических операций. Так, был изобретен костюм цифрового киберфизического захвата движения, который позволяет значительно ускорить и улучшить процесс нормирования и контроля технологических операций.

Работа этого изобретения основывается на использовании передовых технологий виртуальной реальности и системы захвата движения. Костюм состоит из датчиков, которые регистрируют каждое движение человека, а затем передают полученные данные компьютеру. Компьютер преобразовывает данные в трехмерную модель, позволяя в режиме реального времени контролировать и нормализовать технологические операции.

Применение такого костюма дает множество преимуществ. Во-первых, он значительно сокращает время, требуемое для нормирования операций. Вместо многократного тестирования

и корректировки операций на производстве, достаточно всего лишь одного прогона в виртуальной среде. Это значительно экономит время и средства компании.

Кроме того, костюм цифрового киберфизического захвата движения позволяет детально анализировать каждую операцию. Благодаря трехмерной модели и возможности взаимодействия с ней специалисты могут выявить и исправить любые ошибки или несоответствия в процессе работы. Это повышает качество продукции и снижает вероятность возникновения отказов.

Костюм также способствует улучшению обучения работников. Он позволяет новичкам быстрее освоиться в процессе работы, получить навыки и опыт безопасного и эффективного выполнения операций. Это снижает риск производственных несчастных случаев и повышает производительность труда.

В целом, костюм цифрового киберфизического захвата движения является значимым нововведением в области оптимизации и нормирования технологических операций. Его применение позволяет значительно сократить время, повысить качество и улучшить безопасность процесса работы. Это важный шаг в развитии цифровых технологий и современного промышленного производства. В статье будет разобрана работа этого изобретения и показано, как его можно будет применить, а также, какие преимущества он дает.

Разработка высокоавтоматизированной платформы для разработчиков колесного транспорта

Петрухин В.А., Балабанова В.А.

МАИ, г. Москва

Представлены результаты разработки универсального высокоавтоматизированного беспилотного наземного транспортного средства (БНТС) с возможностью достижения достаточной унифицированности основных конструктивных решений и принципов построения основных систем его бортового навигационно-управляющего комплекса (НУК) применительно к использованию такого БНТС как базового в различных областях применения. Одной из актуальных проблем создания БНТС является унификация принципов построения систем для обеспечения высокой степени автономности, высокой точности навигации, безопасности движения и группового взаимодействия, мобильности, надежности, а также проблема реализации основных функциональных возможностей с использованием общности конструктивных решений. Целью настоящего проекта в рамках решения этих проблем является разработка высокоавтоматизированного базового БНТС. Это базовое БНТС может дорабатываться структурно, конструктивно, информационно в зависимости от функционального назначения БНТС. Задачей проекта и его конечным результатом является разработка принципов построения основных систем БНТС, создание конструкции базового БНТС в целом, как элемента логистического коридора для перемещения грузов стандартизированного формата между воздушным судном и складским терминалом аэропорта. Оперативное внедрение данной разработки обусловлено необходимостью уменьшения издержек в условиях санкционных ограничений, приведших к резкому снижению доходов отрасли авиационных перевозок; необходимостью импортозамещения высокотехнологичной техники, используемой для погрузки, разгрузки и транспортировки грузов в рамках пассажирских и грузовых терминалов аэропортов; возможным ростом потенциальной угрозы террористической направленности на территории российских аэропортов. Такое базовое БНТС может использоваться как платформа для разработки БНТС, предназначенных для эксплуатации на других площадках — промышленных и транспортных предприятиях, в городской инфраструктуре. Эта цель может быть достигнута на основе решения задач разработки унифицированной конструкции БНТС с НУК и его программно-аппаратного обеспечения систем: навигации и ориентации в пространстве инфраструктуры аэропорта; автономного траекторного управления платформой с функцией формирования маршрута, с функцией распознавания и объезда статических и динамических препятствий и перестроения маршрута при их наличии, а также систем: технического зрения для поддержки навигационных решений и интеллектуальной системы распознавания изображений; связи с транспортно-коммуникационной системой аэродрома; телеуправления платформой (при необходимости); контроля ее бортовых систем и маршрута; оценки распределения массы и лобового сопротивления транспортируемого груза.

Для базового БНТС, оснащенного НУК, завершена разработка технического проекта. Разработана рабочая конструкторская документация (РКД) БНТС и на модули блоков систем НУК, а также на контейнеры, в которых они устанавливаются. Предложены алгоритмы НУК, как основа формирования программных библиотек — алгоритмы автономного управления движением базового БНТС, алгоритмы навигации и ориентации БНТС, алгоритмы обнаружения препятствий. Разработаны комплект базовых программных библиотек НУК: библиотека навигационных алгоритмов; библиотека протоколов связи с транспортно-коммуникационной системой аэропорта в том числе реализации обмена сообщениями между НУК и пультом оператора; библиотека управления траекторией движения; библиотека обнаружения препятствий; библиотека технического зрения; библиотека записи логов и телеметрии; библиотека обновления программного обеспечения. Оборудование БНТС и комплектующие НУК прошло тестирование, представлены результаты. В проекте представлено описание структуры и алгоритмов программного обеспечения, а также описание аппаратной структуры БНТС оснащенного НУК. Представлены разработанные в среде Fusion 360 трехмерные модели конструкции БНТС. Приведены результаты моделирования движения макета БНТС с НУК в процессе движения по траектории, а также результаты экспериментальных исследований.

Методика формирования алгоритма стабилизации малогабаритного самолета

Розанова У.А.

Научный руководитель — Третьяков А.В.

Университет «Дубна», г. Дубна

Задачей работы является демонстрация применения методов математического анализа и теории управления для проектирования системы стабилизации малогабаритного самолета (МС). В работе построена структурная схема математической модели продольного канала управления контура стабилизации (КС) МС, определены соотношения, описывающие работу модели в виде системы дифференциальных уравнений. Для обеспечения возможности исследовать устойчивость контуров управления методом переходных процессов, путем задания единичного возмущающего воздействия, произведена линеаризация уравнений системы методом малых возмущений [1]. Определены значения динамических коэффициентов в исследуемом продольном канале стабилизации [2]. Для построения области устойчивости КС проектируемого самолета на этапе предварительной оценки его летно-технических характеристик использован метод Д-разбиения [3]. Данный метод дополнен графической иллюстрацией запасов устойчивости по амплитуде и фазе, рассчитанных с помощью критерия устойчивости Найквиста [4, 5, 6]. Учтено влияние на формирование области устойчивости рулевого привода и датчика угловых скоростей [7]. Предложенная методика с помощью логарифмической формы критерия Найквиста позволяет также оценивать запасы устойчивости в частотной области функционирования исследуемой системы [8]. В качестве допустимых минимальных значений запасов устойчивости по амплитуде и фазе приняты рекомендации ЦАГИ [9].

Для проведения вычислений составлена программа на языке Matlab. По результатам работы приводятся рекомендации по выбору коэффициентов усиления для проектируемой системы, состоящей из двух контуров стабилизации, работающих по сигналам:

- свободного гироскопа (СГ);
- датчика угловых скоростей (ДУС), причем ДУС, помимо измерения угловой скорости в продольном канале, выполняет демпфирующую функцию в системе стабилизации.

Работа может быть использована при исследовании характеристик устойчивости и управления процессами балансировки МС [10].

Литература

1. Чепурных И.В. Динамика полета самолетов. Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КНАГТУ», 2014 – 112 с.
2. Ефремов А.В. Динамика полета. / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко и др.; под ред. Г.С. Бюшгенса — М.: Машиностроение, 2011, 776 с.
3. Ким Д. П. Теория автоматического управления — М.: Юрайт, 2023. — 276 с.
4. Абадеев Э.М., Ляпунов В.В. Динамическое проектирование систем автономного управления беспилотными летательными аппаратами. Дубна: Государственный университет Дубна, 2017, 265 с.

5. Гусейнов А.Б. Проектирование систем управления крылатыми ракетами / А.Б. Гусейнов, В.В. Ляпунов, В.Н. Трусов, М.: МАИ. – 192 с.
6. Третьяков А.В. Исследование и отработка цифро-аналоговой адаптивной системы управления беспилотного летательного аппарата. / А.В. Третьяков, С.П. Сеница. // Журнал «Труды МАИ», 2011, выпуск №45, URL: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=25521>. Дата обращения: 23.09.2023.
7. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – С-Пб.: ГИЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2009, 280 с.
8. Востриков А.С., Французова Г.А. Теория автоматического регулирования. – М.: Юрайт, 2019. – 279 с.
9. Авиация общего назначения рекомендации для конструкторов / под ред. В.Г. Микеладзе. – Жуковский: ЦАГИ, 1996, 300 с.
10. Третьяков А.В. Способ адаптивного управления продольным движением малогабаритного самолета с ограничением сигнала интегральной компоненты. / Э.М. Абадеев, О.И. Пискунова, А.В. Третьяков // Труды МАИ 2022 №124. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=167101>. Дата обращения 23.09.2023.
11. Airfoil Tools: сайт. – URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=rae2822-il> (дата обращения: 23.09.2023)

Математическая модель цифровой релейной электромеханической системы управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя

Ронжин И.В.

Научный руководитель — Белоногов О.Б.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев

Конкурсная работа содержит результаты разработки математической модели динамики цифровой релейной системы управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя пилотируемого транспортного корабля. В основу разработки математической модели системы положены математическая модель магнитоэлектрического двигателя (электродвигателя с возбуждением от постоянных магнитов), математическая модель двухприводной электромеханической рулевой машины, а также математические модели электромеханических приводов и систем. В работе проводится декомпозиция цифровой релейной электромеханической системы на составляющие функциональные элементы. Делаются расчеты параметров составляющих функциональных элементов системы. Выполняется агрегирование нелинейной математической модели динамики цифровой релейной электромеханической системы. Приводятся результаты апробации разработанной математической модели динамики такой цифровой релейной электромеханической системы для варианта ее эксплуатации с функционированием одного из магнитоэлектрических двигателей рулевой машины и нахождением второго магнитоэлектрического двигателя в «холодном» резерве и для варианта ее эксплуатации с функционированием обоих магнитоэлектрических двигателей.

Разработанная математическая модель динамики системы управления вектором тяги позволяет рассчитать оптимальные по критерию электропотребления алгоритмы управления движением космического аппарата для различных участков траектории полёта. Результаты апробации математической модели подтвердили возможность удержания камеры маршевого двигателя космического аппарата в нейтральном положении на участке выведения космического аппарата ракетой-носителем с помощью одного работающего электродвигателя рулевой машины и возможность управления положением камеры сгорания маршевого двигателя космического аппарата на окололунных орбитах без уменьшения точности и быстродействия системы управления, а также управления положением камеры маршевого двигателя космического аппарата с помощью двух работающих электродвигателей рулевой машины на окололунных орбитах. Вместе с тем, одновременное использование двух электродвигателей позволяет производить вибрационную линеаризацию электропривода путём выдачи команд управления на один из электродвигателей и подачи высокочастотного периодического сигнала малой амплитуды на второй электродвигатель для устранения сухого трения покоя электропривода системы. Данный метод позволяет повысить точность управления вектором

тяги камеры маршевого двигателя космического аппарата, а также снизить электропотребление приводов системы управления.

Алгоритмы комплексной навигационной системы беспилотного летательного аппарата с применением системы технического зрения

Савкин А.В., Антонов К.А., Рябинкин М.С.

Научный руководитель — Антонов Д.А.

МАИ, г. Москва

Современные общемировые тенденции развития авиации все больше направлены на расширение области применения беспилотных авиационных систем (БАС). Это обусловлено, в том числе, широким спектром возможных режимов работы и условий эксплуатации БАС. Для обеспечения функционирования БАС их бортовыми средствами должна решаться навигационная задача. В настоящее время в рамках работ по внедрению БАС в общее воздушное пространство в России и за рубежом разрабатываются технические и нормативно-правовые документы, регламентирующие, в том числе, требуемые характеристики навигационного обеспечения БАС при их эксплуатации на этапе посадки и в различных зонах навигации.

Согласно этим документам, для обеспечения полетов БАС в качестве основного средства навигационных измерений или в качестве основного корректора инерциальной навигационной системы (ИНС) должна применяться аппаратура спутниковой навигации (АПСН) глобальной навигационной спутниковой системы. Однако АПСН подвержена влиянию ряда факторов, которые вносят существенные погрешности в измерения или приводят к отказу АПСН, среди них:

- естественные погрешности, обусловленные воздействием атмосферы или радиосигналов от окружающих объектов (многолучевость);
- искусственные зашумления или искажения сигналов.

Задача противостояния этим возмущающим факторам приводит к задачам повышения уровней помехозащищенности и автономности навигационного решения, что особенно актуально для БАС, эксплуатируемых в условиях плотной городской застройки или сложной электромагнитной обстановки. Популярным путем решения такой задачи за последние десятилетия стало использование систем технического зрения (СТЗ) в навигации, в частности, видеокamer, что обусловлено развитием оптических датчиков, их миниатюризацией и удешевлением, развитием методов обработки изображений, в том числе, с применением элементов искусственного интеллекта. Представляется вероятным, что в обозримом будущем требования к таким системам будут включены в соответствующие документы, регламентирующие требования к оснащению БАС для эксплуатации в общем воздушном пространстве. В контексте применения СТЗ для решения задачи навигации БАС (в том числе, автономной) выделяются два основных направления исследований и разработки:

- 1) Разработка и совершенствование методов одновременной картографии и навигации Simultaneous Localization and Mapping (SLAM);
- 2) Разработка и совершенствование методов навигации, основанных на сопоставлении видеокadra с эталонной картой, составленной, например, на основе снимков дистанционного зондирования Земли.

В настоящей работе предлагается алгоритм комплексной обработки информации, ключевой особенностью которого является использование комбинации методов одновременной картографии и навигации SLAM и методов навигации, основанных на сопоставлении видеокadra с эталонной картой. Это становится возможным благодаря использованию одинакового набора алгоритмов для формирования и обработки измерений и синтезу алгоритмов комплексной обработки информации всех доступных измерителей. Такой алгоритм может применяться при разработке комплексных навигационных систем БАС, обладающих повышенными требованиями в части точности и надежности навигационного решения в автономном режиме.

В работе приводится обзор алгоритмов и методов, в том числе, авторских, использованных для синтеза алгоритмов комплексной обработки информации. Показано, что использование такого подхода к построению комплексной навигационной системы БАС позволяет существенно ослабить ограничения, характерные для каждого метода автономной навигации отдельно, и повысить точность автономного навигационного решения.

В рамках работы разработано программно-математическое обеспечение и проведено имитационное моделирование предлагаемого комбинированного алгоритма, которое показывает принципиальную работоспособность и применимость использованного подхода для построения автономного навигационного комплекса БАС.

При этом были выявлены некоторые ограничения и особенности примененного подхода, среди них:

1) Выбор алгоритма формирования измерений является нетривиальной задачей и зависит от условий эксплуатации конкретного БАС;

2) Включение алгоритма навигации по карте в некоторых условиях может приводить к дальнейшему снижению точности навигационного решения;

3) Дисперсии ошибок оценок фильтра Калмана при использовании SLAM снижаются с течением времени при фактическом снижении точности навигационного решения. Эта особенность характерна для SLAM на основе расширенного фильтра Калмана, но в рамках разработанного алгоритма может приводить к снижению вероятности успешного поиска местоположения на карте.

Научно-методический аппарат технического диагностирования заглубленных кабельных линий электропередачи с применением беспилотного летательного аппарата

¹Спирягин В.В., ²Сюрсин Е.С., ²Калитаев А.В.

¹МАИ, г. Москва, ²Военная академия РВСН имени Петра Великого

В работе представлены результаты совершенствования системы технического диагностирования (ТД) заглубленных кабельных линий (КЛ) электропередачи с применением беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Предложен новый подход к ТД заглубленных КЛ, позволяющий за счет обработки полученных в ходе диагностики статистических данных напряженности магнитного поля с применением БПЛА, определить техническое состояние КЛ, а также провести локализацию места неисправности на местности.

Предложен способ ТД заглубленных КЛ электропередачи с применением БПЛА, а также результаты экспериментального определения эталонных значений напряженности магнитного поля над КЛ, показавшие удовлетворительную сходимость с теоретическими данными.

На основе разработанного способа предложена методика ТД заглубленных КЛ электропередачи с применением БПЛА, которая с учетом сбора исходных данных о диагностируемой КЛ и анализа ситуационных особенностей планируемого периода эксплуатации позволяет повысить достоверность информации о техническом состоянии КЛ электропередачи, сократить время поиска неисправностей на КЛ, и тем самым повысить коэффициент готовности системы электроснабжения к применению по назначению на 20 %. Приведено решение частной задачи исследования, заключающейся в необходимости выявления и устранения ошибок в работе винтомоторной группы БПЛА в ходе длительной эксплуатации, реализованное посредством разработанного испытательного стенда для настройки беспилотных летательных аппаратов мультироторного типа.

Цифровой источник питания

Чубарев С.А., Светлаков В. А.

Научный руководитель — Гарюн В.И.

Консультант: Суровцев А. Е.

АО «НПО автоматики», г. Екатеринбург

В современном мире развитие технологий не стоит на месте и большой толчок в развитии получают устройства с использованием микроконтроллерного управления. Достаточно посмотреть вокруг себя — и мы увидим, что почти в каждой вещи, окружающей нас, используются микроконтроллеры, уже сложно удивить людей роботом-пылесосом и чайником с wi-fi. Также в последние пару лет мы всё чаще можем услышать про различные встраиваемые системы и системы «умный дом». Помимо простоты и удобства в использовании данные устройства имеют большой потенциал в эксплуатации, благодаря чему можно производить быстродействующие системы со сложным управлением и обеспечивающих широкий спектр

дополнительных возможностей, которые не могут дать уже устаревающие аналоговые устройства, которые продолжают использоваться во многих областях промышленности, таких как космическая, военная отрасль.

Несмотря на огромное разнообразие различных устройств, есть в них одна общая деталь, без которой не будет работать ни одно устройство — это источник питания. С каждым годом происходит развитие источников питания с огромных аналоговых в маленькие цифровые. Но, к сожалению, в промышленности длительное время развитие цифровых источников электропитания находилось на уровне концептуальной идеи. Считалось, что аналоговые источники питания являются надёжными и незаменимыми на промышленных производствах, в военной и космической отраслях. Большой опыт безотказного использования и простота изготовления аналоговых источников питания не сподвигали разработчиков к развитию и переходу к более сложным для разработки, но более эффективным и дающим широкий простор реализаций различных схем управления цифровым источникам питания.

В данной статье описывается структура цифрового источника питания, разрабатываемого для ракетно-космической отрасли. Внедрение микроконтроллерного управления позволило получить дополнительные диагностические функции. При этом возможность изменения выходных параметров цифровых источников питания делает данный источник универсальным и позволяет использовать его при решении разных задач.

Адаптивная система управления ускорителем заряженных пылевых частиц

Шестаков Д.А., Григорьев Д.П., Сухачёв К.И.

Самарский университет, г. Самара

В данной работе рассматривается новый подход к управлению ускорителем заряженных пылевых частиц микронного диапазона. Целью работы является увеличение эффективности ускорения пылевых частиц, повышения информативности в ходе экспериментов и гибкости управления всех ключевых напряжений ускорителя.

Основной акцент делается на внедрении нового принципа формирования импульсов трубок дрейфа динамического ускорителя, а именно прогнозирование положения частицы в тракте ускорителя, основываясь на данных, полученных из измерительной линейки: величину ускорения при прохождении частицы через одну секцию трубок дрейфа и скорость частицы на входе в тракт секции динамического ускорителя. Данное изменение позволяет формировать импульсы необходимой длительности для каждой трубки дрейфа отдельно, при этом подстраиваясь под каждую новую частицу, что в свою очередь позволяет увеличить динамический диапазон ускорителя и его эффективность, а также проводить селекцию частиц с нежелательными параметрами, затормаживая их в тракте динамического ускорителя.

Для оптимизации управления предлагается увеличить точность и стабильность формирования ключевых напряжений ускорителя, внедрить для них обратную связь и использовать централизованное управление. Данное изменение позволяет внедрить в управление обучаемую нейронную сеть, позволяющую в реальном времени изменять формируемые напряжения и длительности импульсов для получения частиц с необходимыми параметрами на выходе из тракта. Также стоит отметить, что полученная нейронная сеть поможет выделить как исследуемые, так и новые зависимости характеристик частиц и параметров ускорителя, что позволит повысить информативность экспериментов и, возможно, найти новые особенности в моделировании частиц микронного диапазона и принципах ускорения.

Цифровая платформа предиктивной аналитики промышленного предприятия.

Внедрение модуля автоматизированной идентификации «свой — чужой»

Яковлева К.П., Терехов А.А.

Научный руководитель — Сиволодский К.А.

Филиал ПАО «ОАК» — КнААЗ им. Ю.А. Гагарина, г. Комсомольск-на-Амуре

Цифровая трансформация экономики страны не могла не затронуть наше предприятие — Комсомольский-на-Амуре авиационный завод им. Ю. А. Гагарина, информационно-технологический ландшафт которого требует не просто развития, но революции. Поэтому был

дан старт новым амбициозным проектам. Одним из таких проектов является «Цифровая платформа предиктивной аналитики промышленного предприятия»: в своем содержании он охватывает множество процессов, а конечный эффект от внедрения сложно оценить, дав волю даже самым смелым фантазиям.

Пилотный проект предусматривает внедрение системы видеоаналитического контроля нахождения сотрудников на рабочем месте, контроль нахождения людей в зонах отработки самолета, работу с архивными видеозаписями, обследование и оценку внедрения специализированных сценариев использования машинного зрения.

В рамках работы по реализации проекта «Цифровая платформа предиктивной аналитики промышленного предприятия» было принято решение о необходимости внедрения видеоаналитической системы по распознаванию событий и сотрудников. Этот проект органично встраивается во все процессы преобразования — от текущего состояния до «цифрового предприятия». При реализации работы в ходе проекта выявляются и устраняются последовательно все пережитки прошлого, архаизмы и несовершенства, повышается процессная зрелость и оптимизируются алгоритмы принятия управленческих решений.

Техническая реализация проекта направлена на интеграцию всех имеющихся информационных систем вне зависимости от платформ, на которых они реализованы: видеонаблюдение, системы контроля производственного расписания и выполнения нормированных заданий, СКУД, СУРВ, 1С и др.

Итогом внедрения проекта должен стать единый аналитический центр контроля и управления производственными процессами, переход к «цифровому предприятию» с внедренными элементами искусственного интеллекта на всех этапах производства.

Показателями эффективности проекта следует считать оптимизацию бизнес-процессов, рост уровня корпоративной культуры, выявление неэффективных методов в работе, повышение социальной ответственности.

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

Нетрадиционные методы изготовления прототипов антенн и устройств СВЧ

Бадаев П.А.

Научный руководитель — Кондратьева С.Г.

МАИ, г. Москва

В данной работе рассматриваются различные способы создания прототипов антенн и устройств СВЧ, а именно нанесение покрытия на первично созданные каркасы, изготовленные при помощи трёхмерной печати пластиком. Были рассмотрены следующие методы: нанесение токопроводящей краски (графит, медь, серебро), оклеивание фольгой, химическая металлизация диэлектриков при помощи активатора на хлориде палладия, а также гальванизация после создания первичного проводящего покрытия. Для сравнения результатов, полученных при различных способах изготовления прототипов, было произведено измерение параметров антенн, полученных нетрадиционными способами и антенны, изготовленной классическим методом при помощи гибки из цельного листа металла. Измерения проводились в безэховой камере и были сняты следующие параметры: КСВ, диаграмма направленности и коэффициент усиления. Проведя анализ полученных данных, мы заметили высокую электродинамическую схожесть полученных образцов, что позволяет полагать о пригодности этих методов для изготовления первичных прототипов.

Программа оценивания достоверности проверок интервальных диагностических признаков

Галиев Р.Н.

Научный руководитель — Копкин Е.В.

ВКА им. А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Предлагается многоальтернативная процедура оценивания достоверности проверок диагностических признаков, особенно интервальных, в контексте, где число возможных исходов таких проверок значительно превышает два. Эта задача становится особенно актуальной в условиях отсутствия информации о вероятностях ошибок первого и второго рода. В статье представлен пример реализации данной процедуры.

Достоверность диагностирования, определенная как степень соответствия результатов диагностирования реальному техническому состоянию объекта, является ключевым фактором в обеспечении эффективного функционирования сложных технических систем. Правильная интерпретация результатов диагностики критически важна, учитывая высокую стоимость ошибок в этой области. Существующие методики синтеза оптимальных программ диагностирования, как правило, ориентированы на бинарные диагностические признаки и требуют заранее известных вероятностей ошибок.

Однако многие технические системы характеризуются непрерывными, интервальными признаками, для которых необходима многоальтернативная процедура оценивания. Существующие подходы, основанные на использовании номограмм, предполагают сложный анализ зависимости вероятностей ошибок от различных параметров, что затрудняет автоматизацию.

Представленная в данной статье процедура позволяет более эффективно оценивать достоверность интервальных диагностических признаков без предварительного задания вероятностей ошибок. Она основана на новом подходе к интервальной оценке результатов проверок, который позволяет учесть неопределенность в процессе диагностирования.

В рамках данного метода, разработанного на основе математических моделей и статистических методов, возможны различные сценарии проверок и их исходы. Процедура обеспечивает автоматизированный анализ и оценку достоверности интервальных

диагностических признаков, что делает ее привлекательной для применения в реальных технических системах.

Этот новый метод не только повышает точность диагностирования, но и упрощает процесс принятия решений, обеспечивая более надежные данные для технических специалистов и инженеров. Реализация данной процедуры представляет собой значимый шаг в области обеспечения качества диагностирования и может быть важным вкладом в развитие технических наук и практических приложений в области диагностики сложных систем.

Алгоритм распознавания типа воздушной цели с оценкой коэффициентов взаимодействия вращающихся элементов двигателя

Глухов С.А.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В условиях современного воздушного боя, при высокой интенсивности изменения тактической обстановки экипаж воздушного судна должен в кратчайшие сроки принять правильное решение для выполнения стоящих перед ним задач. Человеческих возможностей недостаточно для успешного ведения боевых действий. Необходимо, чтобы информационная система обеспечивала летчика необходимой информацией о количестве находящихся перед ним воздушных целей, их типе, классе и степени опасности, а также предлагала оптимальный вариант действий в той или иной обстановке.

Бортовая радиолокационная система современных и перспективных воздушных судов является основным источником получения достоверной информации о воздушных целях. Информационные возможности радиолокационной системы управления при решении таких задач определяются эффективностью алгоритмов распознавания. В условиях меняющейся обстановки ближнего маневренного боя и больших дальностей дальнего ракетного боя от алгоритмов распознавания зависит качество получаемой информации о воздушных целях, а, следовательно, правильность и своевременность принятия решения летчиком.

В связи с этим разработка и совершенствование алгоритмов распознавания воздушных целей является актуальной задачей в современной радиолокации. Решение данной задачи осложняется тем, что спектр отраженного эхо-сигнала в результате вторичной модуляции искажается и имеет сложную форму поэтому для распознавания конкретного типа воздушной цели необходимо уделять особое внимание характерным сигнальным признакам.

Целью работы является разработка алгоритма, использующего один из сигнальных признаков, который основан на изменении спектрально-доплеровского портрета в результате вращения различных элементов двигателя.

Для исследования алгоритма распознавания типа воздушной цели с оценкой коэффициентов взаимодействия вращающихся элементов двигателя было произведено имитационное моделирование режима дискретного сопровождения бортовой радиолокационной станции самолета оперативно-тактической авиации с использованием математического пакета Mathcad.

Исследования показали, что предложенный алгоритм распознавания типа воздушной цели с оценкой коэффициентов взаимодействия вращающихся элементов двигателя обеспечивает однозначное определение планерной составляющей в спектрально-доплеровском портрете, а значит и однозначное измерение дальности до воздушной цели, также позволяет определить тип воздушной цели. Эта информация способна обеспечить выбор наиболее эффективного ведения боевых действий летчиком и применения конкретных авиационных средств поражения. В настоящее время не реализованы алгоритмы, позволяющие выделять из набора спектральных составляющих наблюдаемой воздушной цели какая из них является планерной, что обеспечивает более устойчивое сопровождение при маневрировании воздушной цели.

Проведенные исследования оценки эффективности разработанного алгоритма. При этом установлено, что применение разработанного алгоритма позволяет при отношении сигнал/шум 28-30 дБ распознавать тип воздушной цели с вероятностью не хуже 0,8. Сделан вывод, что разработанный алгоритм обеспечивает повышение достоверности информации о типе воздушной цели в условиях ведения современного воздушного боя.

Полученные результаты анализов алгоритма распознавания воздушной цели с оценкой коэффициентов взаимодействия вращающихся элементов двигателя могут быть использованы

при проектировании бортовых РЛС современных и перспективных судов оперативно-тактической авиации.

Исследование макета перспективной системы синхронизации разнесенных приемных каналов радиointерферометра с использованием технологии радиофотоники

¹Емельянов А.А., ²Унченко И.В.

¹АО «КНИРТИ», г. Жуков, ²РТУ МИРЭА, г. Москва

Высокоточное измерение пеленга источников излучения радиосигнала является краеугольной задачей современных цифровых радиointерферометров. Одним из наиболее существенных параметров, измеряемых в этих устройствах, выступает совокупность разностей фаз принимаемых сигналов, принимаемого и оцифровываемого разнесенными в пространстве каналами приема. Для достижения высокой точности измерения необходимо в первую очередь минимизировать разностно-фазовые ошибки оцифровки принимаемого данными каналами сигнала. Кроме того, размещение радиointерферометров на большинстве объектов сопряжено с решением задач минимизации размеров системы, ее веса, потребляемой мощности и стоимости. Для оптимального решения указанных задач предлагается использование волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) с собственными низкими фазовыми шумами, в основе которых лежит модуляция лазерного излучения посредством электроабсорбции.

Цель данной работы — практическая оценка степени влияния шумовых характеристик ВОЛС, в основе которой лежит модуляция лазерного излучения посредством электроабсорбции, на качество передачи сигнала синхронизации и сопоставление расчетных и измеренных шумовой и передаточной характеристик системы синхронизации, построенной на основе ВОЛС для разнесенных в пространстве приемных каналов радиointерферометра.

В качестве объекта исследования был использован макет передающего тракта системы синхронизации. Исследования проводились расчетно-аналитическим методом и путем практических измерений с помощью анализатора уровня фазового шума, анализатора цепей, анализатора сигналов.

В ходе работы были рассчитаны коэффициенты передачи и шума для системы синхронизации. С учетом применяемых усилителей, расчетное значение коэффициента передачи составило не более 16 дБ и не менее 24 дБ для коэффициента шума. По результатам измерений коэффициент передачи составил величину от 13 до минус 3 дБ, а коэффициент шума не менее 30 дБ, полученные расхождения обусловлены нелинейностью электрооптического преобразования посредством электроабсорбции и нелинейностью фотодиода. Проведено измерение собственного фазового шума системы синхронизации на частотах 1, 5 и 10 ГГц. Определена величина вносимой фазовой ошибки ВОЛС, значение которой составило: для 1 и 5 ГГц не более 0,056 градуса, а для 10 ГГц не более 0,176 градуса.

Автоматизированная система диагностики бортовой аппаратуры летательных аппаратов с дистанционным доступом к контрольно-проверочной аппаратуре

Ершов Д.С., Исрафилов Р.Р., Доманин Е.А.

ПАО завод «Красное знамя», г. Рязань

Для проверки и настройки электронных модулей бортовой аппаратуры летательных аппаратов требуется большое количество технологической аппаратуры, общего и специального программного обеспечения (ПО). Для каждого модуля и входящих плат разрабатывается контрольно-проверочная аппаратура (КПА), позволяющая контролировать соответствие электрических параметров значениям с требуемыми допусками. С целью повышения надежности и качества изделий была разработана автоматизированная система диагностики электронных модулей бортовой аппаратуры летательных аппаратов с дистанционным доступом к контрольно-проверочной аппаратуре.

Система диагностики электронных модулей (далее — КПА) позволяет производить настройку и проверку функционирования электронных модулей, плат, электронных компонентов и микросхем в автоматизированном режиме, исключая человеческий фактор при контроле и оценке допустимых параметров. Разработанная КПА основана на применении

высокопроизводительных вычислительных устройств и ПО на основе обучающихся алгоритмов, реализующих непрерывный контроль в режиме реального времени. КПА объединена локальной вычислительной сетью (LAN) с реализацией дистанционного доступа к оборудованию, что позволяет удаленно отслеживать параметры функционирования КПА и контролируемые параметры изделий. На КПА реализована система контроля и управления доступом, обеспечивающая учет рабочего времени персонала и исключающая несанкционированный доступ к рабочим местам. Вся информация с КПА передается на сервер, благодаря чему возможно отслеживать весь технологический цикл производства в реальном времени и планировать работу производственных подразделений.

Для каждого модуля бортовой аппаратуры разработан комплекс КПА. Каждый комплекс, или пульт-автомат, состоит из устройства сопряжения, подключаемого к изделию с помощью комплекта жгутов, промышленного компьютера, оснащенного необходимым набором плат расширения, устройств ввода-вывода информации и управляемых источников питания. Устройство сопряжения выполняет функции преобразования интерфейса компьютера в линии приема и передачи тестируемых модулей.

Схемотехническая реализация устройств сопряжения разработана с исключением перегрузки линий передачей информации проверяемых и настраиваемых модулей. Это возможно благодаря применению буферного обмена и переключения незадействованных линий в высокоимпедансное состояние. Такое решение делает возможным тестирование заданной линии без влияния на нее остальных.

Вся аппаратура, входящая в состав системы диагностики электронных модулей, объединена локальной вычислительной сетью (LAN) с реализацией дистанционного доступа к оборудованию, что позволяет удаленно отслеживать параметры функционирования КПА и контролируемые параметры изделий. На КПА реализована система контроля и управления доступом, обеспечивающая учет рабочего времени персонала и исключающая несанкционированный доступ к рабочим местам. Вся информация с КПА передается на сервер, благодаря чему возможно отслеживать весь технологический цикл производства в реальном времени и планировать работу производственных подразделений.

Для повышения производительности и отказоустойчивости, а также сохранности информации на сервере был применен дисковый RAID массив 5-го уровня. Данный дисковый массив развернут на 3-х жестких дисках, что позволит восстановить информацию при выходе из строя одного из жестких дисков. Сервер обеспечен бесперебойным энергоснабжением. Емкость источника бесперебойного питания (ИБП) обеспечивает непрерывную работу оборудования при отсутствии энергоснабжения в течение 10 минут. ИБП имеет сетевой интерфейс, который, в случае отсутствия энергоснабжения, позволит ему подать сигнал на сервер о завершении работы с данными корректным образом.

Разработанное ПО обеспечивает синхронную работу КПА и проверяемого изделия посредством точного приема и выдачи команд, информационному обмену с изделием по специализированным каналам передачи данных и может функционировать под управлением как ОС Windows XP/7/8/10, так и ОС Astra Linux (через эмулятор), что согласуется с принципом импортозамещения. При необходимости набор тестов изделия может быть оперативно дополнен или изменен без перекомпиляции ПО, что значительно ускоряет процесс модернизации КПА, обусловленный внесением изменений в электрическую схему и циклограмму работы изделия. Применены модули аналогового и цифрового ввода-вывода с гальванической развязкой каналов связи, что исключает причину появления дефекта в случае возникновения аварийного режима работы КПА, таких как короткое замыкание и переполосовка питающих напряжений. Комплекс КПА позволяет регистрировать сбои, возникающие в процессе функционирования модулей, останавливая проверку с отключением источников питания от модулей, что предотвращает дальнейшее развитие дефекта. По завершении испытаний и в случае выявления ошибки ПО формирует файл отчета с указанием проверяемого параметра и зарегистрированных значений на данном этапе проверки.

Одним из важнейших показателей, характеризующих работоспособность электронных модулей бортовой аппаратуры, является сопротивление изоляции соединительных цепей. В составе системы диагностики электронных модулей реализован универсальный пульт проверки сопротивления изоляции, работающий в диапазоне напряжений от 5 В до 2 000 В и обеспечивающий проверку до 240 цепей за одно подключение. Универсальный пульт проверки сопротивления изоляции обрабатывает различные алгоритмы проверок, хранящиеся в единой

базе данных вычислительной машины, по завершении проверки формируется отчетный документ с указанием проверяемого модуля, даты, времени и полученными результатами.

Экономический эффект разработки и внедрения автоматизированной системы диагностики электронных модулей бортовой аппаратуры летательных аппаратов заключается в повышении технологичности проверок (трудоемкость снижена более, чем в 5 раз по сравнению с проверками, проводимыми в ручном режиме). Исключаются затраты, связанные с выпуском продукции ненадлежащего качества, увеличивается количество контролируемых параметров и испытываемых изделий в целом, что отражается в расчетах показателей надежности. По результатам внедрения в технологический цикл производства автоматизированной системы диагностики показатели надежности электронных модулей бортовой аппаратуры летательных аппаратов возросли на 6 %. Благодаря реализации дистанционного доступа к КПА и отслеживания загруженности оборудования и персонала в режиме реального времени обеспечивается максимально эффективная работа производственных подразделений.

Комплекс группового дистанционного обучения на авиатренажерах

Кашин Д.Д., Должанский М.П.

Научный руководитель — Качалин А.М.

МАИ, г. Москва

Настоящая работа посвящена разработке и внедрению инновационного комплекса группового дистанционного обучения на авиатренажерах. Проект представляет собой совокупность современных технологий, спроектированных для оптимизации процесса первоначальной лётной подготовки.

Использование передовых технологий авиационного моделирования совместно с интерактивными обучающими платформами обеспечивает высокий уровень реалистичности и эффективности обучения.

В данной статье рассматривается важный вопрос дистанционного обучения кадетских классов по программе первоначальной лётной подготовки.

Проект предоставляет возможность симулированного тренировочного полета в условиях групповых занятий, дистанционного доступа, наблюдения за обучающимся и анализа результатов выполнения группой полётного задания.

Современные технологии авиационного моделирования в сочетании с обучающей платформой обеспечивает высокую степень реалистичности и эффективности обучения. Комплекс позволяет повысить безопасность и подготовить высококвалифицированных специалистов в авиационной сфере.

В современном, быстро развивающемся мире авиационные технологии занимают центральное место в гарантировании безопасности и эффективности воздушных операций. Однако подготовка квалифицированных специалистов в данной области представляет собой сложную и ответственную задачу, требующую высокого уровня навыков и профессиональной подготовки со стороны будущих пилотов.

Антенна для малого переносного быстро развертываемого комплекса управления БПЛА

Король Д.Г.

Научный руководитель — Темченко В.С.

МАИ, г. Москва

Во время выполнения задач по управлению БПЛА нужно обеспечить надежную связь для передачи информации от наземного командного пункта. Если выделять крупные наземные станции управления (GCS), то стоит отметить станцию Bayraktar TB2. Такая система быстро развертываемая и размещается непосредственно на передовой. Такая система состоит из нескольких антенн, которые позволяют работать в трех диапазонах частот и выполнять автоматическое поддержание направления на беспилотник. У такой системы есть главное преимущество в возможной дальности передаваемой информации за счет большой подаваемой на антенну мощности. Управлением занимается группа специалистов, а перевозку выполняет грузовое транспортное средство.

Если говорить про малые беспилотники, то ими как правило управляют 1-2 человека, находящиеся в радиусе допустимой прямой связи с летательным аппаратом, при условии отсутствия спутников. В классическом исполнении малогабаритного пункта управления, антенна типа полуволновой диполь встраивается в корпус платы контролера. Бывает недостаточно использовать ненаправленные антенны типа полуволновой диполь, то тогда появляется необходимость применения антенн с лучшими характеристиками направленности, которые выводятся отдельно и запитываются коаксиальным кабелем. Такая антенна должна обладать минимальными габаритными размерами и быть быстро развёртываемой в условиях полевой местности. Известны готовые решения переносных комплексов управления БПЛА, которые для связи используют зеркальные антенны, антенны типа волновой канал, печатные антенны и логопериодические.

В работе рассмотрены постановка задачи и результаты численного моделирования для антенны быстро развёртываемого переносного комплекса управления БПЛА. Обеспечив широкополосность, можно использовать антенну для передачи на нескольких частотах по разным каналам связи и использовать более широкую рабочую полосу канала. Для надежной работы была выбрана логопериодическая антенна, перекрывающая основные стандартные рабочие частоты диапазона 800 МГц – 5,8 ГГц. Полученные в работе результаты продемонстрировали хорошую степень согласования (во всем диапазоне КСВ ниже 2) и коэффициент усиления порядка 8,1 дБи. На основе полученной модели предложены варианты конструкции реализации самой антенны и корпуса для удобного размещения в полевых условиях. При сравнении со стандартной штывровой антенной получено 2-х кратное преимущество в дальности связи логопериодической антенны.

Технические решения бортовой аппаратуры КА CUBESAT для геолокации и идентификации судов по излучениям станций автоматической идентификационной системы

Кулешов Е.Ю., Колганов И.А.

АО «НИИ «Вектор», г. Санкт-Петербург

Обнаружение, геолокация и идентификация судов по излучениям станций автоматической идентификационной системы (АИС) является приоритетной задачей для оперативного формирования надводной обстановки и контроля транспортных потоков в акваториях мирового океана, морских зонах и внутренних водных путях:

- защита экономических и иных интересов на континентальном шельфе и в территориальных водах;
 - предотвращение угрозы терроризма на море, незаконного оборота оружия;
 - обеспечение соблюдения невоенными судами законодательства РФ и иных правовых актов в области таможенного дела;
 - борьба с контрабандой и иными преступлениями.
- Передача спутниковых данных АИС должна обеспечивать ряд условий:
- прием излучений в полосе частот морской подвижной службы (156,025-162,025 МГц);
 - обработка сообщений в каналах АИС большого радиуса действия;
 - обработку коллизий (наложений), возникающих при приеме излучений;
 - получение идентификационных номеров судов, их тип, координаты, время, курс, скорость, осадка, характер груза, порт назначения и т. д.;
 - регистрация электронных копий сигналов станций АИС.

Решение данной задачи на борту космического аппарата (КА) сопряжено с трудностями, обусловленными сложной сигнально-помеховой обстановкой в частотном диапазоне, используемом АИС, и, как следствие, низкой вероятностью обнаружения судов. Представленные в данной работе технические решения позволяют существенно повысить вероятность обнаружения судов за счет использования метода «слепого» разделения источников и направлены на создание научно-технического задела для формирования облика бортовой специальной аппаратуры (БСА) КА радиоэлектронного наблюдения надводной обстановки по излучениям судовых станций АИС.

Программно-аппаратный комплекс по изучению и эксплуатации авиационного оборудования воздушных судов с использованием технологии смешанной реальности

Печенкин Н.С., Дмитриев В.К., Двухрядко Е.М.

Научный руководитель — Авершин А.А.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В настоящее время в авиационной отрасли эффективно используются инновации в области информационных технологий. Одним из таких инновационных направлений является применение технологии виртуальной (VR) и дополненной реальности (AR). Применение этих технологий в авиационной отрасли расширяет возможности в целом и в обучении авиационных специалистов в частности.

При обучении авиационных специалистов использование реальной авиационной техники является затратным и не всегда эффективным методом. Альтернатива — использование виртуальной и дополненной реальности, это позволит усовершенствовать процесс обучения с минимальными экономическими и временными затратами, но с более эффективным результатом. При этом эти технологии можно использовать и в рамках совместных исследований вместе с обучаемыми в процессе изучения авиационной техники.

Целью работы является создание программно-аппаратного комплекса по изучению и эксплуатации авиационного оборудования воздушных судов с использованием технологии смешанной реальности.

В ходе выполнения исследований был реализован электронный обучающий курс по технической эксплуатации авиационного оборудования воздушных судов согласно учебной программе, внедренный в созданную смешанную реальность с 3D-моделями воздушных судов их отдельными узлами и агрегатами, а также возможностью выполнения на них всех видов технического обслуживания.

В разработанном программно-аппаратном комплексе помимо выполнения различных видов работ в реалистической среде на воздушном судне согласно технической документации, предусмотрены сценарии введения различных вариантов неисправностей и способы их устранения. Информация об авиационном оборудовании (руководство по технической эксплуатации, электрические и фидерные схемы, тактико-технические характеристики) изучаемого воздушного судна отображается в реальном времени. Реализован алгоритм распознавания реальных узлов и агрегатов авиационного оборудования, устанавливаемых на борту с выдачей их технических характеристик, размещением и определением системы в которую входит тот или иной объект.

Разработанный программно-аппаратный комплекс по изучению и эксплуатации авиационного оборудования воздушных судов с использованием технологии смешанной реальности повышает эффективность процесса обучения авиационных специалистов. Смешанная реальность является высокоэффективным инструментом по созданию современной образовательной среды с расширенными возможностями обучения.

Устройство структурной адаптации цифровой сети связи с учетом допустимых информационных потерь

¹Подборцев А.В., ²Межуев Д.А., ¹Кульбашный И.А.

Научный руководитель — ¹Межуев А.М.

¹ВУНЦ ВВС «ВВА», ²Воронежский государственный университет, г. Воронеж

Для современных цифровых сетей связи (ЦСС) в условиях высокого и изменяющегося входного трафика характерным является значительный рост потерь информационных пакетов (информационных потерь), сказывающийся на резком снижении эффективности информационного обмена (ИО) — информационной эффективности. Выходом из сложившейся ситуации является реализация структурной адаптации ЦСС к изменениям условий функционирования. Это позволит минимизировать информационные потери и обеспечить работу сети при параметрах ИО, близких к потенциальным возможностям, исходя из заданных технических характеристик ЦСС.

Для решения данной задачи требуется правильная оценка изменений состояния функционирования сети, заключающаяся в учете информационных потерь на сетевом уровне с применением обобщенного показателя оценки эффективности ИО, а также в определении граничных значений входного трафика и условия смены топологий ЦСС. В этой связи не вызывает сомнений актуальность задачи реализации структурной адаптации ЦСС с учетом информационных потерь.

Анализ известных подходов к реализации структурной адаптации в ЦСС показал, что они основываются на использовании локальных параметров и характеристик, позволяющих обеспечить улучшение функционирования сети по отдельным показателям без учета потерь информационных пакетов.

Поэтому цель данной работы заключается в поддержании требуемой эффективности ИО ЦСС в соответствии с заданным пороговым значением обобщенного показателя — коэффициента полезного использования (КПИ) возможностей сети по передаче и хранению информации в расширенной полосе пропускания по входному трафику с обеспечением допустимого уровня информационных потерь. Достижение поставленной цели может быть обеспечено путем разработки устройства структурной адаптации ЦСС, которое позволяет определять: удельные приращения КПИ по входному трафику, новые граничные значения входного трафика с учетом поддержания допустимого уровня информационных потерь, а также условие переходов между основной и резервной структурами ЦСС.

В результате работы устройства формируется сигнал на одном из его выходов: на «выходе 9» (работа или переход на основную структуру ЦСС) или на «выходе 10» (работа или переход на резервную структуру ЦСС). Операции, выполняемые в устройстве, и сигналы, формируемые на его выходах, могут быть практически реализованы на базе микроконтроллеров и с использованием типовых устройств индикации.

Проведенные исследования показали, что определение границы структурной адаптации ЦСС, правила перехода с основной на резервную структуру и обратно (условия структурной адаптации), а также верхней границы полосы пропускания ЦСС с учетом допустимых информационных потерь на основе вычисления удельного приращения КПИ по входному трафику, обеспечивает расширение полосы пропускания, в которой ЦСС функционирует с требуемой эффективностью ИО при допустимом уровне информационных потерь. Кроме того, это позволяет значительно снизить вычислительные затраты при реализации адаптации, которые сводятся к контролю изменений входного трафика в ЦСС.

Анализ полученных результатов позволяет выработать комплекс научно-практических рекомендаций, направленных на повышение информационной эффективности ЦСС при изменении интенсивности входного трафика в широких пределах. Получение оценки информационной эффективности ЦСС на основе удельного приращения КПИ по входному трафику позволило найти область эффективной работы сети при решении задач адаптации ЦСС к условиям ИО. Разработанное устройство может быть использовано при получении алгоритмов и аппаратных решений для комплексной адаптации ЦСС к изменяющимся условиям функционирования, что позволит обеспечить поддержание высокой информационной эффективности сети с учетом допустимого уровня информационных потерь в условиях изменений входного трафика в широких пределах.

Разработка структур корпуса малогабаритной буксируемой ложной цели для обеспечения электродинамической развязки антенн

Ходунов В.А., Куликов С.С., Исаев М.А.

Научный руководитель — Малинка А.В.

АО «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга», г. Москва

Актуальность. Анализ динамики роста числа радиоэлектронных средств показывает, что, в частности, число действующих радиотехнических средств (РТС) непрерывно растет. Кроме того, многие РТС работают в непосредственной близости друг от друга. Особенно это относится к средствам бортовых систем, установленным на кораблях, самолетах и спутниках. При этом неизбежно обостряются проблемы электромагнитной развязки (ЭР) антенн, связанные с их взаимным влиянием друг на друга. В этом случае, для уменьшения взаимовлияния антенн с исходными малыми размерами объекта их размещения — малогабаритных буксируемых

ложных целей (БЛЦ) с радиотехническим оборудованием, работающем одновременно на приём и передачу на одной частоте и в одном направлении в пространстве, необходимо применение замедляющих (импедансных) структур (ЗС), размещаемых между антеннами, а также определенные конструкция и размещение антенн.

Проблематика обусловлена появлением осцилляции в радиотехническом оборудовании, работающем в режиме ретрансляции на совпадающих на приём и передачу одновременно частотах при малых расстояниях расположения приёмных и передающих антенн.

Цель. Исследование физических и конструктивно-технологических особенностей ЗС и разработка на основе исследования определённой структуры поверхности корпуса малогабаритной БЛЦ, обеспечивающей требования по ЭР приёмных и передающих антенн.

Научная новизна. На основе исследований разработана ЗС — резонансная конструкция с применением диэлектрических материалов в составе поверхности, уменьшающая пропорционально величине коэффициента замедления продольные геометрические размеры корпуса малогабаритной БЛЦ и обеспечивающая требования по ЭР приёмных и передающих антенн.

Теоретическая значимость заключается в определении современного состояния и тенденций развития замедляющих систем для радиоволн, а также аналитических и численных способов их расчета, проектирования и компьютерного моделирования. При проведении исследования установлено, что благодаря малой дисперсии, широкополосности и способности рассеивать сравнительно большие выходные мощности на базе ЗС, выполненных на ребристых линиях, появляется возможность создания эффективных СВЧ-устройств с габаритными размерами, меньшими рабочих длин волн, обладающих улучшенными электродинамическими характеристиками.

Практическая значимость заключается в модернизации, существующей в настоящее время, аппаратуры постановки помех комплексов защиты летательных аппаратов (ЛА), позволяющей повысить эффективность функционирования техники РЭБ за счёт улучшенных электродинамических характеристик разработанных антенн и конструкции их размещения на корпусе малогабаритной БЛЦ с учётом применения разработанных ЗС для обеспечения требуемой ЭР.

Как показывает опыт применения ЛА, живучесть ЛА напрямую зависит от наличия средств радиотехнической защиты на их борту.

Как средство радиотехнической защиты ЛА — применение буксируемых ложных целей (БЛЦ), является одним из важных и эффективных способов повышения живучести ЛА при преодолении средств защиты объектов противника.

ЛА, следуя к назначенной цели при заходе в зону прикрытия поражаемого объекта средствами защиты противника, выпускает на шлейфе за собой БЛЦ — устройство, имитирующее при своей работе ЛА, тем самым оттягивая на себя средства поражения противника и успешно преодолевая рубежи прикрытия поражаемого объекта. Обеспечение требуемой ЭР антенн радиотехнического оборудования позволяет эффективно применять БЛЦ для радиотехнической защиты ЛА.

В результате разработана структура поверхности корпуса малогабаритной БЛЦ, обеспечивающая требуемую ЭР антенн радиотехнического оборудования, для радиотехнической защиты ЛА.

В настоящей конкурсной работе представлены материалы:

- 1) Изучения конструкции и принципа действия ЗС ЭР антенн для малогабаритной БЛЦ;
- 2) Проведения теоретического расчета конструктивных и электрических параметров линий передачи поверхностных волн и разработка ЗС ЭР антенн малогабаритной БЛЦ в системе автоматизированного проектирования;
- 3) Оценки работоспособности и эффективности разработанных ЗС, определения оптимальной ЗС для обеспечения требуемой ЭР антенн малогабаритной БЛЦ и выработки практических рекомендаций по их измерению и применению.

Разработка цифрового двойника системы наземной радионавигации

Цымбал М.Р., Семичастнов А.Е.

Научный руководитель — Балакин Д.А.

НИУ «МЭИ» г. Москва

Современные тенденции в развитии связи и наземной навигации диктуют требования по обеспечению высокой точности позиционирования.

В связи с этим производителям систем связи и систем наземной навигации необходим программный продукт, который эффективно и быстро сможет смоделировать расположения опорных станций на реальной карте местности, рассчитать геопозиционные и энергетические параметры, а также учесть погодные условия и подстилающую поверхность (ПП) при распространении радиоволн.

Разработка такого программного обеспечения (ПО) осложняется тем, что оно объединяет в себе разнородные модели: систем связи, навигации, картографирование, конструирование приемо-передающей антенны, учет особенности распространения радиоволн и многое другое. Без сомнения, такое ПО должно имитировать разнообразные сценарии как движения объектов по различным траекториям, так и оптимальное расположение базовых станций. По сути модель, полученная с помощью такого ПО, — это цифровой двойник системы наземной навигации, который должен на бинарном уровне имитировать работу реальной системы.

Актуальность развертывания наземных станций обусловлена тем, что существуют зоны, где спутниковая связь не столь эффективна. Например, в условиях военного конфликта средствами радиоэлектронной борьбы создаются зоны, где спутниковые сигналы практически отсутствуют. Немаловажным фактором являются эксплуатационные и экономические характеристики, развертывание системы наземной навигации гораздо экономически выгоднее, а обслуживание и ремонт — более простое. Из сказанного следует, что моделирование систем наземной навигации является актуальным направлением, а сама модель системы имеет практическое значение. Излагаются принципы построения модели наземной навигации. Сама модель служит первым приближением для разработки полноценного цифрового двойника системы наземной радионавигации.

Актуальность развертывания наземной радионавигационной системы (РНС) обусловлена экономическими показателями. Кроме того, производитель глобальной спутниковой системы GPS оставляет за собой право ухудшения гражданского кода над любыми районами поверхности земли, что существенно снижает сферу применения GPS. В настоящее время задача определения собственного местоположения объектов активно решается в навигации судов и кораблей. В случаях, когда необходима повышенная помехозащищенность приемо-передающего тракта, проявляется эффективность РНС за счет того, что она меньше подвержена помехам по сравнению со спутниковой группировкой.

Нами была разработана системная модель, которая частично учитывает вышеперечисленные особенности. Эта модель является первым шагом к построению специализированного программного продукта, что обуславливает ее новизну.

Направление № 5 «Ракетные и космические системы»

Разработка медико-технического обеспечения, применяемого для космонавтов при длительном пребывании в условиях измененной гравитации

Баранов М.С.

Научный руководитель — Строгонова Л.Б.

МАИ, г. Москва

В настоящее время широко обсуждается программа увеличения длительности полетов, включая полеты на другие планеты. Вместе с тем уже накоплены знания, которые говорят о том, что после длительных полетов физическая работоспособность космонавтов резко снижена. По определению наиболее страдающими при этом оказываются функции, которые были созданы гравитацией — вертикальная стойка, ходьба, а в связи с нарушениями в сенсорных системах, которые возникают в ходе полета у большого числа членов экипажей, мы видим развитие признаков болезни движения; тяжесть ее проявлений при этом различна, однако то, что составляет обязательную картину — нарушения пространственной ориентации, пространственного построения движений — выражено очень сильно. Для обеспечения безопасности человека в неизвестных условиях необходимо применение математических методов, позволяющих оценить степень риска для человека при реализации межпланетных экспедиций и создании обитаемых баз на планетах. Важным направлением является разработка критериев, по которым можно оценить возможность пребывания человека в неизвестных условиях. Система медико-технического обеспечения космических полетов является частью комплекса систем жизнеобеспечения и служит для нормальной жизнедеятельности членов экипажа. В ходе пилотируемого полета на космонавтов действует множество негативных факторов, таких как: микрогравитация, радиация, психологический фактор, сенсорная депривация и другое. Межпланетная экспедиция характеризуется увеличенным временем полета, следствием чего является увеличенное время воздействия негативных факторов космического полета. Подобная ситуация влечет к дополнительной нагрузке на организм человека, что ухудшает его работоспособное состояние.

Основным компонентом реабилитационных программ на данном оборудовании является тренировка равновесия и баланса испытуемого в вертикальном положении. Механизм крепления стопы, обеспечивающий комфортное положение на поверхности нетвердой опоры, и правильное положение центра тяжести позволяют повысить при наличии вектора гравитации восстановление костной, мышечной и кровеносной систем нижних конечностей. На основе экспериментальных данных предлагается математическая модель перемещения центра тяжести при перераспределении крови для подготовки экипажа в условиях обитаемой лунной базы. Приведена подробно математическая модель, характеризующая физиологические процессы.

Образовательный наноспутник для тестирования технологии оптической связи в космосе: SamSat-LED

Бергер Де Соуза Тирза Охана, Эспиноза Валлес, Кумарин А.А.

Научный руководитель — Ломака И.А.

Самарский университет, г. Самара

Предложен образовательный проект SamSat-LED (SLED): наноспутник (НС) формата CubeSat, оснащённый светодиодами для тестирования резервного канала связи и передачи сообщений из космоса на основе международной азбуки Морзе. Проведен анализ условий видимости и получена зависимость видимой звёздной величины от светового потока, на основе которой был выбран подходящий светодиод. В рамках выпускной квалификационной работы, студенты создали программное обеспечение (ПО) для прогноза сеансов оптической связи между НС и наземным наблюдателем, в зависимости от его географических координат и параметров орбиты. Также, рассчитано необходимое время передачи сигналов азбуки Морзе для приема

информации на Земле различными фотоаппаратами. Построены номограммы для выбора конструктивных параметров, обеспечивающих пассивную стабилизацию.

Подчеркиваются образовательные цели данного проекта: предлагается активное участие студентов и магистров в каждом этапе миссии, от определения требований и наземных испытаний до получения и обработки данных, с учетом их навыков и склонностей. Проект направлен на предоставление будущим космическим профессионалам необходимого опыта в рамках их образовательной программы.

С помощью разработанного ПО можно прогнозировать оптические сеансы двух наблюдателей, находящихся в разных странах, и передать информацию друг другу через тот НС, который студенты помогли разработать. Таким образом, можно стимулировать интерес студентов к участию в реальных проектах и укрепить международное сотрудничество между образовательными учреждениями, занимающимися космической деятельностью.

Автоматизированная система предотвращения столкновений космических аппаратов

Блюдов Е.С.

Научный руководитель — Хасанов А.Ю.

ВКА им. А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Рост запусков космических аппаратов (КА) в последние десятилетия определил дальнейшие тенденции развития космической отрасли, в том числе по возможности серийного производства малых КА и размещения их целыми группировками на орбите. Непрерывный рост космических объектов, к которым относятся вышедшие из строя КА и другого рода космический мусор, представляет опасность для действующих КА на достаточно продолжительном промежутке времени.

В данной научно-практической работе рассмотрены особенности баллистического обеспечения применения автоматизированной орбитальной системы предотвращения столкновений КА.

В связи с растущим количеством КА в околоземном пространстве (ОКП) и еще большим ростом космического мусора в работе предлагается задачу по предотвращению столкновения КА реализовать не на средствах наземного комплекса управления (НКУ), а на орбитальных средствах, что позволит снизить нагрузку на НКУ. В качестве такого орбитального средства предлагается задействовать КА, который далее в работе будет называться базовым. На базовый КА возлагаются задачи определения опасных ситуаций, связанных с возможными столкновениями КА, и осуществления маневров по уводу КА от столкновения.

В работе предлагается обеспечить информационный обмен между КА из состава орбитальной группировки (ОГ) и базовым КА. Принимая от космических аппаратов из состава ОГ информацию о прогнозируемом движении, а от НКУ — информацию о прогнозе других космических объектов, базовый КА оценивает взаимное расстояние между парами КА и КО и, в случае если прогнозируемое сближение является опасным и выдает команды на коррекцию орбит КА для предотвращения столкновения с КО. Коррекция орбит КА производится за счет установленных на них двигательных установках (ДУ) с малой тягой.

Применение данного подхода позволит в условиях возрастающего количества объектов в ОКП уменьшить задействование НКУ, что позволит повысить эффективность применения системы предотвращения столкновения КА.

Методика автоматизированного диагностирования системы управления расходом топлива при испытании ракеты-носителя «Союз-2»

Боков П.А.

Научный руководитель — Шмелев В.В.

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В данной работе рассматривается задача прикладной реализации предложенного подхода к совершенствованию организации вычислительных процессов обработки ТМИ. Целью внедрения ФЛС обработки информации является автоматизация проектирования соответствующих вычислительных процессов с обеспечением возможности выявления в них

семантических ошибок в исходных данных и самих схемах с помощью сетей Петри. В качестве прикладного примера составляется и анализируется ФЛС обработки ТМИ по системе прогнозирования момента времени израсходования рабочих запасов топлива ДУ III-й ступени РН «Союз-2», входящей в состав бортовой системы управления расходом топлива.

В процессе выведения полезной нагрузки БАСУ контролирует возникновение на борту аварийных ситуаций. При их возникновении формирует необходимые команды на прекращение аварийного полёта и выдаёт в полезную нагрузку команду «Авария». Признаками аварийного прекращения полёта (ПАП) являются:

- Превышение отклонениями от программных значений текущих углов стабилизации и угловыми скоростями РН допустимых величин (первый функциональный признак аварийности ПАП1);

- Набор функционалов для формирования команды на выключение рулевых камер ДУ I-ой ступени ($t_{кр}$) и выдачи команды на гарантийный наддув бака окислителя III-й ступени ($t_{к3}$) вне допустимого диапазона времён или формирование системой управления расходом топлива (СУРТ) прогнозируемого времени окончания топлива ДУ III-й ступени раньше выработки системы управления момента выключения ДУ ($t_{к3}$) по условию выхода на заданную орбиту (второй функциональный признак аварийности ПАП2);

- Отказ комплекса командных приборов (третий функциональный признак аварийности ПАП3).

Наиболее часто аварийная ситуация фиксируется по причине преждевременного окончания топлива (функциональный признак аварийности ПАП2) на участке работы ДУ III-й ступени. За управление режимами работы ДУ, при которых достигается повышение грузоподъёмности РН (по тяге и соотношению расходов компонентов топлива, моментами выключения ДУ), в составе БАСУ отвечает СУРТ, а конкретно за обеспечение наиболее полной выработки топлива отвечает входящая в состав СУРТ система прогнозирования момента времени СПВ израсходования рабочих запасов топлива.

СПВ израсходования рабочих запасов топлива ДУ III-й ступени (СПВ-III) позволяет обеспечить выведение полезной нагрузки на заданную полётным заданием орбиту путём формирования траектории близкой к оптимальной по критерию — минимум израсходованного топлива по достижению действительной скорости заданной величины и предотвращения аварийной ситуации, возникающей вследствие преждевременного израсходования рабочих запасов топлива ДУ III-й ступени.

Алгоритмы СПВ-III рассчитывают момент времени израсходования рабочих запасов топлива при каждой фиксации моментов срабатывания одномерных пар чувствительных элементов датчиков уровня компонентов топлива, с учетом корректирующих поправок по фактическим временам срабатывания предыдущих пар чувствительных элементов, что позволяет учесть текущую скорость расхода топлива. При задании штатного режима работы СПВ-III момент достижения текущим временем полета прогнозируемого момента времени окончания топлива является функциональным признаком аварийности, по которому организуется выключение ДУ III-й ступени.

Поскольку наиболее часто возникновение аварийной ситуации по причине преждевременного окончания топлива фиксируется на участке работы ДУ III-й ступени, целесообразно разработать и реализовать алгоритм, «повторяющий» бортовой алгоритм СПВ-III, позволяющий по полученной из ТМИ входным данным (моменты времени срабатывания чувствительных элементов датчиков уровня), а также табличным и рассчитанным (корректирующие поправки, учитывающие особенности геометрической расстановки чувствительных элементов, предельно допустимое по модулю значение приращения корректирующего сигнала, коэффициент соотношения массовых расходов компонентов ДУ III-й ступени) вычислять прогнозируемое время израсходования рабочих запасов топлива. Реализация этого алгоритма с применением формального аппарата позволит диагностировать СПВ-III посредством выявления ошибок в соответствующем вычислительном процессе. Основным индикатором наличия этих ошибок будет выступать факт несовпадения вычисленного и полученного при обработке ТМИ прогнозируемых моментов времени полного израсходования рабочих запасов топлива.

Таким образом, синтез и последующая верификация формальных моделей с целью проведения диагностики СПВ путём выявления ошибок составляет содержание данного раздела.

Актуальность работы обусловлена необходимостью выявления ошибок с целью недопущения аварийных ситуаций при подготовке РН «Союз-2» к пуску.

Изготовление действующего макета антенной решетки изделий ракетно-космической техники с использованием аддитивных технологий

Гюльмагомедов Н.Х., Балашов А.Ю., Ермилов А.С.

АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов Московской обл.

В статье рассматривается применение аддитивных технологий при разработке и изготовлении макета восьмизлементной антенной решетки, работающей в диапазоне частот L1, предназначенной для приема сигналов спутниковых радионавигационных систем. Проведены численные расчеты радиотехнических характеристик элементарного излучателя антенной решетки, выполненного в виде керамического микрополоскового элемента. Данные типы антенн отличаются простотой изготовления, высокой повторяемостью и возможностью минимизации размеров антенны за счет использования подложки с высокой величиной диэлектрической проницаемости.

Приведено описание конструкции антенной решетки, состоящей из основания и элементов антенной решетки. Профиль излучающего элемента используемых в работе антенных элементов выполнен в виде квадратного элемента со срезами по краям. Благодаря выполненным срезам микрополосковая антенна имеет круговую поляризацию электромагнитного поля. Для обеспечения нормального функционирования и минимизации взаимовлияния микрополосковые антенные элементы в составе антенной решетки располагаются на расстоянии $d \approx \lambda/2$. Конфигурация разработанной антенной решетки выбрана с учетом обеспечения минимальных габаритных размеров АР и минимизации взаимовлияния антенных элементов: 8 микрополосковых антенных элементов с расстоянием между элементами, равным ~ 70 мм. Проведен расчет радиотехнических характеристик антенной решетки в свободном пространстве. Результаты расчетов радиотехнических характеристик подтвердили, что антенные элементы в составе 8 элементной антенной решетки обеспечивают уверенный прием сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS. Ширина диаграммы направленности по уровню половинной мощности (минус 3 дБ) обеспечивает прием в секторе углов $\pm 50^\circ$. Реализуемый коэффициент усиления антенных элементов в диапазоне L1 (1574 – 1611 МГц) равен не менее 5 дБ вдоль оси расположения антенн. Разработано и изготовлено основание антенной решетки с применением 3D-печати. Основание изготовлено из ABS-пластика и покрыто алюминиевой пленкой. На изготовленном макете проведены измерения радиотехнических характеристик элементов антенной решетки. Проведенные результаты измерений коэффициента стоячей волны по напряжению подтвердили работоспособность макета антенной решетки в диапазоне частот L1 спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS. Осуществлено сопоставление результатов численных расчетов и экспериментально полученных значений коэффициента стоячей волны по напряжению. Разработанные технологии создания антенных решеток, предназначенных для приема сигналов спутниковых радионавигационных систем могут быть использованы при разработке и создании новых изделий в ракетной и космической технике.

Реализация адаптивного преобразования сигналов в условиях стохастичности радиолокационной информации

Дунаев В.В.

Научный руководитель — Галич Р.Г.

ВКА им. А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Задача выделения полезного сигнала во многом решается не только за счет пространственно-временной (ПВ) обработки сигналов в радиолокации, основанной на пространственных и временных различиях сигналов объектов локации и сигналов мешающего характера, но и в значительной степени точностью отображения сигналов космических или воздушных объектов наблюдения в цифровой форме. Ограничения, которые существуют при цифровой ПВ-обработке, могут сильно повлиять на результат выделения сигналов от объектов.

При этом цифровая ПВ-обработка широко применяется в различных многофункциональных радиолокационных системах (МРЛС) наземного, бортового размещения радиотехнических

средств, а также связи, навигации, и т. д. Указанная многозадачность требует использования различных алгоритмов извлечения информации, аппаратных и программных средств их реализации.

Совершенствованию цифровой ПВ-обработки РЛ информации по расширению границ применимости традиционной теории цифровой обработки сигналов за счет снижения потерь при аналого-цифровом преобразовании не только прямым увеличением размерности ПВ обработки, но и улучшением методов и алгоритмов дискретизации и квантования, посвящена данная работа.

Для устранения вышеуказанных недостатков предлагается применить метод инженерной рандомизация — искусственное введение случайности (стохастичности). Данный метод применяется для решения разнообразных задач, в том числе в узкие с понятиями дискретных и грубых отсчетов. При этом рандомизация аналого-цифрового преобразования (измерения) принципиально отличается от естественного хаотического зашумления, характерного, например, для дробного эффекта в электровакуумных или для flicker-шумов в полупроводниковых приборах. Отличие заключается в точном знании шумовых реализаций, которые технически фиксируются запоминанием вводимых псевдослучайных реализаций, которые учитываются в процессе обработки, что означает фактический переход к «гибким» отсчётам.

Введение предложенного способа стохастической оцифровки радиолокационных сигналов позволяет, с одной стороны, адаптировать аналого-цифровое преобразование к флюктуирующему характеру радиолокационного сигнала, а с другой стороны, минимизировать шумы квантования. В работе иллюстрируется эффект различной эквивалентной разрядности АЦП при различных значениях искусственного шума. А передаточная характеристика АЦП передает адаптивный характер изменений значений выходного сигнала при различных флюктуациях входного.

Тогда, решив задачу введения дополнительного искусственного шума, получаем эффект флюктуации младшего разряда АЦП, даже если на входе АЦП преобразуемая величина не изменяется (константа). В тоже время метод не исключает решение задачи как при усечении до нижнего целочисленного значения, так и при усечении до ближайшего целочисленного значения.

Вопрос лишь в формировании стохастической добавки в пределах целого или половинного диапазонов шага амплитудного квантования с учетом знака.

Формализация предложенной задачи осуществляется методом математической статистики, путем накопления реализаций в возможных диапазонах стохастической добавки. А формируемые показатели эффективного значения шумов квантования явно ниже, чем в случае нестохастической аналого-цифровой обработки. Полученная характеристика подтверждается геометрической интерпретацией стохастического плоскостного элемента квантования.

Данный численный метод основан на генерации случайных величин в пределах рассматриваемого случайного процесса последующего вычисления вероятностных характеристик рассматриваемого процесса.

Данный метод позволяет также проводить измерения сверхкоротких временных интервалов, длительность которых меньше квантующей последовательности.

В целом, предложенное моделирование по методу стохастической обработки позволяет повысить точность представления сигналов о наблюдаемых МРЛС космических и воздушных объектов на 10-50 % в зависимости от объема стохастической добавки.

Имитационное моделирование функционирования системы эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры как инструмент обоснования параметров технического обслуживания

Есипов Е.Н., Вивчарь Р.М.

Научный руководитель — Решетников Д.В.

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В настоящее время опыт эксплуатации показывает, что приблизительно 40 % работ, проводимых на технологическом оборудовании (ТлОб) системы эксплуатации (СЭ) объектов наземной космической инфраструктуры (ОНКИ), выполняется с превышением продолжительности их выполнения, которая регламентируется в эксплуатационно-технической

документации. Проведенный анализ установил, что превышение времени обусловлено, прежде всего, увеличением количества скрытых отказов элементов ТлОб, которые выявляются непосредственно в ходе выполнения работ. На взгляд авторов, решение данной проблемы возможно с помощью создания эффективной системы технологического обслуживания (ТО), а именно: изменить стратегию ТО или обосновать заново значения параметров существующей календарной стратегии ТО. Также переход к обновленной системе ТО должен быть направлен не только на обеспечение требуемой надежности ТлОб и, как следствие, на своевременное выполнение работ, но и на снижение эксплуатационных затрат.

Проведен анализ существующих стратегий технического обслуживания, по результатам которого установлено, что в различных отраслях промышленности широко используются помимо календарной стратегии ТО, стратегия ТО по состоянию и стратегия ТО без планового технического обслуживания. Однако в случае применения на объектах СЭ ОНКИ стратегий ТО по состоянию и без планового технического обслуживания возникают определенные сложности и недостатки. Таким образом наиболее целесообразно сохранить существующую календарную стратегию ТО, однако для обоснования ее параметров необходим новый научно-методический аппарат. В основе такого научно-методического аппарата должна лежать модель функционирования СЭ ОНКИ, позволяющая установить связь между показателями эффективности СЭ и параметрами системы ТО.

Анализ применяемых моделей систем эксплуатации с календарной стратегией технического обслуживания показал, что существующие модели функционирования СЭ не позволяют в полной мере оценить влияние параметров системы ТО на функционирование СЭ ОНКИ.

В работе представлена формальная постановка задачи установления зависимости показателей эффективности функционирования СЭ ОНКИ от параметров ТО. Для решения данной задачи разработана модель функционирования СЭ ОНКИ. Для моделирования СЭ ОНКИ использовано агентное моделирование, так как анализ структуры СЭ ОНКИ выявил, что ее можно представить как совокупность однотипных элементов. Исходя из этого данные однотипные элементы удобно представить в виде агентов (классов), определенным образом взаимодействующих друг с другом, также отсутствует необходимость описывать поведение каждого элемента класса отдельно. Использование такого подхода позволило сэкономить затраты времени и вычислительных мощностей при моделировании. В модели моделируются следующие процессы: отказ элемента одного типа наименования (ЭОТН), техническое обслуживание и восстановление ЭОТН, плановое пополнение ЗЧ, экстренная доставка ЗЧ, выполнение работы, определение возможности начала операции и оценивания возможности ее окончания.

В результате моделирования такой подсистемы как система ТО был предложен подход к формализации объема ТО, что позволило учесть комплексное влияние всех параметров системы ТО на показатели эффективности СЭ ОНКИ, а также при моделировании была учтена комплексность ее целей, что позволило оценить влияние параметров системы ТО на возможность достижения этих целей.

Для нахождения вероятности достижения комплекса целей функционирования СЭ ОНКИ применен метод ядерной оценки плотности вероятности, который заключается в нахождении плотности вероятности системы случайных величин. Предложенный подход позволяет в результате обработки выходных данных моделирования оценить вероятность достижения целей.

Проведен вычислительный эксперимент. В результате вычислительного эксперимента получена максимальная вероятность достижения комплекса целей функционирования СЭ ОНКИ при оптимальных значениях объема ежемесячного и полугодового ТО.

Перспективные схемы подготовки и осушения воздуха в системах обеспечения температурного режима стартовых ракетных комплексов среднего класса

^{1,2}Крылов П.В.

Научный руководитель — ^{1,2}Бармин И.В.

¹Филиал АО «ЦЭНКИ» — НИИ СК, ²МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Цель исследования — разработка схем подготовки и осушения воздуха в воздушных системах обеспечения температурного режима (ВСОТР) с применением перспективных технологий, позволяющих повысить тактико-технические и технико-экономические

характеристики системы. В статье рассматривается система термостатирования с требуемой точкой росы на выходе минус 30 °С при нормальных условиях, обеспечивающая работу с ракетой космического назначения (РКН) среднего класса. В работе описаны существующие и перспективные методы подготовки и осушения воздуха с соответствующими принципиальными схемами для применения на стартовых комплексах. Научная новизна данной работы заключается в интеграции современных технологий, используемых в смежных отраслях промышленности, в конструктивные решения, применяемые в построении архитектуры систем термостатирования стартовых ракетных комплексов.

При проектировании воздушных систем обеспечения температурного режима (ВСОТР) необходимо учитывать ряд технических и экономических параметров системы, влияющих на общую эффективность её функционирования и эксплуатации. К таким параметрам относятся как надёжность, простота конструкции, ремонтпригодность, максимально возможная автоматизация процессов при эксплуатации, так и экономическая эффективность разработки и эксплуатации (энергопотребление, затраты на НИОКР, капитальные затраты на создание, эксплуатационные расходы). Степень осушки воздуха, подаваемого в смежные с баками криогенных компонентов топлива отсеки РКН, является одним из основополагающих параметров при проектировании систем термостатирования. В ракетно-космической отрасли при проектировании технологических систем большее значение уделяется факторам надёжности и простоты конструкции за счет увеличения энергопотребления и энергоэффективности (для ВСОТР – в случае применения воздушно-холодильных машин (ВХМ)), что в конечном счёте негативно влияет на общую эффективность системы и эффективность стартового ракетного комплекса в целом [1,2].

Объектами данного исследования являются наземная космическая инфраструктура стартового комплекса, воздушная система термостатирования, узел подготовки и осушения воздуха и его основные составные части.

В качестве предмета исследования рассматривается система термостатирования низкого давления (СТНД) стартового комплекса космического ракетного комплекса (СК КРК) среднего класса на космодроме «Восточный» и потенциальные способы повышения эффективности данной системы с применением современных технологий подготовки и осушки воздуха.

В статье представлено сравнение исходной системы с парокompрессионными холодильными машинами с альтернативными схемами системы с применением мембранного осушителя и роторного адсорбера в качестве финишных ступеней осушения и подготовки воздуха. По результатам сравнения приводятся основные отличия в части конструкции вариантов системы с выделением основных преимуществ и недостатков каждого из них, а также энергопотребление на получение одного м3 подготовленного и осушенного воздуха. Основным результатом работы является расширение диапазона применения по точке росы высокоэнергоэффективных ВСОТР на основе ПКХМ за счет комбинирования с мембранными или адсорбционными конечными осушителями.

Библиографический список

[1] Матвеева О.П., Чугунков В.В., Семячков Д.А. Системное проектирование наземного технологического оборудования технических и стартовых ракетных комплексов. Контроллинг в экономике, организации производства и управлении: шансы и риски цифровой экономики, 2019, с. 158–162.

[2] Александров А.А., Бармин И.В., Денисов О.Е., Чугунков В.В. Инновационные направления в развитии и эксплуатации наземной космической инфраструктуры технических комплексов космодромов. Инженерный журнал: наука и инновации, 2018, вып. 5 doi: 10.18698/2308-6033-2018-5-1765.

Сравнение проектно-баллистических характеристик возвращаемых ракетных блоков первой ступени в составе ракеты-носителя космического назначения

Лавринов Р.С.

АО «ЦНИИМаш», г. Королев Московской обл.

Работа посвящена анализу проектно-баллистических характеристик возвращаемых ракетных блоков первой ступени в составе ракеты-носителя (РН) космического назначения. Проведено сравнение ракетно-динамической (РД) и самолётной схем возврата многоразовых

ступеней. Для каждой схемы рассмотрены два варианта возврата: в точку старта и по начальному курсу движения РН (для РД схемы — посадка на платформу, для самолётной схемы — на аэродром).

Приведена математическая модель пространственного движения летательного аппарата, с помощью которой был проведен проектно-баллистический анализ сформированного базового облика РН сверхлёгкого класса с различными вариантами многоразовой первой ступени. Расчёты показали, что РН с первой ступенью, возвращаемой по самолётной схеме, является более энергетически эффективной и способна выводить большую массу полезной нагрузки (ПН), чем РН с первой ступенью, возвращаемой по РД схеме.

Роботизированная система транспортно-технического обеспечения низкоорбитальных многоспутниковых группировок малых космических аппаратов

Лукьяненко С.Н.

Научный руководитель — Абдурахимов А.А.

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Срок активного существования низкоорбитальных космических аппаратов (КА) ограничен различными факторами, включая запас рабочего тела для поддержания орбитальных параметров. Во время своего функционирования космический аппарат, находящийся на низкой орбите, постоянно взаимодействует с атмосферой Земли. И оно тем сильнее, чем ниже орбита космического аппарата. В результате этого взаимодействия космический аппарат уменьшает свою орбиту, что недопустимо для большинства КА.

Также следует отметить, что во время функционирования КА на орбите многие его элементы стремительно деградируют (в частности аккумуляторные батареи). Это приводит к быстрому выходу их из строя и тем самым к снижению срока активного существования всего КА. Однако при замене данных элементов можно было бы значительно увеличить время существования КА на орбите.

В данной исследовательской работе рассматривается перспективный подход к решению этой проблемы через обслуживание низкоорбитальной группировки КА с помощью космических аппаратов-роботов. Эти роботы способны выполнить «дозаправку» космических аппаратов и замену отдельных элементов, таких как аккумуляторы. Очень важным вопросом при рассмотрении данного подхода является определение способа обслуживания, схемы, по которой будет осуществляться транспортно-техническое обеспечение группировки космических аппаратов.

Эффективность схемы транспортного обеспечения низкоорбитальной группировки КА непосредственно влияет на общую стоимость обслуживания. Поэтому исследуется два наиболее экономичных варианта транспортного обеспечения при сохранении оперативности обслуживания. Первый вариант предполагает уменьшение количества обслуживающих роботов при увеличении их размеров и массы, что позволяет одному роботу обслуживать несколько КА. Второй вариант предполагает увеличение количества роботов при снижении их размеров и массы.

В данной работе главной целью является разработка методики обоснования оптимальной схемы транспортного обеспечения низкоорбитальной многоспутниковой группировки КА с использованием обслуживающих КА-роботов, а также в оценке массовых характеристик и необходимого количества таких роботов. Результаты, полученные с использованием данной методики, могут быть применены для выбора наилучших схем транспортного обеспечения КА в зависимости от их орбитальной группировки, а также для определения ключевых характеристик КА-роботов.

Полученные результаты позволяют определить техническую возможность обслуживания низкоорбитальной группировки КА с использованием КА-роботов и обосновать приоритетное направление развития систем обслуживания группировок КА. Эти результаты имеют важное значение при формировании требований к техническому облику обслуживающего КА-робота, что будет необходимо для дальнейшей разработки данного космического аппарата.

Анализ прочностных характеристик различных вариантов исполнения основных несущих элементов демонстратора вертикального взлета и посадки

Малых Д.А., Куплевацкий Д.В., Варкентин В.В.

Научный руководитель — Пешков Р.А.

ЮУрГУ, г. Челябинск

При проведении теоретических и расчётных исследований новых перспективных ракетно-космических конструкций возникает необходимость подтвердить либо опровергнуть полученную информацию или эффективность выбранного подхода для изучения конкретных технологий. Для решения подобных задач в современной практике разрабатываются специальные демонстраторы. В настоящее время одним из главных векторов развития средств выведения в России и мире является снижение стоимости запуска и разработки за счет применения новейших конструкторских решений, связанных как с созданием новых типов двигательных установок (ДУ), так и с внедрением многоразовых систем. Демонстратор вертикального взлета и посадки (далее демонстратор) ориентирован на решение задач по отработке алгоритмов системы управления (СУ) и способов создания управляющих усилий для летательного аппарата (ЛА) на этапе вертикально взлета, посадки и перемещения с использованием различных типов ДУ.

Целью проекта является разработка конструкции демонстратора для отработки основных алгоритмов СУ изделий ракетно-космической техники.

Согласно техническому заданию, демонстратор должен обладать следующими характеристиками: высота вертикального подъема объекта испытаний не менее 10 м; минимальное расстояние объекта испытаний от вертикальной оси вращения 6 м; горизонтальное перемещение объекта испытаний не более 3,2 м; поворот объекта испытаний вокруг вертикальной оси не более 70° в две стороны относительно среднего положения.

Одним из самых известных испытательных стендов является динамический летный стенд Lunar Landing Research Facility, конструкция которого выполнена по порталной мостовой схеме с тремя А-образными рамами. Имитация гравитации достигалась с помощью смещения троса подвески с системой сервоприводов относительно вертикали на угол, соответствующий необходимому углу наклона кабины. Схожую конструкцию имеет испытательный стенд демонстратора многоразового вертикального взлета FROG, в котором с помощью тросов к ферменной конструкции крепится объект испытаний. Система тросов обеспечивает мягкую посадку объекта в случае нештатной ситуации при испытаниях. Описанные стенды напоминают конструкции подъемных кранов, но выполненные по разному типу. Однако подобные стенды имеют существенные недостатки: большие габариты конструкции и трудности при прокладывании дополнительных систем снабжения. Этими же недостатками обладают краны кабельного и стрелового типа.

Поэтому, наиболее простым решением для выполнения поставленной задачи является разработка двух отдельных испытательных установок: первая применяется для отработки вертикального движения, вторая — для горизонтального движения. Однако использование такой концепции имеет ряд недостатков: демонтаж объекта испытаний с одной из установок и их последующий монтаж на другую, а также подготовка к проведению испытаний занимает значительное время (4-10 часов); смонтированные установки, вместе с дополнительными системами территориально будет занимать достаточно большое пространство (более 700 кв.м); для каждой установки необходим отдельный подвод топлива и охлаждающей жидкости, который не должен зависеть от аналогичного для другой установки.

Для устранения этих недостатков было принято решение разработать один демонстратор, который обеспечит одновременно вертикальное и горизонтальное движение объектов испытаний.

Основными элементами демонстратора являются: неподвижная цилиндрическая мачта с площадкой для обслуживания, подвижная стрела с расположенной на её конце платформой для закрепления объекта испытаний, а на другом конце противовесом для компенсации массы элементов, не входящих в объект испытаний. Разработанные поворотные механизмы стенда позволяют осуществлять движение объекта по вертикали и горизонтали с минимальным сопротивлением. Также предусмотрена система экстренного торможения на базе пневмоцилиндра с демпфером и система трубопроводов для подачи компонентов топлива и

охлаждения, с гибкими металлическими и резиновыми рукавами, армированными нитью, для обеспечения свободы вращательного движения в 4-х шарнирных группах.

В ходе выполнения эскизного проектирования был разработан облик демонстратора, разработана эскизная конструкторская документация (ЭКД). На ее основании был изготовлен демонстратор с последующим монтажом на испытательной площадке.

При расчете нескольких вариантов ферм стрелы на прочность были приняты следующие допущения: раскосы надежно приварены к продольным элементам (штангам), то есть способны воспринимать требуемые поперечные силы, а также имеют значительно меньшую массу по сравнению с продольными элементами.

Для расчета были выбраны три варианта конструкции фермы.

Первый расчет проведен с учетом того, что стрела находится в равновесном состоянии, штанги находятся в горизонтальном положении, то есть противовес уравнивает кронштейн угловой, объект испытаний, а также трубопроводы подвода топлива и охлаждения массой 100 кг, относительно оси вращения шарнира. По результатам расчета запас прочности треугольной фермы равен 1,08, квадратной фермы — 1,70, а прямоугольной фермы — 2,55.

Далее выполнен расчет запаса прочности ферм в аварийной ситуации: система статически уравновешена, старт вертикального взлета осуществляется на максимальной тяге. ДУ поднимается на максимальную высоту и совершает удар кронштейном об ограничитель поворота. Запас прочности при аварийной ситуации для всех вариантов ферм — менее 0,53. Если выполнить расчет ферм с учетом демпфирования, то удастся повысить запас прочности. Для треугольной фермы он стал равен 0,63, для квадратной — 0,92, а для прямоугольной — 1,18.

Опорным элементом конструкции мачты является труба. В расчете рассмотрены стальные трубы разных диаметров и толщин стенок для применения в конструкции демонстратора. Здесь нагрузкой является масса уравновешенной конструкции «ДУ — противовес», масса механизма поворотного и масса полезной нагрузки (250 кг). Для изготовления узла мачты была выбрана труба размером 450*14 мм с запасом прочности 196,9 и 3,18 в статическом и аварийном режимах.

После монтажа демонстратора были проведены исследовательские испытания по отработке навигационных систем для определения положения объекта на различных этапах движения и передачи команд на органы управления для осуществления корректировки с точки зрения обеспечения посадки в заданную точку. Исследуемый объект состоял из платформы, необходимой для его соединения со стрелой через кронштейн угловой и демонстратора ДУ для создания тяги с целью обеспечения движения.

Применение разработанной конструкции демонстратора системы вертикального взлета и посадки позволило получить новые результаты по отработке навигационных систем при осуществлении плавного вертикального взлёта, перемещения и плавной вертикальной посадки исследуемого объекта, оснащенного демонстратором ДУ, в заданную точку.

Исследования проведены при поддержке Министерства образования и науки Челябинской области по соглашению № 558 от 25 августа 2022 г.

Динамика углового движения космических аппаратов с диссипативным демпфером Морина З.В.

Научный руководитель — Дорошин А.В.
Самарский университет, г. Самара

Целью работы является моделирование динамики углового движения космического аппарата.

Одной из главных задач обеспечения требуемой пространственной ориентации космического аппарата является решение проблемы разгрузки кинетического момента. В связи с повышающейся актуальностью использования простых конструктивных схем наноспутников важно разработать метод разгрузки кинетического момента, который также будет прост с точки зрения конструкции исполнительных элементов и применим для малых космических аппаратов и наноспутников.

Актуальность изучения наноспутников растет в связи с увеличением количества космических миссий, использующих сверхмалые форматы космических аппаратов и спутников, содержащих принципиально простые функциональные элементы оборудования и систем

управления. Именно поэтому в работе рассматривается орбитальное движение по круговой орбите наноспутника симметричной конструкции из трех блоков, один из которых содержит диссипативный демпфер. В работе рассматривается два вида демпферов: магнитный и гравитационный.

Большое количество исследований посвящено изучению динамики системы ориентации спутников с гравитационным и магнитным сферическими демпферами [1, 2].

Демпфер представляет собой следующую конструкцию. Внутренняя сфера магнитного демпфера содержит линейный магнит и шесть подковообразных магнитов, расположенных на ее поверхности. Внешняя сфера изнутри заполнена висмутом — вязким веществом с наиболее сильно выраженными диамагнитными свойствами. Центрирование внутренней сферы во внешней сфере обеспечивается отталкивающим действием подковообразных магнитов от слоя висмута. Линейный магнит на внутренней сфере, взаимодействуя с магнитным полем Земли, приводит к относительному перемещению внутренней и внешней сфер. Рассеивание энергии вращательного движения спутника осуществляется за счет потерь на вязкое трение в жидкости и за счет токов Фуко, наводимых магнитным полем линейного магнита внутренней сферы в металлической оболочке внешней сферы при их относительном перемещении [3].

Данная схема схожа с аналогичной конструкцией гравитационного демпфера. Традиционно гравитационный демпфер представляет собой монолитную сферу, погруженную в сферическую полость, заполненную вязкой жидкостью, когда моменты инерции демпфера равны друг другу (так называемая модель М.А. Лаврентьева) [4]. При движении по орбите тело стремится вращаться и занять гравитационно-ориентированное пространственное положение. Таким образом, гравитационные силы инициируют внутреннее угловое движение внутренней сферы относительно полости с вязкой жидкостью. При вращении в вязкой жидкости возникает момент трения, который приводит к кинетической энергии и замедлению углового движения основного тела. Это приводит к тому, что за счет трения возникает диссипативный момент, который разгружает кинетический момент спутника.

В работе рассматриваются детально 3 случая: действие на динамику углового движения только гравитационного демпфера, только магнитного демпфера и совместное действие двух демпферов. Моделирование является основным методом исследования, который позволяет получить наглядное представление численных решений уравнений.

Также проведен сравнительный анализ результатов моделирования, который доказал, что:

1. Одновременное действие магнитного и гравитационного демпфера приводит к более быстрому гашению колебаний;
2. Во всех трех случаях со временем мы имеем убывающие колебания с околонулевыми малыми амплитудами;
3. Во всех случаях q и q' в конечном итоге будут равны орбитальной угловой скорости;
4. Положение тел со временем приближается к положению вдоль осей орбитальной системы.

Вращательное движение относительно орбитальной системы прекращается за счет диссипации кинетической энергии при помощи жидкостного трения в системе. Изученная схема может быть применена в работе с наноспутниками.

ЛИТЕРАТУРА

1. Морозов В. М., Каленова В. И. Управление спутником при помощи магнитных моментов // управляемость и алгоритмы стабилизации // Космические исследования. — 2020. — Т. 58. — № 3. С. 199-207.
2. Doroshin A. V. Gravitational dampers for unloading angular momentum of nanosatellites // Advances in Nonlinear Dynamics: Proceedings of the Second International Nonlinear Dynamics Conference (NODYCON 2021), Volume 1. — Cham: Springer International Publishing, 2022. P. 257-266.
3. Сарычев В. А. ДЕ Охочимский и его роль в создании систем пассивной ориентации спутников // Прикладная небесная механика и управление движением. С. 223.
4. Ишлинский А. Ю. Деятельность Михаила Алексеевича Лаврентьева в Академии наук СССР // Ж. прикладной мех. и техн. физ. — 1960. — № 3. — С. 16-19.

Имитационная модель функционирования ОЭС КА с использованием ПЗС - матрицы

Павлов Л.В.

Научный руководитель — Калинин Т.В.

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Современные оптико-электронные системы характеризуются высокой степенью сложности, многовариантностью, высокой интенсивностью сложности решаемых задач.

Сложность изучаемых в академии средств и большие расстояния в пространстве между академией и реальными образцами систем не позволяют качественно и интенсивно проводить процесс обучения.

Выходом из создавшегося положения могут быть несколько вариантов:

- оптимизация алгоритмов работы;
- использование информационных и мультимедийных технологий ПЭВМ на примере имитационной модели.

Одним из перспективных направлений развития космической системы дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ) является совершенствование бортовой оптико-электронной аппаратуры космического аппарата.

В работе представлено описание имитационной модели функционирования бортовой оптико-электронной аппаратуры космического аппарата (БОЭА КА) на основе ПЗС (приборы с зарядовой связью) — матрицы. Модель предназначена для наглядного принципа построения траектории полета баллистического космического объекта (БКО) в БОЭА КА.

Во введении обосновывается необходимость и актуальность создания данной модели.

В первом разделе конкретизируется назначение модели и в общем виде представлена ее структура с раскрытием функционального назначения составных частей и их возможностей и их взаимосвязи.

Во втором разделе на основе анализа специальной и справочной литературы разработан математический аппарат принципа построения траектории БКО, функционально объединенный в соответствующих процедурах программного кода, текст которого приведен в приложении.

В заключении формулируются конечные результаты работы модели, их использование в дальнейшем и делается вывод о том, что модель позволяет показать построение изображения траектории БКО на поле ПЗС.

В настоящее время ведутся работы по использованию изложенной модели в конкурсной работе, в учебном процессе на 81 кафедре в программно-имитационном комплексе.

Анализ вариантов развертывания многоплоскостной орбитальной группировки малых КА

Подомарёв И.А.

Научный руководитель — Уртминцев И.А.

ВКА им. А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Одной из важных тенденций, существующих на данный момент в космической отрасли, является создание малых космических аппаратов.

Благодаря созданию новых конструкционных материалов, разработкам в электронике, теплотехнике и других областях науки и техники появилась возможность миниатюризации систем космических аппаратов без ухудшения их функциональных качеств. В связи с этим малые космические аппараты обладают рядом преимуществ:

- относительно небольшая стоимость производства отдельного МКА;
- возможность организовать групповой запуск космических аппаратов;
- создание многоплоскостных орбитальных группировок, что позволяет обеспечить глобальное покрытие Земли и соответственно непрерывное обновление данных наблюдений;
- позволяет привлечь к их разработке учебные заведения.

Остаётся вопрос о том, как эффективно вывести МКА на целевые орбиты.

Разгонный блок на жидкостном ракетном двигателе, безусловно, отличный вариант, когда требуется за малое время вывести на целевую орбиту полезную нагрузку. Но он занимает значительный объем и массу от возможностей ракеты-носителя, которую можно было бы

использовать под полезный груз. А если от РБ требуется развести МКА по разным плоскостям, понадобится ещё больше топлива, и это является серьезной операцией, которая требует больших расчетов и сложных манёвров.

Существует необходимость в создании системы, которая могла бы развести МКА по ячейкам баллистической структуры с малыми энергетическими затратами.

Целью данной работы является разработка облика энергодвигательной системы КА-буксира с солнечной электроракетной двигательной установкой.

КА-буксир — техническое устройство, предназначенное для транспортирования космических аппаратов с опорной орбиты на целевую и, при необходимости, обратно.

В ходе выполнения данной работы были получены следующие основные результаты:

1. Рассмотрена задача развёртывания группировки из 24 малых КА в четырех плоскостях орбиты.

2. Определены требования к энергодвигательной системе КА-буксира.

3. Определен состав бортового оборудования КА-буксира, его компоновка и схема развёртывания орбитальной группировки.

Показана возможность развёртывания орбитальной группировки, состоящей из 24 МКА, в четырех плоскостях в двух вариантах применения:

- при использовании 4-х электроракетных разгонных блоков с СЭРДУ на основе 3-х СПД-100;

- при использовании автономных СЭРДУ на каждом КА на основе одного, двух и трех СПД-100.

Применение КА-буксира в различной комплектации для формирования орбитальной группировки представляется экономически более выгодным по сравнению с традиционными методами.

Универсальная подвижная роботизированная платформа для планетных исследований

Пятыго М.И.

Научный руководитель — Моржухина А.В.

МАИ, г. Москва

Планетные исследования являются ключевыми моментами в программах многих аэрокосмических агентств. Обычно такие исследования реализуются с помощью роверов. Конструирование планетоходов и введение их в эксплуатацию — сложный, трудоемкий и дорогостоящий процесс. В данной работе рассматривается концепция, которая может решить некоторые недостатки планетоходов (луноходов, марсоходов или других типов роверов), а также сделать планетные исследования с их помощью проще, дешевле и доступнее. Концепция предлагает создание уникальной платформы в рамках одной планеты, так как создание ровера, который одновременно подошел бы для работы на разных объектах, нерационально. Предлагается собирать единую конструкцию из простейших единиц — «блоков». Такие блоки будут объединяться друг с другом различными способами и в конечном счете составлять единую конструкцию, вдохновленную проектом CubeSat. На блоки, планетоход и некоторые его составляющие будет составлена документация, которая установит границы свободы действия конструкторов и области, охватываемой документацией. Документация установит параметры и требования для элементов конструкции ровера. Таких как: их масса, габариты, способы крепления, альтернативы, материал, условия эксплуатации.

В работе приведены примеры объектов конструкции для стандартизации. Указаны возможные требования к платформе, и степень свободы, предоставляемое разработчикам по отношению к заданной документации. Несмотря на наличие документации на космический аппарат, концепция предлагает высокую свободу реализации космического аппарата. Разработчики смогут вносить свои изменения в конструкцию, если они предусмотрены документами. Рассмотрены отдельные элементы конструкции ровера. Описаны его возможные сборки и способы реализации. Представлено видение автора на то, как будут проходить планетные исследования при реализации предложенной концепции. По итогу работы представлены 3D-модели общей возможной реализации универсального ровера, а также

некоторых его отдельных составляющих. Проведены прочностные расчеты для некоторых конструкторских элементов и указаны их результаты.

Стенд для измерения вольт-амперной характеристики солнечной батареи космического аппарата

Рахматуллин Р.Р., Данилов М.Д., Валиуллин В.В.

Научный руководитель — Надирадзе А.Б.

МАИ, г. Москва

В настоящее время на кафедре 208 МАИ создан стенд для измерения вольт-амперных характеристик солнечной батареи космического аппарата. Основным преимуществом данного стенда является возможность проводить измерения световой вольт-амперной характеристики солнечной батареи в условиях вакуума, благодаря использованию имитатора солнечного излучения на основе высокоэффективных светодиодов, дополненного галогеновыми лампами для улучшения соответствия солнечному спектру излучения в инфракрасном диапазоне. Данное преимущество особенно актуально, когда идут длительные испытания солнечной батареи на стойкость к воздействию различных техногенных факторов космического пространства, и вольт-амперную солнечной батареи, как основной характеристики, можно измерить и сравнить до и после воздействия, не затрачивая времени на напуск камеры до атмосферного давления. Также при положительной оценке состояния солнечной батареи после воздействия, можно продолжить испытания, экономя время, не откачивая вакуумную камеру и не производя дополнительных манипуляций с солнечной батареей.

Основные характеристики имитатора солнечного излучения: высокое спектральное соответствие без необходимости использования оптических фильтров; обеспечение различных уровней плотности светового потока от 280 до 1 400 Вт/м²; временная стабильность; большой ресурс, безопасность и низкое потребление энергии по сравнению с дугowymi лампами. Светодиоды оснащены линзами, фокусирующими световой поток таким образом, что освещаемая площадь на расстоянии 500 мм от источника имеет форму окружности диаметром 580 мм. Светодиоды крепятся на термоосновании, обеспечивающем эффективный отвод тепла, так как сильный нагрев снижает световой поток светодиода и уменьшает его полезный срок службы.

Проектирование бортовой коаксиальной установки малой холодопроизводительности

Сивуха Д.В.

Научный руководитель — Некрасова С.О.

Научный консультант — Сармин Д.В.

Самарский университет, г. Самара

Рассмотрена перспективная конструктивная схема криогенного охладителя для бортовых аэрокосмических систем получения изображения. Спроектирована и изготовлена коаксиальная конструкция охладителя с пульсационной трубой, включающая компрессорную часть собственной разработки, регенератор, пластинчатые теплообменники, инерционную трубу и ресивер. Работоспособность экспериментального образца продемонстрирована выходом на режим в течение 20...30 секунд при температуре охлаждения 77...80 К. Рабочий процесс смоделирован на основе теории линейной термоакустики, расчетная реализация уравнений в узлах холодильной машины применена в программе Delta EC. С помощью ANSYS Fluent в модели коаксиального охладителя произведен анализ влияния размеров пульсационной трубы, регенератора на холодопроизводительность установки. Численное моделирование проводилось с верификацией экспериментальных температур в холодном и горячем теплообменниках. Параметризацией сеточной модели для режима заправки гелием 3МПа, и рабочей частоте 78 Гц получены размеры пульсационной трубы и регенератора, соответствующие максимальной холодопроизводительности 8 Вт. Таким образом, в работе проведена комплексная процедура проектирования криогенного охладителя, включающая определение размеров, газодинамическое моделирование и оптимизацию размеров на максимальный уровень холодопроизводительности. Результаты данной работы могут быть использованы для

разработки и апробации методики проектирования охладителей бортовых фотоприёмных устройств инфракрасного диапазона.

Разработка программного обеспечения мониторинга технического состояния бортовых систем космических аппаратов на основе рекуррентной нейронной сети

Уколов Д.А.

Научный руководитель — Волков М.Н.

ВКА им. А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Современное развитие космических аппаратов (КА) различного целевого назначения характеризуется постоянным повышением требований к надежности, эффективности и автономности их функционирования.

В условиях постоянно увеличивающегося объема задач, возложенных на КА, а также несовершенства методов контроля технического состояния (ТС), как частной задачи технического диагностирования, возникает необходимость совершенствования систем контроля ТС КА в целом и его систем энергообеспечения, терморегуляции, управления движением и ориентации, связи и др. Исходя из этого, создание перспективных КА с высокими целевыми и эксплуатационными характеристиками требует разработки новых подходов к решению проблемы обеспечения живучести КА. Одним из направлений решения этой проблемы является разработка интеллектуальных систем машинного обучения, которые позволят повысить оперативность принятия решения о ТС БС КА за счет интеллектуального анализа и прогнозирования возможных отклонений параметров БС от установленных нормативных значений.

Системы машинного обучения все чаще находят применение в космической отрасли при решении задач управления, контроля и диагностики, однако в рамках научных работ достаточно редко рассматриваются более современные и сложные архитектуры нейронных сетей, такие как GRU (Gated recurrent units) — сети с управляемым рекуррентным блоком, большинство исследователей ограничиваются применением классических рекуррентных нейронных сетей, а также больших или нескольких полносвязных сетей прямого распространения. В научной работе рассмотрена возможность контроля ТС БС КА в реальном времени с помощью инструментария GRU нейронных сетей в задаче классификации ТС объекта.

Разработка специализированного программного комплекса автоматизации процесса идентификации конструктивных параметров компьютерных расчётных моделей летательных аппаратов

Чуйко Д.С., Самсонов К.С., Блинов П.А.

АО «КТРП», г. Королев Московской обл.

В данной работе представлены результаты разработки специализированного программного комплекса автоматизации процесса идентификации конструктивных параметров компьютерных расчётных моделей летательных аппаратов. Описана значимость места аэроупругой динамической устойчивости и подтверждения безопасности от возникновения флаттера в комплексе исследований, связанных с обеспечением прочности летательных аппаратов. Описан метод подтверждения безопасности от возникновения флаттера корпуса и несущих поверхностей и допуска к лётным испытаниям, которым является проведение расчётного исследования аэроупругой динамической устойчивости, то есть определение критической скорости флаттера. Определены динамические характеристики, необходимые для определения аэроупругой устойчивости. Описан конечно-элементный метод, позволяющий проводить анализ конструкций проектируемых летательных аппаратов. Данный метод используется для создания типов моделей с целью определения аэродинамической устойчивости и изучения динамических характеристик конструкций изделий ракетной техники. Описан способ получения достоверных результатов, которым является проведение наземных частотных испытаний для экспериментального определения динамических параметров с последующей валидацией расчётной модели. Представлено описание функционала программного комплекса и преимущества его использования. Описаны функции программного комплекса как комплекса

для экспериментального модального анализа, основными из которых являются: импорт данных, создание и загрузка каркасных моделей, отображение графиков, преобразование исходных данных, загрузка конечно-элементных моделей из расчетных пакетов. Применение СПК автоматизированной обработки результатов испытаний и построения КЭ моделей ЛА позволило сократить временные и ресурсные затраты на расчёты и валидацию моделей высокотехнологичных объектов вооружения.

Разработка конструкции многоцелевого беспилотного летательного аппарата

Шевченко М.О., Пасичная М.М.

Научный руководитель — Лапышев А.А.

УлГТУ, г. Ульяновск

Сегодня более миллиарда людей по всему миру не имеют доступа к постоянно функционирующим дорогам. Одна восьмая часть населения Земли полностью отрезана от остального мира на протяжении какой-то части года. Это может быть связано с проливными дождями, катаклизмами, кризисными ситуациями в регионах. Людям не могут доставить гуманитарную помощь, медикаменты, жизненно важное оборудование, вещи первой необходимости. Они не способны отправлять товары для получения постоянного дохода. Например, в Африке к югу от Сахары 85 % дорог непригодны в сезон дождей, а в России у жителей Чукотки исключительно зимой появляется возможность воспользоваться специальными автодорогами (зимниками).

Существует другая проблема. Города и мегаполисы, в которых проживает около половины всего населения Земли, — это места, где есть дорожная инфраструктура, но она малоэффективна. Пробки являются огромной проблемой.

Столкновение с COVID-19 показало насколько важно быстро реагировать на возникновение новой эпидемии, как важно проводить вакцинацию и тестирование. В развивающихся и развитых странах миллионы людей могли бы получить самые лучшие вакцины, лучшее лекарство. Местные клиники могли бы собирать анализы и мгновенно отправлять их в лаборатории для дальнейших исследований. Это дало бы неоспоримое преимущество в борьбе с эпидемиями, туберкулезом ВИЧ/СПИД и другими болезнями.

В научно-исследовательской работе анализируется тенденция применения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в сфере здравоохранения, рассматриваются существующие БПЛА-аналоги. В качестве объекта исследования разработана 3D-модель конструкции многоцелевого беспилотного летательного аппарата (БПЛА), особенность которой: модульность конструкции, повышенная защита электронных компонентов от падения и атмосферных воздействий, соответствующая международному стандарту IP, скорость полета. Проведен весовой расчет конструкции БПЛА. Выполнены аэродинамический анализ конструкции и прочностной расчет конструкции в САЕ-системе.

Аэродинамическое тормозное устройство на основе пеноматериалов для малых космических аппаратов

¹Юдин А.Д.

Научный руководитель — ²Сысоев В.К.

¹МАИ, Москва, ²АО «НПО Лавочкина», г. Химки Московской обл.

В настоящее время активно разрабатываются способы очистки околоземного космического пространства от космического мусора, а также мероприятия, предотвращающих в перспективе саму возможность засорения. Ранее было предложено использовать способ аэродинамического торможения надувными устройствами для увода КА с низких околоземных орбит. Данный способ наиболее прост в технологии изготовления и применении, однако вероятность столкновения КА оснащенные надувными устройствами с космическим мусором крайне мала, имеются прецеденты столкновений с космическими объектами на орбите.

Для более длительного сохранения аэродинамической формы устройства увода КА предлагается подавать пену в эластичный тонкопленочный резервуар (типа шара). Стенки этого шара будут выполнять две функции: расширяться под действием пены до больших размеров и,

с другой стороны, будут ограничивать уход пенного материала в космос. Для дренажа рабочих и остаточных газов предусматривается отверстия в стенках шара.

В качестве такого упругого резервуара можно рассмотреть два варианта. Первый материал — это металлизированный лавсан, второй — резиновый материал (каучук), хоть в космических условиях он менее стоек, чем лавсан, больший коэффициент растяжения позволит получить более объемное тормозное устройство. Деструкция его будет происходить после полимеризации пенного материала, т. е. когда устройство приобретает твердую форму.

Масса шара составит в несколько раз меньше массы оболочки, если плотность пеноматериала будет составлять 10-3 кг/м³. Предварительная масса устройства увода, оболочки и пеноматериала в зависимости от диаметра шара показаны в таблице 1.

Влияние силы упругости сосуда и силы расширяющейся пены весьма динамичны и предстоит провести как расчетные, так и экспериментальные работы для определения оптимального соотношения газ/полимер, скорости подачи пены, объема резервуара и механических характеристик упругого резервуара.

Организация космической миссии для изучения влияния солнечных вспышек на ионосферу Земли

Юронин М.В.

Научный руководитель — Щербаков М.С.
Самарский университет, г. Самара

Изучение Солнечной активности является одним из основных направлений небесной механики и астрофизики. Настоящая проектная работа направлена на рассмотрение и создание группировки наноспутников (далее НС), которые будут задействованы в исследовании различных проявлений солнечной активности.

С конца 1990-х годов направление изучение космических объектов при помощи НС развивается достаточно активно. По действующим международным стандартам НС могут быть определены как малые космические аппараты, имеющие массу от 1 до 10 кг, по данному критерию в классификации они находятся между пикоспутниками (до 1 кг) и сверхмалыми спутниками (от 10 до 100 кг). Наиболее интенсивно НС используются в ДЗЗ, однако, предпринимаются также и попытки их применения для сбора информации о небесных телах, в том числе о Солнце.

На данный момент мировой наукой не получено достаточно точных данных о многих явлениях во внутреннем и внешнем слое солнечной короны, таких как: нагрев солнечной короны, свойства корональных петель, солнечное динамо и т. п. Поэтому важно получить новые данные, которые помогут спрогнозировать различные явления на Солнце. Чтобы получить новые данные о свойствах солнечной короны, предлагается организовать миссию с применением технологии группового полета НС. Несмотря на их малые габариты (до 10 кг) из них можно создать единую группировку, в которой каждый космический аппарат будет нести на борту один-два научных прибора, что позволит одновременно проводить разнотипные измерения, что на данный момент является перспективной идеей.

Актуальность предлагаемого проекта обусловлена необходимостью дальнейшего изучения активности Солнца, данная научная проблема может быть решена путем создания группировки НС. Следует отметить, что на данный момент в России практически нет собственных космических аппаратов (далее КА), специально предназначенных для исследования Солнца (существуют на сегодняшний день используются КА нанокласса — Ярило и Норби, которые входят в программу Универсал, а также спутник «Монитор-1», созданный НИИЯФ МГУ в 2022 г., предназначенный для наблюдения за солнечными вспышками). Также нет своих солнечных космических станций и солнечных космических телескопов, тогда как в зарубежных странах такая работа ведется. Такие исследования важны, так как солнечная активность напрямую влияет на нашу планету и возможность организации межпланетных перелётов, поэтому важно и в нашей стране создавать данные аппараты, которые будут заниматься исследованием Солнца, чтобы обеспечить технологическое лидерство в этом направлении.

Цель проекта — проанализировать возможность применения технологии группового полёта НС для задач по исследованию Солнца.

Задачи:

- Провести обзор основных проявлений солнечной активности;
- Проанализировать современные инструменты изучения солнечной активности;
- Рассмотреть особенности использования малых космических аппаратов для изучения проявлений солнечной активности и возможности полезной нагрузки в виде научного оборудования для исследования Солнца;

- Предложить концепцию организации группового полета наноспутников в изучении солнечной активности, обосновать выбор конфигурации группировки НС для исследования солнечной короны.

Научная новизна исследования

- Исследование Солнца с помощью технологии группового полета НС
- Научная значимость результатов работы
- Результаты данной работы помогут в изучении солнечной активности при помощи технологии группового полета НС

Методы и материалы

- Изучение и обобщение научных публикаций;
- Методы динамики полёта космических аппаратов.

В рамках проекта необходимо ответить на ряд основных вопросов:

- Почему в наше время важно изучать солнечную активность
- При помощи каких средств в настоящее время можно изучать Солнце, его активность, строение и т. д.

- Обзор космических аппаратов (SOHO, Sdo, Parker, Solar Orbiter), которые сейчас изучают солнце

- Оценить НС как инструмент для более подробного изучения Солнца и способ расширения возможностей солнечных станций

- Обобщить опыт существующих проектов по запуску НС с этой миссией

Планируемые результаты

- Определение перечня научного оборудования, которое понадобится для комплексного изучения Солнца с помощью группы НС;

- Определение нужных параметров орбиты, на которой группировка НС будет функционировать. Выбор частного положения солнечно-синхронной орбиты, на которой группировка КА будет синхронизировано на низкой околоземной орбите с Солнцем по солнечному местному времени; ровно в плоскости земного терминатора (т.е. местное солнечное время для НС будет всегда одинаковым);

- Выбор конфигурации группировки НС для исследования солнечной короны

- Выбор полезной нагрузки для данной группировки НС

Личный вклад в работу

Все результаты получены автором самостоятельно при консультативном участии научного руководителя.

Макет модуля оптико-электронного для малогабаритного космического аппарата дистанционного зондирования земли формата «CubeSat»

Якубовский С.В., Зайцев И.М., Орешечкин С.С.

Научный руководитель — Модель С.С.

ПАО «Красногорский завод им. С.А. Зверева», г. Красногорск

В работе [1] исследованы тенденции развития российских и иностранных средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) формата «CubeSat», доказавшие актуальность создания отечественных многосоставных группировок спутников. Смоделированная оптическая система (ОС) объектива была рассчитана для использования в качестве целевой аппаратуры малогабаритного космического аппарата (МКА) «CubeSat»-формата. Проведенный анализ полученной схемы показал необходимость ее модернизации, что было реализовано посредством синтеза линзового компенсатора и его встраивания в синтезированную зеркальную схему объектива, что улучшило качество изображения и уменьшило продольные габариты системы. Схемная реализация оптимизированной оптической системы апробирована в разработанной под нее конструкции оптико-электронного модуля малогабаритного космического аппарата формата «CubeSat».

Широкое использование приобрели МКА формата «CubeSat», применяемые в разных направлениях науки и техники: научно-образовательные проекты, ДЗЗ, испытание оснащения, передача связи.

Создание спутниковой группировки решает задачу непрерывной съемки подстилающей поверхности Земли, реализуемой большой полосой захвата и устанавливаемой составом группировки, и, кроме того, обеспечивает высокую скорость передачи данных от собираемой с разных точек планеты информации.

В настоящий момент в России запущены два спутника формата «CubeSat» для ДЗЗ: МКА «ОрбитаКraft-Зоркий» и МКА «Зоркий-2М».

В мире стремительно разворачиваются группировки спутников различного назначения, в том числе и ДЗЗ. Лидерами по созданию спутниковых группировок МКА формата «CubeSat» являются компании «Planet» и «Astro Digital».

Анализируя изложенное выше, можно сделать вывод, что в настоящее время не имеется отечественной многосоставной группировки спутников малых габаритов, осуществляющей повседневную периодичность съемки поверхности Земли. Острой проблемой отечественного приборостроения является дефицит универсального схемного решения ОС, подходящего под формат малогабаритного спутника, и отработки его конструктивной реализации в МКА формата «CubeSat».

Цель данной работы — реализация конструкции макета модуля оптико-электронного для МКА ДЗЗ формата «CubeSat».

В ПАО «Красногорский завод им. С.А. Зверева» выполнен анализ вероятных версий оптических схем объектива для предполагаемого МКА. Было обнаружено, что наиболее технологически и технически реализуемой схемой объектива спутника из-за ограничений по габаритам, определяемых форматом «CubeSat», является осесимметричная зеркальная схема Ричи-Кретьена.

Конструктивные параметры оптической схемы, полученные после проведенного габаритного расчета, были смоделированы в программе «Zemax», и затем произведена оценка качества изображения. Было выявлено, что в системе значительно преобладают полевые аберрации, которые необходимо компенсировать. В результате рассмотрения возможных способов исправления аберраций ОС было принято решение добавить линзовый компенсатор и оптимизировать полученную зеркально-линзовую систему.

Авторами была предложена оптическая схема компенсатора, которая состоит из трех одиночных линз и скорректирована в отношении хроматических аберраций за счет подбора комбинации из трех различных марок стекол. Компенсация монохроматических аберраций ОС была достигнута задействованием свободных конструктивных параметров, имеющихся у элементов компенсатора.

Полученные конструктивные параметры оптимизированной ОС с компенсатором также были смоделированы в программе «Zemax» и проанализированы. Система после оптимизации стала иметь высокое качество изображения, близкое к дифракционному.

Полученное схемное решение зеркально-линзового объектива зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации в качестве патента на изобретение [2].

Далее была осуществлена конструктивная реализация рассчитанного зеркально-линзового объектива. Достоинством данной схемы является осевая симметрия, что обеспечивает простоту сборки и юстировки, контроля параметров ОС. Объектив спроектирован таким образом, чтобы плоскость изображения была вынесена за главное зеркало. Это позволяет отдельно компоновать и автономно заменять составные части модуля оптико-электронного: ОС и блок фотоприемного устройства. При этом компенсация погрешности взаимного позиционирования оптических элементов может быть осуществлена посредством линейных подвижек привода фокусировки приемника излучения.

Подобная концепция отражена в конструкции макета модуля оптико-электронного. Фокусировка осуществляется за счет электромеханического привода, на котором расположено фотоприёмное устройство. Величина и скорость подвижки привода фокусировки регулируется специальными тумблерами, выведенными наружу на корпус. Изображение кадра выводится на отдельный экран монитора в режиме реального времени и передается на него через встроенный в корпус радиопередатчик.

У существующих МКА формата «CubeSat» технологическая реализация компонентов ОС представляет порой довольно трудно решаемую задачу. Так, у МКА «Flock (Dove)» компании «Planet» оптические элементы, а именно мениск Максудова, требует высоких показателей качества и точности изготовления, предъявляемых к оптической заготовке.

Схемное решение ОС, представленное авторами, отличается от конкурентов относительной простотой реализации ввиду использования глубоко изученных технологий изготовления линзовых и зеркальных элементов при обеспечении высокого качества изображения.

Макет спроектированного модуля оптико-электронного сопоставим с аналогами по габаритам и позволяет продемонстрировать работоспособность возможного варианта реализации МКА формата «CubeSat».

Таким образом, представленный авторами вариант ОС для целевой аппаратуры формата «CubeSat» является конкурентоспособным не только на отечественном, но и на мировом рынке, а реализованная конструкция макета модуля оптико-электронного подтверждает возможность создания многоспутниковой группировки МКА формата «CubeSat».

Список литературы:

1. Зайцев И.М., Якубовский С.В. Оптическая система для малогабаритного космического аппарата дистанционного зондирования Земли формата CubeSat. Молодежь и будущее авиации и космонавтики. Сборник аннотаций конкурсных работ XIV Всероссийского межотраслевого молодежного конкурса научно-технических работ и проектов, 2022, С. 133-134.
2. Зайцев И.М., Якубовский С.В. Зеркально-линзовый объектив телескопа для космического аппарата микрокласса // Патент РФ на изобретение № 2798769. 2023. Бюл. № 18.

Направление № 6 «Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение»

Проработка концепции малогабаритного беспилотного летательного аппарата с применением 5D-аддитивных технологий

¹Алешин К.Г., ¹Мокров Р.А., ²Янголин Г.Р.

¹АО «КТРВ», г. Королев, ²МГТУ им. Баумана

Научный руководитель — Дубинин В.С., МАИ, МГОТУ, МЭИ

В статье рассмотрена проработка концепции малогабаритного беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с применением 5D-аддитивных технологий, а также с заменой критических комплектующих на отечественные.

В настоящее время, изучая современные научные публикации, а также анализируя последние тенденции аэрокосмической отрасли, можно выделить класс явных фаворитов среди авиационных систем, таких как миниатюрные БПЛА универсального действия. БПЛА уже продемонстрировали высокую эффективность на практике и являются крайне перспективным видом машиностроения, который лишь начинают раскрывать свой потенциал, успешно занимая ниши в Российской Федерации. Современные миниатюрные БПЛА должны быть дешевыми, легкими в изготовлении, надежными, а также иметь возможность приема-передачи данных на всем протяжении полета.

В качестве первого шага рассмотрен БПЛА с силовой установкой на базе ДВС, для отработки аэродинамической схемы и системы управления. Вторым шагом является создание бесшумного БПЛА с относительно низкой температурой выхлопного газа на базе паросиловой установки замкнутого цикла сделанной из композита и графита.

Инициативная группа инженеров-конструкторов СМУиС (г. Королев) разработала цифровой прототип миниатюрного БПЛА, полностью удовлетворяющий всем критериям данного класса. БПЛА — ТОД 1.0 превосходит конкурентов, изготавливаемых в РФ, как по цене, так и по тактико-техническим характеристикам, а именно:

- Крейсерская скорость 150 км/ч;
- Скорость пикирования 290 км/ч
- Двухтактный бензоиновый двигатель 2,7 л. с., 10 000 об/мин.

Бортовое программное обеспечение БПЛА функционирует за счет использования отечественного бортового компьютера РerkaPi и полетного микроконтроллера MDR32 и датчиков-ориентиров аппаратуры.

- Максимальная дальность 100 км;
- Длина 1 м;
- Размах крыла 1 м;
- Масса БПЛА 10 кг;
- Полезная нагрузка 3,5 кг;
- Материал корпуса ABS-пластик, напечатанный на 5D-принтере.

Повышение эффективности воздушного старта малоразмерного беспилотного летательного аппарата

Арефин В.В., Походенко М.В.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача настройки параметров автопилота (АП) беспилотного летательного аппарата (БПЛА) во время воздушного старта с летательного аппарата (ЛА) носителя. В ряде случаев использование нескольких малогабаритных БПЛА, запускаемых с более крупного авиационного носителя, при решении задач мониторинга и доставки грузов может существенно повысить производительность их выполнения [1, 2]. Сложность реализации этапа старта БПЛА связана с влиянием на него турбулентных потоков, создаваемых носителем и меняющихся в

зависимости от начальных условий (высоты и скорости). Также важной проблемой является неточная оценка начальных условий старта. Неправильный выбор коэффициентов может привести к потере устойчивости и аварии БПЛА [3].

Целью настоящей работы является повышение надежности воздушного старта БПЛА с ЛА носителя за счет подбора параметров автопилота для различных начальных условий (НУ) на этапе предстартовой подготовки и корректировки коэффициентов во время полета в случае ошибочного определения НУ.

В работе рассматривается два этапа подбора параметров автопилота: предстартовый подбор и коррекция в процессе полета.

В ходе исследования был разработан алгоритм расчета коэффициентов автопилота для различных начальных условий на предстартовом этапе с использованием метода многомерной математической оптимизации [4]. Полученные значения коэффициентов АП сохраняются в памяти БПЛА. Предполагается, что выбор конкретных параметров АП осуществляется на основе начальных условий, определенных датчиками БПЛА или носителя. Предложен алгоритм, обеспечивающий перевод неустойчивого полета в устойчивый. В рамках данного подхода производится оперативная диагностика устойчивости полета по переходному процессу на основе глубокой нейросети (ГНС) [5], которая заключается в распознавании области начальных условий, в которых был осуществлен старт БПЛА. В случае несоответствия определенной перед стартом и распознанной во время полета областей производится коррекция параметров АП.

На основе математического моделирования подтверждена работоспособность и эффективность представленных подходов. Результаты экспериментов показывают значительное повышение устойчивости БПЛА в рассматриваемых ситуациях. Итоговая точность распознавания области начальных условий при переключении параметров АП составила 97,3 %. Результаты исследований подтверждают эффективность алгоритма оперативной коррекции коэффициентов АП во время полета. Определение длительности переходного процесса, которая необходима для правильного распознавания и оптимального времени, после которого будет происходить переключение, требуют дополнительных исследований. Внедрение разработанных алгоритмов позволит существенно повысить производительность выполнения целевых задач.

1. Репина И.А., Варенцов М.И., Чечин Д.Г., Артамонов А.Ю., Бодунков Н.Е., Калягин М.Ю., Живоглозов Д.Н., Шевченко А.М., Варенцов А.И., Кукова Н.Е., Степаненко В.М., Шестакова А.А.: Использование беспилотных летательных аппаратов для исследования атмосферного пограничного слоя. Инноватика и экспертиза: научные труды. — 2020. № 2. с. 20–39.

2. Гладких Т.Я., Мигачев А.Н.: Использование БПЛА для тепловизионного мониторинга объектов инфраструктуры с целью повышения энергетической эффективности. XIII Всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2019. — 2019. с. 433 - 437

3. Мельниченко А. С. Шель В. А. Кирильчик С. В.: Анализ возможностей моделирования и применение регуляторов для управления квадрокоптером. Известия ЮФУ. Технические науки. — 2015. с. 40-49

4. Rainer S., Kenneth P.: Differential evolution – A simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces. Journal of global optimization, 1997 vol 11, — pp. 341-359.

5. Hassan Ismail Fawaz, Germain Forestier. Deep learning for time series classification: a review. arXiv:1809.04356, 2018, 44 p

Аппарат для исследования резистентности кишечных бактерий к антибиотикам

Артюшин А.А., Кирюшкина А.С., Рязанов Д.М.

Научный руководитель — Воронов К.В.

Самарский университет, г. Самара

Helicobacter pylori является грамотрицательной бактерией и вызывает инфекцию в желудке. Он обладает уникальным свойством развиваться и выживать в очень кислой среде желудка. *H. pylori*, как и любой другой микроб, борется с иммунитетом хозяина. *H. pylori* классифицируется Всемирной организацией здравоохранения как канцероген класса I для рака желудка. Большой процент населения во всем мире инфицировано *H. pylori*, вызывая серьезные заболевания, такие как пептическая язва или язва двенадцатиперстной кишки. Это может в дальнейшем привести к раку желудка.

Наиболее широко практикуемым и эффективным методом лечения инфекции *H. pylori* является двухнедельная «тройная» терапия. Это лечение включает комбинацию антибиотиков (кларитромицин, амоксициллин) и ИПП (омепразол или лансопризол). Этот режим обеспечивает уровень эрадикации только в 70 % случаев. Широко распространено мнение, что резистентность к антибиотикам является основной причиной неэффективности лечения.

Разрабатываемый прибор должен улучшить понимание поведения бактерий *Helicobacter pylori*, включая их способность вызывать заболевания и их устойчивость к антибиотикам. Космическая станция представляет собой герметично закрытую систему, подверженную воздействию микрогравитации, радиации, повышенного содержания углекислого газа и рециркуляции воздуха через высокоэффективные фильтры, поглощающие частицы, и считается «экстремальной средой». Известно, что микробы выживают и даже процветают в экстремальных условиях.

Исследование устойчивости кишечных бактерий к антибиотикам основано на гипотезе о том, что если космическая среда будет способствовать выживанию микробов в условиях стресса, то устойчивость к антибиотикам возрастет. Чтобы проверить эту гипотезу, исследовательская группа должна сосредоточиться на микробиоме кишечника человека, используя существующие данные и выделенные бактериальные штаммы.

Задачей изобретения является определение того, как микробные профили *H. pylori* влияют на устойчивость к противомикробным препаратам и вирулентность. Цель включает в себя анализы устойчивости к антибиотикам *in vitro*, которые будут проводиться на бактериях. Что касается антибиотиков, кларитромицин и амоксициллин (метронидазол) оказывают наибольшее влияние на микробное сообщество, и, следовательно, исследования должны основываться на использовании этих антибиотиков. На самом деле вызывает озабоченность тот факт, что устойчивость к антибиотикам появляется и растет день ото дня. Неэффективность лечения связана с устойчивостью к антибиотикам. В ближайшем будущем для более эффективной борьбы с этими заболеваниями необходима разработка новых препаратов против инфекций. Однако есть вероятность, что кларитромицин и амоксициллин (метронидазол), считающиеся эффективными антибиотиками для лечения *H. pylori*, могут не иметь такого же эффекта в «экстремальных условиях» космической станции.

Цель эксперимента — выявление изменения численности *H. pylori* в чашке Петри по сравнению с контрольными данными, отслеживание бактерий, их сегментации, алгоритмов деления и морфологических модификаций структуры. Это исследование может быть направлено на разработку стратегии антимикробного лечения. Вот почему этот эксперимент может способствовать разработке практических контрмер для снижения риска для здоровья человека и экологических систем во время будущих космических миссий.

Поставленная задача достигается тем, что аппарат для исследования резистентности кишечных бактерий к антибиотикам содержит КМОП датчики изображения, LED модули, для облучения бактериального образца в диапазоне от 295 нм до 700 нм, чашки Петри, модуль управления и модуль хранения информации, согласно изобретению, дополнительно введены резервуары с первым и вторым антибиотиками, питательной средой и пустыми резервуарами, микрокольцовые шестереночные насосы с кольцевым зацеплением, создающие высокоточный поток, обеспечивающий полное наполнение чаш Петри, мини-вакуумные аспирационные насосы, обеспечивающие откачивание воздуха из чашек Петри, а также модуль связи интерфейса USB, позволяющий записывать накопленные данные на внешний flash-накопитель.

Методы исследования процесса задействия образцов авиационного морского подводного оружия

Афанасьев И.Д., Трофимов А.М., Солопенко А.Д.

АО «Концерн «МПО — Гидроприбор», г. Санкт-Петербург

Научный руководитель — Петров В.Г., СПбГМТУ

Научные консультанты: Домань А.А.; Алексеев С.А., АО «Концерн «МПО — Гидроприбор»

В статье рассмотрены проблемы исследования и моделирования процессов задействия авиационных изделий. Так как применение АИ не подразумевает его повторного задействия, изделия проектируются с механическими свойствами близкими к предельным.

С повышением требований к разработке авиационных изделий необходима большая точность расчётов процесса их задействования, так как выражаемые кинематические параметры задаются для оценки прочности механических узлов изделия, а также определяют эффективность поражения цели. Существующие методы моделирования процессов приводнения имеют ряд упрощений, которые приводят к расхождению расчётных и натурных значений. С целью подтверждения расчётных параметров до конца 90-х годов проводились бросковые испытания макетов на грунт, полномасштабные испытания с преодолением раздела сред воздух-вода не проводились. Из-за недостатка данных трудно проверить точность доступных методов моделирования процессов приводнения, что создает необходимость в пополнении данных. В рамках данной статьи предлагается рассмотреть разработанный дизайн полноразмерного макета для планируемых бросковых испытаний, который дублирует контуры и массогабаритные характеристики перспективной авиационной торпеды калибра 324 мм. Основным элементом данной конструкции является система регистрации на базе инерциальной навигационной системы, способной регистрировать параметры на всех участках траектории движения авиационного изделия. Применение данной системы в испытаниях позволит собрать объем данных, который ранее не фиксировался, пополнив базу исследовательских данных для использования их в математическом моделировании и для проведения вычислительных расчётов конструкций схожих типов. При успешных результатах и функциональности системы регистрации планируется расширить проводимые испытания с применением броскового макета для изучения процесса приводнения изделия с неотделенным куполом парашютной системы.

Роботизированный комплекс мониторинга окружающей среды

Белобородов Е.О.

Научный руководитель — Качалин А.М.

МАИ, г. Москва

С появлением новых технологий стало возможным более точно проводить мониторинг окружающей среды и применять меры по устранению техногенных загрязнений с помощью робототехнических комплексов. Актуальным является создание роботизированного комплекса для наблюдения за состоянием окружающей среды и анализа загрязнения воздуха в условиях чрезвычайных ситуаций.

В статье описывается разработка роботизированного комплекса для проведения мониторинга окружающей среды в зоне чрезвычайной ситуации и анализа окружающего воздуха.

Комплекс оснащен гусеничной платформой, контейнером для перевозки предметов, манипулятором, видеокамерой, системой ГЛОНАСС, двумя датчиками расстояния, температуры, влажности и газов, аналоговым и цифровым приемо-передатчиком, в основе системы стоит плата на базе микроконтроллера STM32, питает всю электронику литий-ионный аккумулятор. Для дистанционного управления роботизированным комплексом был разработан и собран пульт, состоящий из управляющей платы, элементов управления, цифрового и аналогового приемо-передатчика, 2-х дисплеев и аккумулятора.

Такие комплексы уже есть и применяются в различных службах, например, мобильный робот МРК-15, созданный для мониторинга, спасательных операций и обезвреживания взрывчатых веществ.

Мой роботизированный комплекс отличается быстротой передвижения, маневренностью, большим радиусом действия и меньшим весом в сравнении с аналогичными моделями.

В дальнейшем планируется использовать алгоритмы компьютерного зрения и систему навигации, чтобы обеспечить автономность робота при выполнении задач. Планируется заменить материалы, из которых изготовлены детали комплекса, где это необходимо для обеспечения более высокого уровня прочности, на композиционные.

Способ диагностирования комплекса бортового оборудования воздушных судов на основе машинного обучения

Букирёв А.С.

Научный руководитель — Савченко А.Ю.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Для обособления в отдельную категорию перечня элементов бортового оборудования (БО), входящих в состав комплекса бортового оборудования (КБО) воздушного судна (ВС), и выполняющих свои функции путем получения, обработки (преобразования) и передачи информации через шину мультиплексного канала информационного обмена (МКИО) интерфейса магистрального последовательного системы электронных модулей, введено понятие «информационно-преобразующие элементы» (ИПЭ).

Глубина поиска места отказа современными бортовыми автоматизированными системами контроля (БАСК) достигает конструктивно-съемных единиц не для всех ИПЭ БО. В случае отказа таких элементов, при выполнении подготовки ВС к повторному вылету, требуется дополнительные контрольные операции, что влечет увеличение времени восстановления ВС, оказывающего существенное влияние на его коэффициент готовности.

Проведенный анализ существующих методов и средств контроля, применяемых на борту современных авиационных комплексов, таких как самолет Су-57, самолет Су-30СМ, позволил определить, что в основе данных систем контроля применяются диагностические модели, представляющие собой формализованное описание различных технических состояний объектов контроля на основе логических функций. Однако данные модели не в полной мере обеспечивают глубину поиска места отказа.

Так, например, бортовое оборудование, не имеющее встроенную систему контроля, проверяется информационно-управляющей системой в режиме контроля исправности (целостности) соответствующих линий связи между устройствами, а также в режиме проверки правильности структуры передаваемого кода при информационном обмене по мультиплексному каналу информационного обмена (МКИО) на наличие ошибок бифазного кодирования. В данном случае, информационно-управляющей системой используется алгоритм проверки информационных сообщений по МКИО на ошибки в соответствии с государственным стандартом РФ ГОСТ Р 52075-2003.

Такой алгоритм подразумевает контроль правильности кодирования информации, без распознавания физической составляющей закодированного сигнала, что не позволяет зафиксировать изменение в данных и однозначно определить место отказа с необходимой глубиной.

В рамках исследования разработан алгоритм диагностирования ИПЭ БО ВС на основе машинного обучения. С целью автоматизации процесса формирования трудно формализуемых диагностических моделей на основе машинного обучения, наиболее подходящим инструментом является кластеризация.

При разработке алгоритма диагностирования ИПЭ БО через МКИО использовался принцип формирования единственного кластера для каждого адреса данных, участвующих в информационном обмене через МКИО, который описывает исправное состояние каждого ИПЭ, входящего в состав ОУ с собственным уникальным адресом. С учетом всего вышеизложенного разработана методика применения алгоритма диагностирования бортового оборудования ВС, выполняющего свои функции через МКИО.

В ходе проведенного эксперимента была оценена возможность отдельного использования частных алгоритмов контроля (k-means, DBSCAN, а также искусственной нейронной сети Кохонена (SOM)) для решения поставленных задач оценки информационных данных реального времени. Результаты эксперимента позволили выявить несовершенство алгоритмов кластеризации при действии внешних возмущающих воздействий от 11 %, а также определить, что по отдельности данные алгоритмы допускают ошибки. Но, в свою очередь, предложенный подход по формированию результатов контроля по мажоритарному принципу «два из трех» позволил избежать данных ошибок, сохранить работоспособность и повысить достоверность результатов контроля при действии внешних возмущающих воздействий до 19 %.

Таким образом, выявлена причина низкой глубины поиска места отказа — сложность формализации диагностических моделей, что отрицательно влияет на эффективность

технической эксплуатации и среднее время восстановление ВС (снижение коэффициента готовности ВС).

Разработан способ диагностирования комплекса бортового оборудования воздушных судов на основе машинного обучения через взаимодействие с мультиплексным каналом информационного обмена. Описанная в способе методика применения алгоритма диагностирования ИПЭ БО подразумевает последовательное описание выполняемых в алгоритме действий, а также подробно отражает процесс формирования исходных данных и правил интерпретации полученных выходных данных в ходе работы алгоритма.

Отличительными особенностями разработанного способа являются:

1. Наличие единой унифицированной методической и алгоритмической основы построения и применения соответствующих диагностических моделей ИПЭ любой сложности для определения технического состояния всего КБО, выполняющего свои функции через МКИО, в реальном времени.

2. При сборе информационных данных, полученных через МКИО от оконечных устройств (ОУ), учитываются возможные влияния внешних возмущающих воздействий, а также собственные шумы датчиков. С целью устранения (компенсации) возмущающих воздействий, а также недопущения неправильной оценки технического состояния ИПЭ модулем диагностики, был применен фильтр Калмана, качество и необходимость использования которого доказано в ходе проведенного эксперимента.

3. Возможность охвата контролем всего КБО ВС, выполняющего свои функции через МКИО: до тридцати одного ОУ, каждый из которых является отдельной системой ВС, и может включать до тридцати двух подадресов ОУ (блоков, модулей, субмодулей, а также каналов преобразования (обработки) информации).

4. Процесс формирования кластеров, характеризующих исправное состояние каждого ИПЭ БО ВС, является полностью автоматическим и не предусматривает наличие оператора (человека): при решении задач формирования кластеров, применяется метод кластеризации, который предполагает применение стратегии «обучение без учителя».

5. Разработанный способ диагностирования сочетает в себе ансамблирование трех методов машинного обучения, а также мажоритарный принцип формирования на выходе сигнала результатов контроля каждого канала ИПЭ БО по методу «два из трех», с целью повышения достоверности результата диагностирования, а также с целью недопущения возникновения ошибок первого и второго рода.

О построении высоконадёжного активного грузозачного устройства органа управления летательным аппаратом

Гудков Д.А., Ермаков Д.П., Мартенюк Н.Е.

Научный руководитель — Подшибнев В.А.

МАИ, г. Москва

Органы управления пилотируемым летательным аппаратом (ЛА) являются важнейшими устройствами, позволяющими летчику управлять полетом ЛА и чувствовать режимы полета с целью предотвращения вывода самолета на недопустимые режимы полета [1]. К органам управления ЛА относятся штурвал, ручка управления самолетом (РУС), боковые ручки управления (БРУ), педали, рычаги управления двигателем (РУД). Все органы управления имеют грузозачное устройство (ЗУ), создающее сопротивление их перемещению. По характеру формирования загрузки ЗУ могут быть пассивными или активными. Органы управления с пассивными ЗУ, построенные на основе механических пружин и демпферов, обладают высокой надежностью, но не позволяют менять усилие загрузки в зависимости от параметров полета и организовать синхронную работу двух органов управления, что особенно актуально для ЛА с двумя постами управления.

В качестве активных ЗУ, как правило, применяются электромеханические приводы (ЭМП) [2], выходное звено которых связано с органом управления ЛА. Из этого следует, что механический отказ ЭМП ЗУ, например, заклинивание механической передачи, может привести к полной потере управления ЛА. Наиболее сложным, а, следовательно, и наименее надёжным является ЭМП ЗУ таких органов управления, как БРУ и РУС, так как он должен обеспечивать активную загрузку как при управлении ЛА по тангажу, так и по крену.

На этом основании построение высоконадежного активного загрузочного устройства БРУ и РУС является актуальной задачей, а разработка такого ЗУ является основной целью данной работы.

В данной работе решены следующие задачи:

- представлены результаты сравнительного анализа известных из отечественной и зарубежной технической литературы возможных конструктивно-кинематических схем построения активных ЗУ на основе ЭМП;

- предложен оригинальный способ повышения отказоустойчивости ЗУ на основе ЭМП за счет использования фрикционной шарнирной механической передачи, сочетающей в себе функции понижающей механической передачи, опорного устройства и предохранительной фрикционной муфты пересиливания. Описаны конструктивно-кинематическая схема и принцип действия данной механической передачи, приведены ее достоинства и недостатки, а также возможные способы их устранения;

- разработан и изготовлен макет механической части активного ЗУ на основе ЭМП с фрикционной шарнирной механической передачей. Проведены исследования его кинематики и влияния свойств фрикционных материалов на его характеристики.

Результаты работы могут быть использованы при построении отказоустойчивых к механическим заклиниваниям активных ЗУ на основе ЭМП.

Библиографический список:

1) Шумилев И. С. Возможные пути снижения массы системы управления рулями самолета [Электронный ресурс] // Наука и образование: электрон. научн. ж. 2013. Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/531715.html>

2) Ефремов А. В., Александров В. В., Валеров К. В. Исследование влияния типа рычага и управляющего сигнала на свойства системы самолет-летчик [Электронный ресурс] // Труды МАИ: электрон. научн. ж. 2017. — Режим доступа: https://trudymai.ru/goto?uuu=/upload/iblock/130/efremov_-aleksandrov_-valerov_rus.pdf

Разработка многоприводной змееподобной робототехнической системы

Должанский М.П.

Научный руководитель — Качалин А.М.

МАИ, г. Москва

Робототехнические системы являются совокупностью сложных технических средств и алгоритмов, предназначенных для выполнения поставленной задачи. В зависимости от целей эти системы могут работать в различных средах обитания, причем как автономно, без вмешательства человеческого фактора, такие, как промышленные роботы-манипуляторы, так и с присутствием человека, например, роботы-разведчики. Появление таких систем позволило не только увеличить трудовую и производственную деятельность, но и снизить число нештатных ситуаций, связанных с человеческим фактором.

В зависимости от сложности выполняемой работы, в которой робот принимает непосредственное участие, может по-разному стоять вопрос о способе управления такой системой и, если того требует задача, способе передвижения.

Системы такого плана должны обладать минимально требуемым набором средств для передвижения по местности или для перемещения каких-либо объектов, что позволяют обеспечить приводные системы.

Существует огромное множество систем-разведчиков, позволяющих дать необходимую информацию о месте исследования. Такими разведчиками могут быть как беспилотные летательные аппараты (БЛА), так и наземные передвижные комплексы. Подобные устройства могут применяться в военной сфере для разведки и ведения боя, как, например, небезызвестный DJI Mavic 3 и его аналоги, а также робототехнические комплексы разведки и ведения боя «Уран-9». Однако существуют системы, предназначенные также для разведки в гражданском сегменте. Подобные устройства могут применяться для поиска и обнаружения пострадавших от природных катаклизмов (землетрясений, оползней, искусственного обрушения конструкций).

В 2023 году в Турции произошло страшное землетрясение. Данное землетрясение разрушило большую часть юга и юго-восточной части страны, затронуло 12 провинций, повлияв на жизни 15,73 миллионов человек. Эпицентром катастрофы являлся город Газиантеп, где сила

толчков оценивалась в 7,8 баллов из 12 возможных по шкале интенсивности землетрясений. Землетрясение распространилось не только на Турцию, но и Сирию. В результате катастрофы погибло около 55 тысяч человек, 107 тысяч пострадало.

Такие масштабные катастрофы сильно затрудняют работу спасательных бригад, которым помимо этого также очень сложно ориентироваться из-за недоступности проникновения внутрь большинства объектов. Проблема может заключаться и в самом поиске пострадавших, так как спасательные службы наверняка не могут знать, есть ли внутри объекта пострадавшие или нет. Рациональное мышление спасателей в таких ситуациях может подвести, из-за чего теряются драгоценные минуты жизни пострадавших. Для сокращения времени поисков пострадавших, которые могли оказаться под завалами разрушенных объектов, но не способных выбраться самостоятельно, а также для понимания, какие разрушенные объекты или их части стоит начинать разбирать в первую очередь, чтобы вытащить пострадавших из-под обломков, использование змееподобной робототехнической системы (ЗРС) является одним из решений подобных проблем.

Из подобных прототипов является система наблюдения и разведки труднодоступных мест «Змеелок-ЗМ». Основная задача изделия — проведение диагностических задач при исследовании территории с ограниченным пространством. Примечательно, что использовать данный тип изделий можно в различных сферах, и в перспективе разработок такую систему можно будет использовать и в медицине.

Что касается использования змееподобной робототехнической системы с целью разведки разрушенных конструкций и зданий, то её анализ показал, что такая система столкнется с рядом проблем ввиду её способа передвижения, а именно волнообразного. Такой вид перемещения не позволяет системе двигаться вдоль проложенного маршрута, то есть происходит застревание системы на одном месте, однако волнообразное движение системы в пространстве все же может позволить ей передвигаться перпендикулярно относительно общей оси изделия, но когда возникнет необходимость просочиться через узкое пространство, которое в размере будет чуть больше площади сечения самого устройства, то оно не пролезет через него, и даже может застрять. Это может привести к потере робототехнической системы, и в рамках спасательной операции такой подход недопустим.

В настоящем проекте речь пойдет о разработке многоприводной змееподобной робототехнической системе (МЗРС) для использования в целях мониторингово-спасательных работ, конструкция которой подразумевает под собой наличие приводов не только для отклонения отдельных модулей системы для указания направления движения, но и приводов, способных перемещать весь прототип согласно этому направлению. Наличие видеоаппаратуры и звуковой системы позволит установить связь «оператор — пострадавший», чтобы управляющий специалист мог предпринимать действия по обеспечению поиска пострадавших от разрушений, а также прорабатывается вариант удаленного управления МЗРС для обеспечения безопасного контроля за системой на расстоянии.

На сегодняшний день существуют подобные системы, которые в непредвиденных обстоятельствах могут дезориентироваться и из-за внешних факторов исследуемой локации и попросту потерять управление. Разрабатываемый прототип имеет подвижные элементы, управляемые приводами со всех сторон. Такое конструктивное решение позволит управлять системой в случае, даже если она перевернется.

Концепция обеспечения безопасного старта АСП с БЛА

Дуняшев Д.А.

АО «ГосМКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова», МАИ, Москва

Научный руководитель — Правидло М.Н.

МАИ, г. Москва

В работе рассмотрена специфика применения управляемых авиационных средств поражения (АСП) с беспилотного летательного аппарата (БЛА). Основное содержание работы представляет собой обзор концепции обеспечения безопасного старта АСП с БЛА. В работе даны предложения по оригинальным подходам к решению проблем, возникающий при проектировании авиационных катапультных устройств.

В решении существующих военно-тактических задач всё возрастающая роль в последнее время отводится комплексам ракетного вооружения беспилотной ударной авиации. Поэтому научно-техническое развитие вопросов обеспечения такого вооружения является весьма актуальным. Безопасность применения АСП, в свою очередь, зависит от выбора вида старта, который может обеспечиваться пусковыми установками, такими как авиационные пусковые устройства (АПУ) рельсового или трубчатого типов, авиационные катапультные устройства (АКУ) или балочные держатели (БД). Однако выбор старта управляемых АСП с БЛА обусловлен рядом проблем.

Специфика применения АСП с БЛА заключается в следующем. Ввиду относительно малых габаритов ударных БЛА, применение на них управляемых АСП (УАСП) современного образца, используемых на пилотируемых самолетах, довольно проблематично как с точки зрения обеспечения размещения полезной нагрузки, так и с точки зрения возможностей носителя в части максимального транспортируемого веса. Это приводит к необходимости создания оригинальных малогабаритных изделий, имеющих особенности, отличающие их от УАСП, используемых сегодня. Ключевой особенностью таких АСП являются очень малые моменты инерции, особенно в канале крена. Это делает их в значительной степени подверженными влиянию аэродинамической интерференции носителя и УАСП даже в умеренных режимах полета БЛА. Для минимизирования влияния этого фактора в процессе отделения необходимо обеспечить зазор между изделием и носителем.

Исследование, разработка электронной системы управления для экспериментального БПЛА «Циклокоптер» и конструирование самого летательного аппарата

Ларин Е.А., Киселев Д.Ю.

Научный руководитель — Качалин А.М.

МАИ, г. Москва

В настоящей статье описывается разработка конструкции и системы управления экспериментального БПЛА

Циклокоптер работает в уникальном аэродинамическом режиме. Схема имеет те же плюсы, что и вертолет: возможность вертикального взлета и посадки, зависание в воздухе, но и те же минусы — малую скорость полета, дальность полета и время полета в сравнении с аппаратами самолетного типа. Преимущество перед вертолетом — меньший уровень шума во время полета, большая маневренность и защита движителей, что делает полет более безопасным при приближении к обследуемым объектам.

На данный момент отсутствует схема управления таким БПЛА, как циклокоптер. Авторы ставят перед собой задачу определения необходимости разработки собственного полетного контроллера и роторной системы управления.

Авторы рассматривают и описывают три уровня автоматизации управления БПЛА для понимания работы и устройств БПЛА.

Подробно рассмотрены сигналы, передающиеся на полетный контроллер и с полетного контроллера.

Для этого автор использует снятые показания работы с осциллографа для наглядной работы 4-х сервоприводов циклокоптера.

В циклокоптере используется циклоидальные роторы (циклороторы), концепция двигательной установки с горизонтальной осью, которая имеет преимущества, такие как: более высокая аэродинамическая эффективность, маневренность и возможность скоростного полета по сравнению с обычным ротором вертолета.

Циклоротор — это система вращающихся крыльев с изменяющимися углами атаки.

Исследован полетный контроллер и представлена электросхема.

Исследованы режимы полета предлагаемого летательного аппарата.

В статье предложена и подробно описана схема управления.

Таким образом, сконструирован и составлен алгоритм управления БПЛА «Циклокоптер».

В результате рассмотрения вариантов исполнения схем циклокоптера выделены преимущества:

В первом варианте исполнения силовой установке не нужна сверхбольшая тяга, чтобы оторвать БПЛА от земли. Недостатки такой схемы такие же, как и самолета — необходимость взлетно-посадочной полосы, меньшая маневренность относительно вертолетной схемы.

Второй вариант исполнения циклоптера более маневренный, ему не нужна взлётно-посадочная полоса для взлета и посадки.

Четырёхканальные блоки рулевых электрических приводов для беспилотных летательных аппаратов малого диаметра / малой стоимости

Лебедев В.В.

Научный руководитель — Фурс И.В.

АО «ГосНИИП», г. Москва

Бурное развитие беспилотных авиационных комплексов потребовало создания средств поражения, пригодных для размещения на этих платформах. Особенно остро стоит эта проблема в РФ, так как отечественные средства поражения традиционно имеют большие массу и габариты, чем их западные аналоги. Кроме того, отечественная традиция создания малогабаритных (менее 100 мм в диаметре) управляемых средств поражения предполагает вращение по крену и управление одно- или двухканальным приводом, в то время как на Западе давно применяются стабилизированные по крену боеприпасы с тремя или четырьмя независимыми приводами. В настоящей работе приведены результаты проектирования двух четырехканальных блоков рулевых электроприводов (БЭРП).

Оба БЭРПа проектировались для изделия, выполненного по схеме «утка» с внутренним диаметром отсека 80 мм, представляют собой отдельные сборочные единицы, стыкующиеся со шпангоутом изделия, в котором помимо выходных валов аэродинамических рулей и их опорных подшипников могут располагаться механизмы раскрытия, сопла и каналы газодинамической системыклонения, а также другие элементы. Датчики положения рулей являются составной частью БЭРПов. В конструкциях предусмотрен центральный кабель-канал, соединяющий смежные отсеки изделия. Источником силового питания БЭРПов предполагается химический источник тока с номинальным напряжением 27 В, размещаемый в смежном отсеке и не являющийся частью БЭРП. Первый БЭРП построен на основе шариковой винтовой передачи по аналогии с западными решениями (ракета LMM концерна Thales, ракета LOGIR разработки DARPA), второй — на основе зубчатого редуктора. Система управления реализована в двух вариантах: на исключительно отечественных компонентах — на двух печатных платах, и на смешанной элементной базе — на одной печатной плате. В обоих контроллерах использована унифицированная микропрограмма на языке С.

Для автоматизированного экспериментального определения статических и динамических (частотных) характеристик обоих БЭРП был разработан унифицированный программно-аппаратный комплекс.

Проведен сравнительный анализ технико-экономических характеристик разработанных блоков.

Роботизированный станок с автоматической системой неразрушающего контроля

¹Лобов В.А., ²Фролова Е.О., ²Валиев А.А.

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

В современной ракетной технике широко распространены мембранные устройства активного действия, применяемые как катализатор необходимых процессов. Разрывные мембраны с ослабляющими насечками в большинстве своем являются тонкостенными изделиями, изготавливаемыми из мягких пластичных материалов. Основные проблемы при изготовлении мембран заключаются, во-первых, в обеспечении высокого качества нанесения насечек, поскольку от этого напрямую зависит характер разрушения и равномерность срабатывания при функционировании. Во-вторых, в выборочном контроле эксплуатационных характеристик готовых изделий. Для реализации технологии лазерного нанесения насечек при изготовлении мембран с сопровождением 100-процентным контролем качества разработан универсальный автомат подсежки мембран (АПМ), представляющий собой многопозиционный

станок роторного типа, в котором на каждой отдельной позиции одновременно с остальными происходит операция, соответственно в станке обрабатывается сразу несколько изделий. АПМ имеет модульную структуру и предусматривает 8 отдельных позиций.

Проведены расчеты габаритных размеров барабана АПМ по методике работы [1]. Для быстрой замены инструментов они сгруппированы в специальные автономные блоки — приемные устройства. Питание заготовками осуществляется через вибрационное устройство, рассчитанное по методике работы [2], с помощью роботизированного манипулятора с вакуумными захватами. Был изготовлен опытный экземпляр станка и проверена эффективность работы его отдельных узлов и агрегатов, подтвердившие правильность принятых технических решений. Станок занимает площадь 5 м² при массе около 2 000 кг и рассчитан на автоматический режим работы в течение 16 часов в сутки, что при максимальной расчетной производительности 240 шт/час гарантированно обеспечит требуемую программу в 300 тыс. шт/год. при 100-процентном контроле качества.

Результаты работы определяются следующими положениями:

1. Разработана конструкция высокопроизводительного универсального станка-автомата, обеспечивающего возможность изготовления мембран как военного, так и гражданского назначения в целях повышения занятости предприятий РКП.

2. На станке предусмотрен 100-процентный контроль качества изготавливаемых изделий с применением неразрушающих методов, что позволит значительно сократить число отказов при функционировании изделий.

3. Оценка технико-экономической эффективности внедрения в производство станка-автомата в сравнении с раздельным прессовым и контрольным оборудованием показала значительное сокращение материальных и трудовых затрат в сравнении с действующим производством.

4. При внедрении предлагаемого оборудования в серийное производство ожидается достичь сокращения времени на изготовление изделий более чем в 2,5 раза, снизить себестоимость производства более чем в 2 раза и высвободить имеющееся в настоящее время в промышленности импортное раздельное оборудование для выполнения других задач.

Библиографический список

1. К.И. Васильев, А.М. Смирнов, Е.Н. Сосенушкин, и др. Автоматизированные системы кузнечно-штамповочного производства. Старый Оскол: «ТНТ». 2014. 483 с.

2. В.А. Повидайло Расчет и конструирование вибрационных питателей. М.: Машгиз. 1962. 151 с.

Формирование математического описания работы компонентов механической трансмиссии системы перемещения крыла

Логинов П.А.

Научный руководитель — Алексеенков А.С.

МАИ, г. Москва

В работе сформировано математическое описание системы перемещения механизации крыла самолёта. Рассмотрены типовые конструкции системы перемещения механизации крыла (система перемещения закрылков и система перемещения предкрылков) — классические с единственным приводом, расположенным в фюзеляже, с ограничителем момента, системой перекоса и так далее, определены достоинства и недостатки. Определена цель математического моделирования — исследование функционирования агрегатов системы перемещения механизации крыла (СПМК) в эксплуатационном диапазоне рабочих температур гидравлических жидкостей и масел для уменьшения требований по максимальным эксплуатационным моментам, влияющих, непосредственно, на износ, ресурс агрегатов, и, как следствие, на массогабаритные характеристики. Сформирована архитектура универсальной модели системы перемещения механизации крыла, применимой к любой конфигурации агрегатов системы. Определены основные характеристики механических компонентов, участвующих в расчёте математической модели, среди которых моменты инерции, жесткости агрегатов, передаточные числа, коэффициент полезного действия, люфт, сухое и вязкое трение. Получена система уравнений, отражающая динамику физических процессов, происходящих в системе перемещения механизации крыла и агрегатах. Построена модель в Matlab Simulink на

основе системы математических уравнений с изменяемыми параметрами агрегатов СПМК. Определены дальнейшие направления развития математической модели и возможные выходные данные.

Обоснование возможности применения электромеханического привода для управления автоматом перекоса несущего винта вертолета

Макарин М.А., Синяев А.Э.

МАИ, г. Москва

Рассматриваются вопросы создания электромеханического привода автомата перекоса несущего винта. Проведён анализ известных конструкций автоматов перекоса, показана актуальность применения электромеханических приводов в системе управления. Проведен анализ конструкции системы управления вертолета Ми-8 и доказана возможность замены имеющегося электрогидравлического привода автомата перекоса на электромеханический. В настоящее время тенденции в авиастроении показывают, что при современном уровне развития техники возможно заменить ряд гидравлических приводов на электромеханические. С 2012 года в мировом авиастроении наблюдается значительный интерес к концепции полностью электрических летательных аппаратов, которая предполагает использование только электрической энергии на борту, включая приводы системы управления и маршевые двигатели. Переход на электродистанционные системы управления (ЭДСУ) позволяет отказаться от громоздкой механической проводки и избавиться от эффектов, связанных с ее циклической деформацией во время полета, что позволит повысить точность и безопасность пилотирования из-за отсутствия ложных сигналов. ЭДСУ в вертолетах появились позже, чем их начали применять в самолетах. Это связано из-за сложности вертолетных систем управления и условий их работы и жестким требованиям к надежности и живучести. Сложность условий работы связана с вибрациями, которые создаются на несущем винте от переменных аэродинамических сил. Применение электромеханических приводов позволяет повысить ремонтопригодность и значительно сократить время регламентных работ по сравнению с гидравлическими приводами. Результаты работы, приведенные в данной статье, являются основой для конструктивной проработки данного привода.

Натурный стенд для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой конвертируемого летательного аппарата

Макаров И.К.

Научный руководитель — Верещиков Д.В.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

В работе изложены результаты работ в области создания натурного стенда для исследований в области определения структуры и параметров системы управления беспилотными летательными аппаратами коптерного типа с силовой установкой, имеющей в своем составе электродвигатели с винтами фиксированного шага. Представлены особенности конструктивной реализации стенда с учетом перспектив его развития в части количества степеней свободы (каналов тангажа, крена и рыскания). Описан реализованный принцип интеграции Simulink — модели объекта управления, контроллера на базе платформы Arduino, гироскопа-акселерометра для организации обратных связей в интересах формирования алгоритмов автоматического и позиционного (ручного) управления углом тангажа, ручного управления оборотами электродвигателя. Представлен анализ результатов натурного моделирования в части качества переходных процессов и затрат электроэнергии для различных вариантов настройки PID-регулятора, обеспечивающего формирование сигнала оборотов электродвигателя. Сделан вывод о целесообразности создания и использования экспериментальной базы для обоснования применения адаптивных алгоритмов управления беспилотными летательными аппаратами коптерного типа с элементами искусственного интеллекта в интересах обеспечения требуемых пилотажных характеристик в широком диапазоне свойств объектов управления.

Одним из важнейших этапов создания летательных аппаратов (ЛА) является разработка его системы управления. В зависимости от предъявляемых требований к характеристикам устойчивости и управляемости ЛА, обладающего индивидуальными особенностями, в системе

управления реализуются алгоритмы, требующие оценки адекватности и эффективности их работы. Эту задачу целесообразно решать «на земле» с применением стендов и установок, функционирование которых основано на схожих с объектом исследования принципах. Целесообразность такого подхода обоснована высокой вероятностью потери (повреждения) ЛА в натурных (летных) испытаниях, невозможностью учета методами математического моделирования всех процессов и явлений, происходящих в полете, а также всего многообразия свойств объекта моделирования. Такая ситуация характерна в том числе и для беспилотных ЛА с винтомоторными электрическими силовыми установками (БЛА коптерного типа).

Практика применения БЛА коптерного типа для решения широкого круга народнохозяйственных задач и задач военного назначения выявила их существенный недостаток — малая дальность полета. Это связано с тем, что энергия аккумуляторных батарей расходуется как на создание подъемной силы, так и на создание силы тяги. Кроме того, задача обеспечения устойчивости и управляемости БЛА решается только путем изменения тяги винтов за счет коррекции величины их оборотов, а следовательно, работы электродвигателей на переходных режимах, сопровождающихся повышенным потреблением энергии. Проблема усугубляется ростом требуемой массы целевой нагрузки, а следовательно, массы БЛА, и наличием ветровых возмущений, направление которых далеко не всегда совпадает с маршрутом полета.

Разрешение обозначенной проблемы лежит в плоскости создания и применения конвертируемых БЛА (КБЛА), полет по маршруту которых осуществляется с использованием подъемной силы, создаваемой крылом, а тяга — винтами, развернутыми вместе с электродвигателями в сторону движения. Такой принцип известен, существуют экспериментальные и даже серийные летательные аппараты, однако известен так же и комплекс проблем, возникающих при создании и эксплуатации таких ЛА.

Одной из проблем является необходимость создания таких законов управления КБЛА, которые бы учитывали особенности в динамике их движения на вертолетном, самолетном и переходном режимах. Как показывают исследования, система управления КБЛА должна быть электродистанционной, и в ней должны быть использованы интегральные астатические алгоритмы управления.

Кроме того, следует иметь в виду то, что весь опыт, накопленный при создании высокоавтоматизированных систем управления самолетов, основанный на возможности разделения каналов продольного и бокового движений, для КБЛА в винтомоторными силовыми установками применим только от части. Это связано с существенным взаимодействием продольного, путевого и поперечного каналов управления из-за наличия больших реактивных и гироскопических моментов, слабым собственным демпфированием и недостаточной устойчивостью, существенным разбросом значений параметров, характеризующих частотный портрет КБЛА и его тензор инерции. Кроме того, на КБЛА коптерного типа, в силу желания сэкономить массу конструкции и обеспечить ее надежность, применяются винты фиксированного шага, а, значит, основным управляющим фактором для изменения тяги винта является только его обороты. Приведенные рассуждения наталкивают на мысль о том, что современные достижения в областях создания адаптивных алгоритмов управления и применения аппарата нечеткой логики могут найти свое место на борту КБЛА.

Таким образом, актуальным представляется деятельность по созданию стендовой лабораторной базы для отработки алгоритмов управления КБЛА, позволяющей учесть как можно более широкий спектр его свойств. Целью работы, результаты которой описываются в статье, является создание такого стенда и оценка возможности его применения для определения структуры и параметров системы управления.

Комплексная система регистрации статических и динамических характеристик рулевых приводов ЛА

Милославский Я.Г.

Научный руководитель — Лалабеков В.И.

МАИ, г. Москва

Для разработки новых рулевых приводов (РП) или при проверке возможности выполнения новых требований, предъявляемых заказчиком, проектировщик использует методы, позволяющие обеспечить выполнение требований в части располагаемых механических

характеристик, нагрузок, изучения динамических возможностей привода, а также согласования энергетических показателей ИМ для обеспечения минимальных энергетических затрат. На основании разработанных в области проектирования приводов ЛА методик оценки статических и динамических показателей предложена задача регистрации средствами математического моделирования и программного обеспечения следующих характеристик привода в объеме: предельная механическая характеристика с эллипсом нагрузки, семейство механических характеристик, логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика. Также рассматриваются некоторые особенности, которые необходимо учитывать при мониторинге данных математических моделей. Обозревается перечень дифференциальных уравнений, который будет взят за основу измерения требуемых характеристик. В ходе работы выявлены особенности методического характера, позволяющие при построении ЛАФЧХ и ПМХ с Н более точно оценить энергетические возможности ИМ в динамических режимах их работы с минимальными потерями мощности в контуре привода.

Предложена основа для разработки программного обеспечения комплекса средств автоматической обработки и регистрации статических и динамических характеристик исполнительных механизмов приводов органов управления ЛА, позволяющее оперативно на этапе проектных работ произвести параметрический анализ с подтверждением согласования энергетических возможностей с динамическими требованиями технического задания на разработку при минимизации энергетических потерь в силовом тракте привода. В перспективе КСР и ПО могут быть использованы для приводов электромеханического, гидравлического и пневматического типов.

Исследование влияния схемы укладки перспективного композиционного материала на модальные характеристики несущих поверхностей управляемого авиационного средства поражения

Самсонов К.С., Чуйко Д.С., Блинов П.А.

АО «КТРВ», г. Королев

Научный руководитель — Галиновский А.Л., МГТУ им. Н.Э. Баумана

В данной работе представлены результаты исследования влияния схемы укладки перспективного композиционного материала на модальные характеристики несущих поверхностей управляемого авиационного средства поражения. Описана наиболее актуальная проблема в процессе создания авиационных средств поражения на раннем этапе их разработки — задача аэроупругой динамической устойчивости (определение критической скорости флаттера) и исследования, связанные с определением параметров аэроупругой устойчивости и безопасности от флаттера, описана важность проведения достоверных предварительных исследований, основанных на частотном анализе конструкции. Указаны показатели критериев эффективности, такие как модальные, технологические, эксплуатационные, масса-габаритные, тактико-технические, летные и другие характеристики. В данной работе рассмотрено влияние схемы укладки перспективного композиционного материала именно на модальные характеристики. Описаны результаты, полученные при проведении испытаний и расчете конструкции несущих поверхностей управляемого авиационного средства поражения для исходной укладки перспективного композиционного материала. По результатам данных работ принято решение по изменению схемы укладки ПКМ и исследованию влияния схемы укладки на модальные характеристики. Далее указаны методы изменения схемы укладки: изменение угла укладки и изменение порядка укладки слоёв перспективного композиционного материала. В результате получена серия конструкций несущих поверхностей с различными характеристиками. Для каждой из этих конструкций проведен частотный анализ с целью определения критической скорости флаттера и определения влияния упругости конструкции на аэродинамические характеристики летательного аппарата. Описаны этапы проведения частотного анализа: частотные испытания, построение конечно-элементной модели, верификация и валидация модели, модальный анализ, расчет на флаттер, анализ результатов и построение графиков. По результатам проведенных расчетов и полученных характеристик определена серия конструкций, обладающих необходимым запасом по динамической устойчивости и сформирован вывод о влиянии схемы укладки на модальные характеристики конструкции несущих поверхностей.

Алгоритм классификации сигналов нейронной сетью

Черников А.А., Пуртов А.И., Морозов М.С.

АО «НИИЭП», г. Новосибирск

В статье предложен алгоритм автоматической классификации сигнала от летательного аппарата и помехи. Способность классифицировать сигналы от летательных аппаратов является важной темой как для гражданского, так и для военного применения. Поскольку глубокое обучение успешно применяется для классификации изображений, обнаружения объектов, предсказания речи и т. д., оно также может быть полезным для обнаружения и классификации сигналов. В данной работе представлены результаты классификации сигнала и помехи сверточной нейронной сетью. Сверточная нейронная сеть — одна из наиболее типичных алгоритмов глубокого обучения, содержащая сверточные вычисления и глубокую структуру. Приложения сверточных нейронных сетей в основном связаны с областью компьютерного зрения, например, классификация изображений, семантическая сегментация, оценка позы и т. д. Особенно в тех случаях, когда размерность входных данных достаточно велика, сверточная нейронная сеть позволяет избежать взрывного роста параметров сети за счет локальных и распределенных сверточных вычислений. Одномерная сверточная нейронная сеть обычно используется для обработки сигналов, когда входные данные содержат корреляционные характеристики на временной шкале и должны быть предсказаны или классифицированы. В данной работе для решения поставленных задач используется сверточная нейронная сеть со структурой ResNet. Алгоритм разработан на высокоуровневом языке программирования Python. Создана и обучена нейронная сеть для быстрой классификации сигнала от объекта и шума. Предлагаемый метод может быть использован для систем обнаружения объектов в режиме реального времени. В ходе работы выявлено, что предложенный алгоритм уверенно справляется с обнаружением и классификацией сигнала от летательного аппарата и помехи.

Направление № 7 «Математические методы в аэрокосмической науке и технике»

Методика предварительной оптимизации коммуникаций в отсеке при размещении бортовой аппаратуры

Беляков А.А., Приходько В.И.

ПАО «РКК «Энергия», г. Королев

Научные руководители: Шулёпов А.И., Самарский университет,

Папазов В.М., ПАО «РКК «Энергия»

Широко распространённая прокладка трасс бортовой кабельной сети (БКС) в отсеках космических аппаратов (КА) вдоль обечаек корпуса и по основным конструктивным элементам приборных рам способствует вариативности конструкторских решений, вследствие которой отслеживать рациональность монтажей становится затруднительным. В качестве критерия эффективности решения задачи трассировки БКС обычно принимается масса БКС или её длина, если все жгуты имеют одинаковый диаметр сечения. Образующееся в ходе разработки множество конфигураций БКС, как правило, содержит варианты с существенно различающейся топологией и техническими требованиями к монтажу. В связи с этим определённое развитие получили методы, автоматизирующие трассировку и оптимизацию длины и массы БКС, которые позволяют добиться допустимой производительности труда от инженера-конструктора при решении данной задачи. Наибольшую популярность на предприятиях-пользователях обрели методы, построенные на основе теории множеств и теории графов, которые с той или иной точностью позволяют описывать модели монтажных пространств в отсеке, составных частей кабелей, габаритных ограничений и т. д. Некоторые из этих методов предполагают построение множества возможных трасс в диалоговом режиме, другие же методически предусматривают автоматическую генерацию путей минимальной длины и массы. Все эти методы сводятся к решению задачи линейного программирования или задачи Штейнера, например, при помощи алгоритма Краскала или алгоритма Дейкстры, или метода случайного поиска.

Однако стоит обратить внимание, что для решения задачи оптимизации БКС в качестве исходных данных используется компоновка бортовой аппаратуры (БА). Следовательно, прокладка трасс зависит от схемы размещения БА и в некотором смысле предопределяется ею. Исходя из этого можно заключить, что возможности по оптимизации коммуникаций в отсеке между собой посредством БКС, описание алгоритма работы инженера-конструктора и длины БКС, видится достаточно перспективным исследовать задачу рационального размещения БА в отсеке КА и обеспечить более качественные конструктивные решения, что и является основной целью данной работы. В свою очередь актуальность работы выражается в том, что на текущий момент перед предприятиями космического машиностроения стоит задача импортозамещения систем автоматизированного проектирования и повышения производительности труда в конструкторских бюро. Переход с прежних программных продуктов компаний Siemens AG, PTC Plc., Autodesk Plc. требует развития отечественных расчётных модулей. Задачами данной работы являются формализация условий подключения БА между собой посредством БКС, описание алгоритма работы инженера-конструктора при размещении БА в отсеке КА, разработка подходов к выполнению основных конструктивных требований к компоновке.

В работе проводится разработка методики рационального размещения бортовой аппаратуры в отсеках космических аппаратов с целью минимизации массы бортовой кабельной сети. Приведены методические выкладки, касающиеся учёта подключений приборов между собой и с прочими элементами систем. Представлен алгоритм размещения приборов на основе схемы их подключений с возможностью контроля над выполнением эргономических, монтажных, габаритных, массо-центровочных требований к компоновке. Кроме того, в общих чертах изложены подробности оценки данных требований. Тестирование проведено на нескольких космических аппаратах с отсеками разной формы, были организованы хронометраж времени решения задачи и сравнительная оценка длины бортовой кабельной сети. Разработанная

методика продолжает использоваться в режиме экспериментальной отработки инженерами-конструкторами, отдельные её аспекты будут развиваться в дальнейших исследованиях.

Разработка и верификация комплексного подхода к моделированию статической и динамической аэроупругости планера самолета на основе методов конечных элементов и контрольных объёмов

Больших А.А., Гунчин В.К., Рыманова А.Н.

МАИ, г. Москва

Одной из основных задач в процессе разработки авиационной техники является определение внешних нагрузок. На начальных этапах проектирования особый интерес представляет прежде всего расчет аэродинамических нагрузок, действующих на самолет в полете, а также определение критической скорости наступления флаттера. Результаты моделирования позволяют осуществить выбор геометрических характеристик основных элементов конструктивно силовой схемы крыла.

В данной работе для расчета внешних нагрузок используется метод Two-Way FSI (fluid-structure interaction — взаимодействие жидкости и структуры). При двусторонней связи решателей фактически реализуется поочередный обмен данными между решателями, что позволяет смоделировать различные периодические процессы, включая колебания конструкции.

В рамках выполненных работ проведена валидация метода по данным известного эксперимента HIRENASD. Полученные значения вынужденных колебаний хорошо согласуются с экспериментальными данными (погрешность не более 5 %). Исходя из имеющихся данных об области высот и скоростей полета дальнемагистрального пассажирского самолета определены наиболее критичные с точки зрения внешних нагрузок расчетные случаи. Построены CFD и конечно-элементная модель планера самолета. Получены значения и характер распределения внутренних силовых факторов в консоли крыла большого удлинения. После чего была проведена серия динамических расчетов на разных скоростных напорах и числах Маха. Для обработки результатов численного моделирования использованы такие математические преобразования, как: дискретное преобразование Фурье, частотный фильтр, работающий по принципу быстрого преобразования Фурье, аппроксимирование графиков при помощи метода наименьших квадратов. Таким образом определены амплитудно-частотные характеристики колебаний, выделены резонансные частоты. В результате серии расчетов определена критическая скорость наступления флаттера, был выявлен основной тон, определяющий форму и частоту флаттера. Полученные данные могут быть использованы для доработки конструкции летательного аппарата.

Результатом работы является разработанная и верифицированная методика численного моделирования, позволяющая проводить комплексные расчеты статической и динамической аэроупругости планера самолета на основе двухсторонней связи методов конечных элементов и контрольных объёмов.

Исследование графоаналитического метода для оценки и повышения качества системы технического обслуживания летательных аппаратов

Боровских Е.И.

Научный руководитель — Иванов Ю.П.

ГУАП, г. Санкт-Петербург

В работе рассматривается графоаналитический метод оценки и обеспечения готовности летательных аппаратов к выполнению поставленных задач в зависимости от показателей надёжности, точности информационно-измерительных систем, характеристик систем контроля состояний и восстановления бортовой аппаратуры и от режима эксплуатации исследуемых объектов.

Моделирование проводится для оценки готовности объекта контроля к работе, характеристик режима эксплуатации и технического обслуживания, показателей качества системы контроля и восстановления в режимах ожидания работы (полета летательного аппарата) и работы (эксплуатации приборного оборудования летательного аппарата).

По результатам решения системы дифференциальных уравнений на основе заданных интенсивностей, определяющих надежность объекта контроля, характеристики используемых систем контроля и восстановления состояний проверяемых объектов, можно оценить функции готовности объекта, достоверности канала «годен» и «негоден», риски заказчика и изготовителя, вероятности восстановления объекта контроля как функции времени в режимах работы и хранения.

Изменяя исходные данные, можно добиться выполнения поставленных требований к готовности и показателям качества объекта контроля, системы контроля и системы восстановления.

Исследование устойчивости движения космической системы, формируемой на базе универсальных космических платформ модульного типа

Бородин И.Д.

МАИ, АО «ГНПП «Регион», г. Москва

Научный руководитель — Балык В.М., МАИ

В настоящей работе сформулирована задача моделирования универсальной космической платформы как задача исследования устойчивости движения сложной нелинейной динамической системы. Модульный принцип построения космической платформы, тенденция к уменьшению массы и увеличению количества искусственных спутников приводит к актуальности исследования устойчивости движения не отдельных спутников, а специализированных космических систем как сложных динамических систем. По существу, здесь возникает задача оптимального типажирования системы космических аппаратов. Суть оптимального типажирования состоит в том, что проектные параметры каждого отдельного спутника выбираются совместно с проектными параметрами других спутников системы. Оптимизация параметров осуществляется по единому критерию. Как правило, это критерий стоимости системы.

Дано новое определение технической устойчивости динамической системы — проектной устойчивости, которое связывает условия устойчивости по Ляпунову с многокритериальностью проектной задачи, а также связывает границы на допустимые режимы движения с многокритериальной оценкой качества динамической системы.

Показано, что построение системы спутников аналогично построению системы оптимального типажа, что позволяет оптимальным образом комплектовать систему спутников на борту космической платформы.

Разработан новый метод построения функции Ляпунова в виде квадратичной формы, коэффициенты которой выбираются на каждом шаге интегрирования системы динамических уравнений движения, исходя из условий Ляпунова. В качестве статистической выборки применяются результаты интегрирования системы уравнений движения спутников, представленные в виде фазовых координат на каждом шаге интегрирования. На каждом шаге интегрирования рассчитываются условия устойчивости Ляпунова. Если эти условия выполнены, то динамическая система в данной точке устойчива. Система устойчивая в целом, если данная система устойчива на каждом шаге интегрирования. Заметим, что нелинейную функцию Ляпунова можно получить посредством аппроксимации поточечной квадратической формы на всем отрезке интегрирования.

Предлагаемый в работе метод позволяет не только определить устойчива система или нет, но и выбрать оптимальные проектные параметры системы, которые обеспечивали бы необходимый запас устойчивости.

Методика определения расположения дополнительных опор шарнирно опертой пластины Кирхгофа при произвольном воздействии

Боршевецкий С.А.

ПАО «Яковлев», МАИ, г. Москва

Научный руководитель — Локтева Н.А., МАИ

Повышение экономичности производимой продукции является главным трендом современного машиностроения. В таких летательных аппаратах, как самолеты, это может быть

достигнуто за счет снижения веса производимой конструкции, которое достигается за счет использования обшивок и панелей, представляющих собой тонкие оболочки и пластины, не способные самостоятельно нести сколь угодно малую нагрузку. Поэтому, для увеличения жесткости, их дополнительно закрепляют. Примеры можно найти в конструкции крыла самолета, обшивках и панелей космических летательных аппаратов и в других элементах различных отраслей машиностроения. В аналитическом подходе сложность получаемой системы пропорциональна количеству дополнительных закреплений. Это затрудняет получение единственного универсального решения для использования в частных задачах. Разработка методики анализа крупных систем даже при ограниченных возможностях современных компьютеров является актуальной при проектировании и разработке новых современных конструкций.

В статье представлена новая методика аналитического определения расположения большого количества сосредоточенных шарнирных дополнительных опор, основанная на заданном условии жесткости конструкции. В качестве действующей нагрузки рассматривается произвольное сосредоточенное воздействие. Методика базируется на известных математических методах и использует в качестве модели движения пластину Кирхгофа. Возможность подстановки в решение произвольные виды нагружения, а также вариации геометрических и физических параметров конструкции, является несомненным преимуществом данной методики. Также методика является универсальной по типам прикладываемой нагрузки и успешно прошла апробацию для статического, гармонического и нестационарного сосредоточенного воздействия [1 - 3]. В дополнение была проведена верификация для случаев статического и гармонического воздействия при использовании модели движения пластины типа Тимошенко. Стоит отметить, что по теории тонких пластин для моделей Кирхгофа и Тимошенко максимальный прогиб не должен превышать толщину рассматриваемой пластины.

Основная задача методики состоит в нахождении аналитических зависимостей между видом внешней нагрузки и расположением дополнительных опор. В статье рассматривается самый общий случай воздействия — нестационарная сосредоточенная нагрузка. Решение по предлагаемой методике получается в несколько этапов.

На первом этапе определяется максимально возможный размер единичного сегмента конструкции, удовлетворяющий требуемому условию жесткости. Для универсальности задача решается при помощи функции влияния (Грина) с разложением в тригонометрические ряды Фурье, удовлетворяющие граничным условиям по краям пластины. Дополнительные опоры заменяются соответствующими реакциями по методу компенсирующих нагрузок. Таким образом, получается реакция системы на единичную нагрузку в виде дельта-функции Дирака.

Вторым этапом становится определение расположения лишь четырех (в апробации действия нестационарной постановке задача обоснованно упрощается всего до двух) дополнительных опор. Решением получаемого уравнения является максимальное значение радиуса расположения дополнительных закреплений, удовлетворяющих заданному условию жесткости конструкции.

На третьем этапе вычисляется необходимое количество и координаты расположения дополнительных опор для всей конструкции в целом с возможной корректировкой размеров получаемых сегментов для целочисленного распределения по площади пластины: уменьшение размера сегмента и установка большего числа опор, чем минимально необходимо.

Последним этапом может быть численная верификация при помощи современных методов моделирования и расчетов. Верификации подвергается как проверка жесткости единичного сегмента, так и всей искомой пластины при произвольном месте приложения нагрузки. В примерах работ, где методика прошла апробацию, приведены аналитический поиск решения в программе Maple и проверочные расчеты, выполненные при помощи метода конечных элементов в программном комплексе Ansys Workbench с использованием оболочечного элемента SHELL181.

Стоит отметить, что сосредоточенные воздействие и опоры рассмотрены в апробированных работах только в качестве примера. На практике физической возможности таким способом приложить нагрузку или закрепить конструкцию не существует. В прикладных расчетах следует рассматривать воздействие произвольной нагрузки на площадку. Также методика позволяет рассчитывать и произвольные области закрепления, отличные от сосредоточенных шарнирных, также используемых в качестве простого примера.

При наличии программного комплекса, поддерживающего символьные аналитические вычисления с мощным математическим аппаратом, является возможным создать удобную

программу для инженерных расчетов при проектировании новых и первичном анализе имеющихся конструкций. От пользователя потребуются: задать геометрические параметры пластины, выбрать случай нагружения и параметры нагрузки, требуемое условие жесткости конструкции, а также задать вручную или выбрать из выпадающего списка конструкционный материал пластины, после чего программа на выходе даст рекомендации по необходимому максимальному размеру единичного сегмента, а также требуемое число дополнительных опор. Полученные результаты можно сравнить с уже имеющимися решениями по конструкции или использовать в проектировании, заверив проверочным расчетом в любом численном комплексе, например, в Ansys.

На текущий момент имеющийся алгоритм решения поддерживает лишь шарнирное закрепление по краям пластины и в местах сосредоточения дополнительных опор. Уже сейчас ведутся работы по рассмотрению линейного закрепления пластины (имитация стрингера), а также по работе с оболочками криволинейной формы на примере усеченного конуса и перевода его в коническую систему координат. Перспективой является получение универсальной методики как для типов прикладываемых нагрузок, так и для криволинейности тонких оболочек с переходом в локальной системе координат в прямоугольные пластины.

Список литературы:

1. Боршевский С.А., Локтева Н.А. Определение нормальных перемещений шарнирно опертой пластины с дополнительными опорами под воздействием сосредоточенной силы // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред. Материалы XXVII Международного симпозиума им. А.Г. Горшкова. Т.2. — ООО ТРП г. Москва, 2021, с. 19 – 20.
2. Боршевский С.А. Определение расположения дополнительных опор шарнирно опертой пластины при гармоническом воздействии // Труды МАИ. 2023. № 128. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=171384&DOI=10.34759/trd-2023-128-03>
3. Боршевский С.А., Локтева Н.А. Определение положения дополнительных опор для прямоугольной шарнирно опертой пластины при нестационарном воздействии на нее // Материалы международной молодежной научной конференции «XXV ТУПОЛЕВСКИЕ ЧТЕНИЯ (школа молодых ученых)» Т. 2. – Казань: Изд-во ИП Сагеева А.Р., 2021. — С. 395-400.

Создание модели расчета траектории высокоскоростного ЛА

Гарановский Н.В.

Научный руководитель — Тарасенко А.В.

Университет «Дубна», г. Дубна

Одной из существенных проблем по освоению космоса является высокая стоимость вывода полезной нагрузки на орбиту Земли. Решить эту проблему можно, применяя многоразовую транспортную систему, первой ступенью которой является летательный аппарат (ЛА) самолётного типа. ЛА должен выводить в верхние слои стратосферы ракетную ступень с космическим аппаратом, затем, отделившись от второй ступени, самостоятельно совершить посадку. За счет многоразовости данного проекта можно снизить стоимость выведения полезной нагрузки. Кроме того, предполагается, что подготовка к взлету самолетной системы будет занимать меньше времени, чем подготовка ракетного носителя.

Для обеспечения проектирования воздушно-космического самолета в системе Mathcad создана программа расчета его траектории. Программа включает в себя модели атмосферы, аэродинамики, двигателя и управления и позволяет рассчитать параметры движения ЛА вдоль траектории.

В результате решения системы дифференциальных уравнений (ДУ) были получены необходимые параметры движения. Дальнейшее исследование предполагает оптимизацию параметров ЛА, для обеспечения выведения необходимой полезной нагрузки.

Литература

1. Практическая аэродинамика самолета МиГ-25РБ/ В.И. Качусов, А.А. Куликов, Н.Н. Котов, А.Н. Медникова, С.И. Яворская. – Москва: Военное издательство министерства обороны СССР – 1978. – с.8-83.
2. Атмосфера стандартная ГОСТ 4401-81.

3. Динамика полета самолетов. И.В. Чепурных. — Комсомольск-на-Амуре: Министерство образования и науки Российской Федерации — 2014. — 22 с.

4. Космические крылья/ В.П. Лукашевич, И.Б. Афанасьев. — Москва: «ЛЕНТА Странствий» — 2009. — 201 с.

5. Hypersonic Aerodynamic Characteristics of Two Delta-Wings X-15 Airplane Configurations by Theodore J. Goldberg, Jerry N. Hefner, and David R. Stone, Langley Research Center Langley Station, Hampton, Va. — TN D-5498 NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION WASHINGTON, D. C. OCTOBER 1969. — с. 63-72

Математическое моделирование технологического процесса 3D-печати по технологии FDM

Гойхман А.В.

АО «Кронштадт», г. Москва

Аддитивные технологии представляют собой современный и востребованный подход к производству, который использует принцип нанесения материала слой за слоем для создания трехмерных объектов. Сегодня аддитивные технологии находят широкое применение в различных отраслях, включая промышленное производство, медицину, авиацию, автомобильную промышленность и многие другие отрасли. Эти технологии позволяют создавать детали, имеющие сложную геометрическую форму, которые затруднительно изготавливать традиционными методами производства.

Использование аддитивных технологий особенно актуально в сфере авиационной промышленности. Одним из основных преимуществ использования аддитивных технологий в авиационной промышленности является возможность уменьшения веса деталей. Возможно это за счёт создания сложных оптимизированных конструкций, что приводит к сокращению веса и, соответственно, улучшению весовой отдачи конструкции планера. Также в случае мелких серий, использование аддитивных технологий позволяет экономить время и деньги из-за отсутствия необходимости производства оснастки, в сравнении с традиционным производством из полимерных композитных материалов.

Существует широкий спектр аддитивных технологий, каждая из которых имеет свои особенности и область применения. Они отличаются как по принципу работы, так и по используемым материалам, но принципиально их объединяет подход к созданию объекта, а именно, послойное добавление материала. В данной работе будет рассматриваться технология аддитивного производства FDM (Fused Deposition Modeling), как наиболее доступная и распространенная.

С увеличением распространения технологий аддитивного производства возникает задача разработать подход к проектированию, проведению расчетов на прочность и выработка подходов к проведению испытаний создаваемых объектов. Традиционные методы и инструменты могут не подходить или требовать определенной адаптации, чтобы эффективно работать с аддитивными производственными процессами и материалами. Поэтому должны быть выработаны подходы, методики и стандарты, учитывающие особенности аддитивного производства.

В данной работе рассматриваются классические методы прочностного анализа, анализ прочности деталей при помощи метода конечных элементов, изготовленных при помощи технологии аддитивного производства по технологии FDM. Рассматривается подход математического моделирования технологического процесса производства детали по технологии FDM. Определяется необходимый объем экспериментальных работ для подтверждения статической прочности деталей, изготовленных при помощи аддитивного производства по технологии FDM.

Проектирование ёмкостей для транспортировки сжиженного газа

Екимовская А.А.

Научный руководитель — Лебедев В.В.

МАИ, г. Москва

Цель работы заключается в определении рациональной формы корпуса, который обладает максимальным объёмом при минимальной поверхности — это показатель качества и целевая функция оптимизации. Чем больше выбранный показатель, тем больше полезный объём корпуса, и, одновременно, меньше площадь конструкции. Ёмкость получается более лёгкой и теплоизолированной, что важно для космических аппаратов и особенно для криогенной техники. Такой корпус нужен для транспортировки сжиженного природного газа, космического аппарата, ёмкостей для хранения жидких и сыпучих веществ во многих отраслях промышленности и т. д. С позиции вариационного исчисления этому условию удовлетворяет сфера. Но сферическая оболочка имеет большие габариты по ширине и высоте. Задача перешла в область сложных технических систем, потребовала учесть множество ограничений. В морских танкерах для перевозки сжиженного газа часто применяют несколько сферических ёмкостей, меньших по размеру, чтобы удлинить конструкцию и сократить габариты ширины и высоты. Такой вариант хуже одной большой сферы по выбранному показателю качества, но зато вписывается в габаритные ограничения. В железнодорожном транспорте ситуация аналогичная, но большую сферу заменяют цистерной в виде цилиндра и сферических днищ. В работе показано, что существуют другие рациональные формы ёмкостей в виде комбинаций сферических сегментов. У таких оболочек отношение объёма к площади поверхности, конечно, уступает одной большой сфере, но значительно превышает показатели применяемых конструкций.

Объект изучения — ёмкость для сжатого или сжиженного газа, корпус КА.

Предметом исследования в этой работе является форма ёмкости для хранения и транспортировки сжатого газа, в том числе сжиженного газа, а также форма КА.

Содержательная формулировка задачи сводится к выбору рациональной формы конструкции корпуса КА или ёмкости с позиции теории сложных технических систем, с учётом нескольких факторов.

Для исследования важно знать величину показателя качества конструкции, выбранного как одного из основных — отношение объёма к площади поверхности ёмкости. Чем больше величина этого показателя, тем больше вместимость ёмкости, но при этом меньше площадь поверхности. Значит такая конструкция обладает максимальной вместимостью при минимальной поверхности. Минимизация поверхности ёмкости имеет два назначения. Во-первых, для создания самой лёгкой конструкции, потому что с уменьшением площади поверхности уменьшается количество и масса листового материала. Во-вторых, для снижения теплообмена с внешней средой, который рассчитать сложно, но который в первом приближении пропорционален площади поверхности теплообменника.

Содержательная формулировка задачи заключается в поиске других форм ёмкостей для хранения и транспортировки сжиженного газа и других видов газомоторного топлива, и вообще, жидких и сыпучих веществ. Какие ещё возможны формы конструкций? Каковы будут характеристики новых конструкций? Можно ли эти конструкции будет применять в космосе? Ответам на эти вопросы посвящена предлагаемая работа. В процессе исследования применены два метода. Сначала простейшие конструкции изучались аналитически, а полученные результаты проверены компьютерным моделированием. Затем для более сложных конструкций аналитический метод реализован в виде программ для решения исследовательских задач.

Проектируемые ёмкости предполагались составными, собранными из оболочек в виде сферических сегментов. Такие формы наиболее близки к рациональным сферическим, но позволяют учесть ограничения по габаритам, например, удлинить конструкцию. Сферический сегмент предполагает срезать часть сферической оболочки. В работе решена задача определения оптимальной величины срезов модулей составной конструкции.

В результате работы сформулированы следующие выводы, главным из которых является обоснование рациональности форм корпусов КА и ёмкостей для сжиженного газа в виде составных конструкций из сферических сегментов.

1. Сферическая ёмкость, безусловно, обладает наибольшим отношением объёма к площади поверхности, то есть выбранным показателем качества сложной технической системы, который

равен $R/3$. Величина этого показателя качества для сферы пропорциональна радиусу, поэтому для хранения и транспортировки сжиженного газа выгодны большие конструкции, но при этом часто нарушаются требования к габаритам по ширине и высоте.

2. Замена одной сферической ёмкости несколькими малыми только формально сохраняет оптимальную форму ёмкостей в виде сфер, потому что уменьшается радиус и отношение объёма к площади.

4. Переход к цилиндрическим конструкциям сопровождается ещё большим уменьшением отношения объёма к площади поверхности, хотя такие ёмкости являются более технологичными.

5. Для максимизации отношения объёма к площади поверхности целесообразно перейти к комбинации сферических сегментов, то есть усечённых сферических оболочек. Например, одна оптимальная сферическая ёмкость объёмом 145 000 куб. м, как на морском танкере «Гранд Елена», будет иметь диаметр 65,2 м при показателе качества 10,8. Однако замена одной оболочки на два сферических сегмента того же объёма, срезанными на половину радиуса, значительно увеличивают габарит длины до 82 м, сокращая ширину и высоту до 54,7 м, то есть не приемлемого значения ширины морских танкеров такого типа. Показатель качества при этом уменьшается не существенно, до 10,27.

6. Если сохранить четыре ёмкости, как на морском танкере типа «Гранд Елена», но выполнить их в виде соединённых четырёх сферических сегментов, то длина ёмкости будет 105,2 м при ширине и высоте 46,6 м и показателе качества 9,48. Габариты вполне приемлемы для морских танкеров такого типа, а показатель качества 9,48 существенно выше, чем для четырёх малых сфер 6,86.

7. Если требуется иметь перегородки между четырьмя ёмкостями, то длина 136,6 м остаётся приемлемой, как и ширина и высота 42 м для морских танкеров такого типа. Показатель качества 7,32 и в этом случае тоже выше, чем для известной конструкции из четырёх малых сфер, 6,86.

8. Результаты работы защищены авторским патентом на изобретение, заявкой на патент на изобретение и двумя заявками на патенты на полезные модели, доложены на научных мероприятиях Национальной газомоторной ассоциации.

Таким образом, комбинация сферических сегментов позволяет увеличить отношение объёма к площади поверхности ёмкости или корпуса КА и одновременно выполнить требования по ограничению габаритов конструкции.

Численное моделирование интегральным методом Фокса Вильямса-Хоккинса способа снижения акустического давления при помощи взаимодействия реактивной струи с потоком воды Исправникова О.В., Федоров А.В. Научный руководитель — Пешков Р.А. ЮУрГУ, г. Челябинск

В силу прогресса аэрокосмической индустрии, на летательные аппараты накладываются возрастающие требования в отношении допустимого уровня шума, что требует разработки эффективных методов его снижения.

На настоящий момент существуют две группы методов: активные и пассивные. Активные методы направлены на управление источниками шума, в то время как пассивные методы направлены на уменьшение уже образовавшегося шума. Так как активные методы в основном связаны с конструктивными изменениями форм сопла, а действие акустического шума при старте имеет не продолжительный характер, то внесение изменений в конструкцию РН является нецелесообразным с технической и экономической стороны. Поэтому в большинстве исследований и экспериментах для снижения шума применяется пассивный метод снижения с помощью ввода воды в струю двигательной установки.

В большей части случаев определение уровней акустического шума и исследование его снижения представляет собой сложную задачу, и проводится путем проведения натурных экспериментов. Однако, с целью сокращения количества необходимых экспериментов при анализе воздействия множества параметров, значения которых изменяются в широком диапазоне, возможно использование численных методов моделирования.

Целью работы является проведение моделирования с использованием программного пакета ANSYS Fluent одного из наиболее эффективных подходов к снижению шума сверхзвуковой струи путем взаимодействия с потоком воды. Вычисления в работе проводились методом Фокса Вильямса-Хокингса (Ffowcs Williams & Hawkings), т.к. именно этот метод обладает рядом существенных преимуществ с вычислительной точки зрения, и поэтому в последние годы именно он получил наиболее широкое распространение при решении задач аэроакустики.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- Приведен краткий вид уравнений динамики сжимаемого газа (уравнения Эйлера), а также образованные от уравнения Эйлера уравнения Навье-Стокса, которые являются более сложными и учитывают вязкость и турбулентность потока, и могут быть использованы для моделирования и анализа формирования и распространения шума.

- Проведен анализ методов численного моделирования, в результате которого для проведения дальнейшего численного моделирования был выбран интегральный метод Фокса Вильямса-Хокингса (Ffowcs Williams & Hawkings). Записан краткий вывод дифференциальной формы уравнения FWH, которое представляет собой неоднородное волновое уравнение, получающееся в результате преобразования уравнений Навье-Стокса с помощью аппарата обобщенных функций.

- Проведен анализ методов расчета многофазных течений в программном комплексе Ansys Fluent, в результате которого использовалась модель смеси (mixture model);

- Создана базовая геометрическая модель сопла, с расчетной областью, достаточной для анализа и установки приемников, которые располагаются на расстоянии $R=30De$ от центра среза сопла под углами 30° и 130° относительно направления струи;

- Построена неструктурированная сетка, а также заданы основные граничные условия и параметры решателя, которые будут использоваться при решении;

- Проведено исследование влияния изменения положения коллектора для подачи воды вдоль оси на снижение шума сверхзвуковой струи. Для анализа взяты расстояния вдоль оси $X/D=2$ и $X/D=5$. Полученные результаты с приемника расположенного при 30° показали, что при осевом положении $X/D=2$ максимальное значение шума уменьшается на ~ 6 дБ, а при осевом положении $X/D=5$ на ~ 15 дБ. Результаты с приемника расположенного при 130° показали уменьшение на ~ 6 дБ и ~ 5 дБ соответственно;

- Проведен анализ эффективности снижения акустических нагрузок при значениях угла подачи воды $\alpha=60^\circ$ и $\alpha=85^\circ$. Полученные результаты с приемника расположенного при 30° показали, что при подаче воды под углом 60° максимальное значение уровня шума уменьшается на ~ 2 дБ, а при 85° на ~ 20 дБ. Результаты с приемника расположенного при 130° показали уменьшение на ~ 6 дБ и ~ 15 дБ соответственно.

Методика автоматизированного расчёта усталостной прочности металлической конструкции

Мельников Д.Е., Дериглазов А.Н.

ПАО «Яковлев», г. Москва

В настоящее время теория усталостной прочности и механики разрушения достаточно развита для применения при проектировании воздушных судов. Однако существенным препятствием является объем расчётной работы. Силовая конструкция транспортного самолёта включает тысячи деталей и десятки тысяч крепёжных элементов, усталостная долговечность каждого из которых подлежит расчётной оценке. В рамках данной работы представлена методика автоматизированного расчёта усталостной прочности конструкций, успешно применяющаяся для расчёта металлической конструкции транспортного самолёта.

Методика представляет собой набор методов расчёта и автоматизированных процедур, составляющих единый рабочий процесс. В качестве метода расчёта напряжённо-деформированного состояния используется метод конечных элементов. Методика включает расчёт крепёжных отверстий и геометрических концентраторов. Для автоматизации расчёта были разработаны 2 независимых программных модуля: «FATIGUE PrepPost» на языке ANSYS APDL для этапов расчёта, связанных с конечно-элементным моделированием и «FATIGUE» на языке matlab для непосредственно расчёта долговечности.

Начальный этап расчёта. Включает выбор расчётной зоны, создание списка деталей и их выгрузку; создание конечно-элементных моделей (КЭМ) деталей. Проводится расчётчиком.

Программный модуль «FATIGUE PrepPost». Программный модуль FATIGUE PrepPost представляет собой набор макросов на языке ANSYS APDL для реализации основных этапов расчёта, а также вспомогательных макросов для большей гибкости работы с КЭМ и её проверки.

Ниже приведены этапы методики, реализуемые программным модулем.

Создание КЭМ крепежных элементов. В автоматическом режиме:

- создаётся КЭМ на основе балочных элементов;
- в соответствии с обозначением КД элементам крепежа назначается материал;
- по геометрии крепежа элементам присваивается сечение нужного диаметра;
- все сборки крепежа собираются в единую КЭМ.

Сборка локальной модели. Подразумевает автоматическую сборку КЭМ деталей в единую базу данных ANSYS (.db), при этом проводится: назначение материалов деталей и их свойств, группировка элементов деталей по компонентам для удобства обращения и многочисленные проверки КЭМ на предмет необнаруженных ошибок.

Создание связей между деталями. Заключается в моделировании крепежных соединений контактными соединениями типа spotweld (контакт «точка к поверхности»). При задании свойств балочного элемента используются аналитические выражения для учёта податливости пакета. Создание модели каждой крепёжной точки занимает менее 2 с, при этом процесс не требует от расчётчика каких-либо дополнительных действий и контроля.

Сборка расчётной модели. Модель локальной зоны вставляется в глобальную модель самолёта или агрегата путем организации соответствующих связей между сетками глобальной и локальной моделей.

Анализ циклической нагруженности. Назначается набор расчётных случаев, достаточный для описания циклического изменения напряжений в расчётной зоне. Для агрегатов, информация о которых есть в комплексе «FATIGUE», данные действия не требуются.

Обработка НДС. Проводится автоматический сбор необходимой для расчёта в модуле «FATIGUE» информации с рассчитанной модели. Усилия смятия определяются путём снятия реакций с крепёжных элементов. Проходящие напряжения в листе вычисляются как интегральное среднее по замкнутому контуру.

Расчет долговечности. Проводится независимым программным комплексом «FATIGUE», подробное описание функционала которого дано ниже.

Визуализация результатов. Для расчёта «SPW» в каждой крепёжной точке строится призма, указывающая на вероятное направление роста трещины усталости. Визуализация позволяет наглядно увидеть потенциально критические места конструкции.

Программный модуль «FATIGUE». Программный модуль «FATIGUE» является самостоятельным комплексом для проведения расчётов усталостной долговечности. Модуль реализован на языке Matlab и помимо использования в IDE Matlab сформирован в виде исполняемого приложения (.exe), не требующего наличия лицензионного ПО.

При расчёте крепёжных отверстий на основе аналитических выражений восстанавливаются циклограммы окружных напряжений на всём контуре отверстия в трёх слоях по толщине пластины. Таким образом, описываются все возможные направления зарождения трещины в отверстии и влияние изгиба.

1. Расчёт долговечности. Расчёт долговечности основан на положениях статистической теории подобия усталостного разрушения. В случае расчёта крепёжных отверстий анализируются все точки на контуре. Для вычисления долговечности используются экспериментальные кривые усталости образцов типа «полоса с отверстием».

2. Вывод результатов. Основной массив результатов представляется следующими файлами:

- текстовый файл и Excel-таблица с результатами расчёта долговечности;
- excel-таблица с полным списком деталей расчётной зоны, их материалами и материалами, назначенными при расчёте из встроенной базы;
- excel-таблица со статистическим распределением точек по долговечности.

Также имеется возможность вывода подробной информации об интересующих расчётных точках.

Экспериментальное обоснование. Сопоставление результатов натурных испытаний и расчётов усталостной долговечности различных типовых зон планера самолёта показывает адекватность и приемлемую сходимость используемых методов расчёта.

Внедрение проекта. Разработанная методика успешно применяется для расчётной оценки усталостной долговечности элементов планера разрабатываемого транспортного самолета: так, конструкция фюзеляжа просчитана практически целиком.

Оценка эффективности проекта и конкурентный анализ. Разработанная методика обладает рядом ключевых преимуществ, выделяющих её на фоне уже имеющихся разработок:

- возможность расчёта значительных по протяжённости, количеству деталей (~1000) и крепежа (~100 000 точек) зон конструкции;
- высокая степень автоматизации;
- малые трудозатраты на пересчёт зон при изменении конструкции;
- модульность алгоритма: возможность замены баз данных материалов и циклических нагрузок, а также применения программных модулей независимо друг от друга позволяет использовать методику в целом и её отдельные программные модули при решении большого спектра задач усталостной прочности и конечно-элементного моделирования;
- универсальный цикл расчёта деталей с многочисленными проверками входных данных: минимизирована вероятность ошибки и влияние человеческого фактора.

Методика показала себя эффективным инструментом проектирования, так как позволяет в кратчайшие сроки проводить оценку ресурсных характеристик и оперативно устранять выявленные недостатки конструкции, в том числе и в процессе эксплуатации изделия.

Благодаря своим ключевым преимуществам созданная методика сыграла решающую роль по части обоснования ресурса в рамках масштабной программы по импортозамещению компонентов планера самолёта.

Исследование конструктивно-силовых схем аэродинамических моделей

Нгуен Ван Нгок

МФТИ, г. Долгопрудный

Научный руководитель — Ишмуратов Ф.З., ЦАГИ

Для экспериментального исследования аэродинамических характеристик при проектировании самолетов обычно используют испытания их геометрически подобных моделей в аэродинамических трубах. Однако расчетные и экспериментальные исследования показывают, что эти модели не удается делать абсолютно жесткими. При больших скоростных напорах даже стальные модели подвержены упругим деформациям, которые из-за упругой крутки несущих поверхностей могут заметно искажать результаты испытаний. При этом для крыла модели современного магистрального самолета основное влияние упругости на аэродинамические характеристики проявляется через изменение углов поточной крутки, а влиянием упругих прогибов обычно можно пренебречь.

Исследования зависимости упругих деформаций «жестких» аэродинамических моделей от их геометрических и конструкционных параметров показывают, что для минимизации углов поточной упругой крутки можно рассматривать модификации конструктивно-силовой схемы модели в двух аспектах: 1) изменение взаимного расположения линии центров давления и оси жесткости; 2) снижение жесткости на кручение.

В работе создана методика исследования зависимости упругих деформаций «жестких» аэродинамических моделей от их геометрических и конструкционных параметров с целью выработки требований к жесткостным характеристикам модели и определения рациональных модификаций силовой конструкции, позволяющих минимизировать угол упругой крутки модели, для разных компоновок крыла и режимов обтекания.

Результаты расчетных исследований показывают, что разработанная методика расчетов позволяет минимизировать углы поточной крутки крыла модели магистрального самолета в условиях испытаний в аэродинамической трубе и существенно снизить погрешность определения его аэродинамических характеристик за счет рациональных модификаций конструктивно-силовой схемы модели.

Методика автоматизированной верификации алгоритмов обработки телеметрической информации

Попов А.М.

Научный руководитель — Шмелев В.В.

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Разработка новых типов и модернизация уже применяемых космических средств, расширение круга решаемых ими задач, постоянное повышение важности своевременного и достоверного контроля их технического состояния, естественно, приводят к увеличению объема формируемого потока результатов телеизмерений и усложнению алгоритмов обработки и анализа телеметрической информации. Кроме того, существенное повышение интенсивности запусков космических аппаратов военного назначения в угрожаемый период и в военное время, что наблюдается при проведении специальной военной операции, значительно повышают критичность ошибок при обработке результатов телеизмерений.

В таких условиях требуется максимально достоверное формирование в сжатые сроки заданного объема телеметрируемых параметров в физических величинах на заданных временных интервалах регистрации. Для этого осуществляется заблаговременная подготовка специального программного обеспечения в виде формирования алгоритмов предварительной и первичной обработки результатов телеизмерений, включающих процедуры декоммутации, временной сегментации и привязки, дешифровки, калибровки, параметрического повышения достоверности и снижения избыточности. Критичность ошибок при выполнении указанных процедур заключается в невозможности проведения обработки в режиме реального времени и в практически полной невозможности проведения экспресс-обработки телеметрической информации в сжатые сроки.

В практике обработки телеметрической информации на 1 Государственном испытательном космодроме наблюдались случаи неправильного задания исходных данных, а именно каналов коммутации, тарифовочных и калибровочных характеристик, логических и функциональных выражений для вычисления значений параметров. Вследствие таких ошибок формировались телеметрируемые параметры с ошибочными значениями.

В настоящее время верификация алгоритмов обработки результатов телеизмерений осуществляется в простейшем варианте: по ожидаемому поведению эталонных параметров с тестовых записей или аналогичных изделий ракетно-космической техники. Данный способ имеет целый набор прикладных недостатков, заключающийся в сложности подготовки алгоритмов обработки результатов телеизмерений новых или модифицированных изделий, в низкой оперативности изменения алгоритмов, практически полном доверии оператору в принятии решения о достоверности результата обработки. С теоретической позиции причиной указанного факта является отсутствие научно-методического аппарата формализации алгоритмов предварительной и первичной обработки телеметрической информации, способных в автоматическом режиме выявлять синтаксические и семантические ошибки и предлагать меры по их компенсации.

Кроме того, телеметрическая информация, поступающая с борта космических средств, имеет ряд особенностей, таких как: сложная, изменяющаяся во времени структура, наличие одиночных и группирующихся аномалий, пропуск данных, избыточность, разнообразие смыслового содержания, сложность интерпретации, сложность в определении границ области изменения параметров. Указанные особенности обуславливают неопределенность исходных данных для предварительной и первичной обработки, а также существенное противоречие между исходным качеством поступающей телеметрической информации и требованиями к достоверности и оперативности ее обработки.

Все это показывает актуальность исследований, направленных на обеспечение требуемой достоверности обработки телеметрической информации ракет-носителей в условиях повышения интенсивности запусков космических аппаратов военного назначения.

Предлагается достигнуть цели исследований за счет разработки методического обеспечения автоматизированной верификации алгоритмов обработки телеметрической информации на основе анализа корректности свойств вычислительных сетей Петри. Выбранное направление совершенствования процесса обработки телеметрической информации является перспективным в силу существования формальных способов проверки свойств классических сетей Петри. Их

использование в алгоритмах обработки измерительной информации является новым и позволит автоматизировать проверку правильности алгоритмов.

В работе представлена структурно-функциональная модель процесса обработки телеметрической информации на основе вычислительной сети Петри. На ее основе совершен переход к классической сети Петри и показан метод автоматизированной верификации маркировки и дуг сети, после верификации которых изменения в сети транспонируются в алгоритм обработки телеметрической информации.

В качестве примера работы метода представлена операция тарифовки (преобразование информации из телеметрических единиц в физические), где была допущена ошибка в значении масштабного коэффициента при переводе. В результате работы метода место ошибки было выявлено, а сама ошибка исправлена.

Представленный подход позволит проверить логику вычислений при выполнении алгоритмов обработки телеметрической информации, производить верификацию процесса сбора и обработки, а также исправлять ошибки в различного рода исходных данных. Также позволит анализировать возможность перехода системы в конечное состояние из заданного (начального).

Расчет напряженно-деформированного состояния обшивок хвостовых отсеков лопастей несущего винта в условиях ветрового нагружения на стоянке вертолета

Савина Д.Б.

АО «НЦВ Миль и Камов», г. Люберцы
Научный руководитель — Каргаев М.В., МАИ

Задача обеспечения приемлемого уровня напряжений во всех конструктивных элементах лопасти несущего винта (ЛНВ) в полете и на стоянке вертолета является одной из первостепенных при ее проектировании. В работах [1-4] показано, что напряжения, возникающие в лонжероне лопасти несущего винта от сил собственного веса лопасти и ветрового нагружения, могут достигать значительных величин и приводить к появлению остаточных деформаций.

Менее прочными по сравнению с лонжероном элементами лопасти являются хвостовые отсеки. При достигнутом уровне прочности лонжерона необходимо обеспечить не меньший уровень прочности хвостовых отсеков при действии ветра на стоянке, особенно для лопасти с большой хордой и шириной отсеков. Создание легкой и прочной конструкции хвостовых отсеков является составной частью задачи проектирования лопастей несущего винта.

В связи с этим ставится задача проведения прочностного расчета хвостовых отсеков и, в первую очередь, наиболее нагруженной и значительной по весу их части — обшивки.

В открытой печати задача определения напряженно-деформированного состояния (НДС) обшивок хвостовых отсеков ЛНВ решается преимущественно для случаев нагружения в полете [5-8]. В настоящей работе предлагается метод расчета напряжений в обшивке хвостовых отсеков невращающихся лопастей несущего винта под действием ветра на стоянке вертолета, основанный на численном решении плоской задачи теории упругости, а также расчете напряжений в лонжероне лопасти при статическом воздействии ветра [2, 3].

В работе проведен расчет напряжений в обшивке хвостовых отсеков лопастей несущего винта под действием ветра на стоянке вертолета. Полученная система дифференциальных уравнений, описывающая напряженно-деформированное состояние обшивки методом сеток [9] приведена к системе линейных алгебраических уравнений относительно искомых перемещений. Для численного решения этой системы использован SVD-алгоритм [10] построения псевдорешения. Приведены результаты расчетов, выполненные для обшивок лопастей несущего винта вертолета типа Ми-38. Для расчета напряжений в лонжероне лопасти под действием ветра использовался метод [3].

В результате расчета, реализованного в виде программы для ЭВМ на алгоритмическом языке программирования Maple выполнена валидация расчетной модели, показывающая хорошее совпадение расчетных и экспериментальных значений продольных напряжений в обшивке хвостового отсека.

По условию прочности обшивок хвостовых отсеков лопасти несущего винта определена безопасная для эксплуатации ЛНВ предельная скорость ветра.

Установлено, что проектировать лопасти несущего винта, и, в частности, выбирать параметры хвостовых отсеков, необходимо с учетом обеспечения заданной в техническом задании предельной скорости ветра, в том числе, определяемой уровнем предельных напряжений в обшивке. На основе выполненных вычислительных экспериментов сделаны следующие выводы:

- сжимающие продольные напряжения при определенных скоростях ветра могут приводить к появлению зоны локальной потери устойчивости обшивки вблизи задней стенки лонжерона;
- статическая прочность обшивки хвостового отсека при изгибе ЛНВ под действием ветра на стоянке, главным образом, определяется растягивающими поперечными напряжениями.

Библиографический список

1. Каргаев М.В. Анализ влияния ветра на эксплуатационные характеристики лопастей несущего винта вертолета. Молодежь. Техника. Космос: труды двенадцатой общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 4 т. Т. 1. — СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2020. — С. 150-154.
2. Каргаев М.В., МIRONENKO Л.А. Расчёт изгибных напряжений в незашвартованной лопасти вертолѐта обдуваемой ветровым потоком// Вестник Московского авиационного института. — 2018. — Т. 25, № 3. — С. 34-43.
3. Каргаев М.В. Расчёт напряжений в лопасти несущего винта вертолета на базе нелинейной модели нагружения при статическом воздействии ветра// Вестник Московского авиационного института. — 2019. — Т. 26, № 2. — С.34-42.
4. Каргаев М.В. Расчет динамических напряжений в лопасти несущего винта вертолета на базе нелинейной модели нагружения при нестационарном воздействии ветра// Общероссийский научно-технический журнал «Полет». — 2020. — № 4. — С. 52-60.
5. Иванов А.Н. Численное решение плоской задачи теории упругости применительно к расчету на прочность хвостовых отсеков лопасти вертолета// Труды опытно-конструкторского бюро. 1971. Т. 8. С.120-137.
6. Johnson W. Rotorcraft Aeromechanics. — NY.: Cambridge University Press, 2013. — 927 p.
7. Richard L. Bielawa. Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity. — AIAA, Washington, DC, 2005. — 584 p.
8. Суровцева О.Е. Прочность хвостовых отсеков лопасти несущего винта вертолета: автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук: 05.07.03 / Казан. техн. ун-т. — Казань, 1994. — 8 с.
9. Варвак П.М., Варвак Л.П. Метод сеток в задачах расчета строительных конструкций. — М.: Стройиздат, 1977. — 154 с.
10. Тихонов А.Н. Методы решения некорректных задач / А. Н. Тихонов, В. Я. Арсенин. — М.: Наука, 1986. — 285 с.

Программный комплекс для моделирования движения систем многих тел

Сухов Е.А., Беличенко М.В., Дорофеев С.В.

Научный руководитель — Бардин Б. С.

МАИ, г. Москва

Создание современных авиационных и космических систем всё больше опирается на технологии компьютерного моделирования и прототипирования, которые позволяют значительно удешевить разработку и модернизацию техники за счёт сокращения сроков проектирования и снижения затрат на натурные испытания. Компьютерное прототипирование особенно актуально при разработке штучной техники, полноценные натурные испытания которой либо чрезвычайно затратны, либо вовсе невозможны. При компьютерном прототипировании и создании так называемых «цифровых двойников» нередко возникает задача моделирования движения сложных механических и мехатронных систем: элементов силовой установки, механизации планера и взлѐтно-посадочных устройств самолѐтов и вертолѐтов, корпусов и разворачиваемых конструкций космических аппаратов, а также мобильных роботов, манипуляторов и систем наземного обеспечения полѐтов. Во многих случаях подобные системы могут быть представлены совокупностью тѐвдых тел, на которые наложены связи различного вида.

В настоящей работе представлен программный комплекс для численного моделирования движения систем многих тел под действием внешних и внутренних сил, в том числе при наличии

управляющих воздействий. Предполагается, что рассматриваемые системы могут являться пространственными и могут содержать замкнутые кинематические цепи. Для описания наложенных на систему связей и вывода дифференциально-алгебраических уравнений движения используется метод шарнирных координат. Отличительной чертой данного метода является сравнительно небольшое количество получаемых уравнений движения, что позволяет повысить производительность вычислений. Указанный метод реализован в виде программного комплекса, также содержащего систему символьной математики для аналитического вывода уравнений движения, библиотеку численных методов, расширяемую библиотеку шарниров и пользовательский интерфейс. Представленный комплекс позволяет моделировать как удерживающие связи, так и некоторые виды неудерживающих связей. Для верификации комплекса производилось сравнение с аналитическими моделями, рассчитанными в специальном программном обеспечении Maple и OpenModelica.

Метод количественной интерпретации спектров отражения высокоорбитальных космических объектов

Федоренко Д.С., Дорожкин М.А.

ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Одной из основных задач мониторинга околоземного космического пространства является идентификация высокоорбитальных (ВО) космических объектов (КО) (с высотой апогея более 2 000 км), которая заключается в отнесении наблюдаемого объекта к уже известному или новому типу. Решение принимается на основе анализа измерительной информации от всей совокупности имеющихся наблюдательных средств. Возможности существующих пунктов наблюдения по получению информации о таких объектах, по сравнению с низкоорбитальными, ограничены ввиду удаленности таких орбит. В таких условиях используются только оптические наземные пункты наблюдений, которые способны измерять координаты и блеск ВО КО.

В ряде случаев этих данных достаточно для проведения идентификации КО. Однако существуют ситуации, когда необходим учет дополнительных информативных признаков, которые можно получить в результате обработки спектрофотометрических измерений (СФИ). Спектрофотометрия — дистанционный метод оценки состава вещества, основанный на сравнении спектров отражения солнечного излучения объектов с лабораторными спектрами отражения их вероятных образцов-аналогов. Под спектром отражения будем понимать отношение интенсивностей отраженного от объекта потока излучения к падающему как функцию длины волны.

Проблеме интерпретации СФИ посвящен ряд работ как отечественных, так и зарубежных авторов. Однако некоторые вопросы до сих пор остаются нерешенными, и из всего множества материалов и покрытий (МиП), используемых при создании искусственных спутников Земли (ИСЗ), определены критерии выявления только белой эмали и кремниевых солнечных батарей. Выявление МиП осуществляется только для КО, вращающихся вокруг центра масс, причем не на всей видимой поверхности, а лишь на определенных конструктивных элементах, проявляющихся на характерных участках фотометрической кривой блеска. Предприняты попытки определения не только МиП, но и их долей содержания на видимой поверхности, однако применяемый для этих целей метод неотрицательной матричной факторизации дает большие ошибки при определении указанных выше параметров, что негативно сказывается на достоверности принимаемых решений по идентификации КО. Кроме того, отечественными специалистами проблема количественной интерпретации спектров отражения рассматривается в условиях наличия априорной информации о составе МиП наблюдаемого объекта, что не всегда актуально при контроле и идентификации КО.

Для устранения вышеуказанных противоречий в области спектрофотометрии и идентификации КО в настоящем исследовании предложен метод идентификации ВО КО, как вращающихся, так и стабилизированных по трем осям, с минимальной ошибкой определения МиП и долей их содержания на видимой поверхности в условиях отсутствия априорной информации о наблюдаемом КО.

Задача определения МиП и долей их содержания начинается с введения линейной модели формирования спектра отражения КО, которая строится на следующем допущении: если общая площадь видимой поверхности наблюдаемого объекта делится пропорционально в соответствии

с долей содержания присутствующих на ней МиП, отраженное объектом излучение передает в тех же пропорциях характеристики соответствующих материалов. В этом смысле существует линейная связь между пропорциями МиП, составляющих видимую поверхность, и спектром отраженного излучения.

Таким образом, имея априорные данные о МиП ВО КО (т. е. задавая их самостоятельно), можно смоделировать спектр отражения, который мы ожидаем получить в результате сеанса спектрофотометрических измерений.

Однако на практике имеют дело с обратной задачей — по спектру отражения, полученному в результате натурных наблюдений неизвестного КО (к примеру, вновь запущенного ИСЗ) наземным телескопом, определить состав его МиП и осуществить идентификацию.

Ввиду того, что база данных всех возможных материалов имеется в наличии, то спектр отражения S можно представить как произведение матрицы спектров отражения имеющихся материалов и вектора долей их содержания на видимой поверхности, которые на данном этапе являются неизвестными.

Тогда, решив полученное уравнение относительно вектора долей, по тем значениям переменных, которые приняли ненулевое значение, можно судить о МиП, входящих в состав КО: номер ненулевого значения укажет на номер столбца матрицы материалов. Само ненулевое значение и есть доля содержания соответствующего МиП.

Таким образом, решение задачи определения МиП и долей их содержания сводится к решению системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ), состоящей из m уравнений с n неизвестными. В рассматриваемом случае $m > n$, поэтому СЛАУ является переопределенной. Очевидно, что в большинстве случаев «настоящего» решения (такого, которое бы обращало уравнения в тождества) такой системы не существует. Следовательно, процедура поиска псевдорешения является не чем иным, как реализацией метода наименьших квадратов (МНК).

Разработанный метод количественной интерпретации спектров отражения высокоорбитальных космических объектов позволяет получить новые признаки идентификации КО: перечень МиП и доли их содержания на видимой поверхности. Это позволит значительно повысить эффективность мониторинга околоземного космического пространства (на 10-20 %), особенно в ходе наблюдений высокоорбитальных КО.

Определение оптимального диапазона работы спектрофотометра для получения спектров отражения космических объектов

Федоренко Д.С., Переяслов Ю.В., Пискунов Н.С.
ВКА имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

Четко наметившаяся тенденция на усиление интенсивности освоения человеком околоземного космического пространства приводит к поиску новых путей повышения эффективности мониторинга космических объектов (КО). В этой связи продолжается изучение особенностей спектрофотометрии небесных тел.

Данному вопросу посвящен ряд зарубежных и отечественных исследований, где в основном рассматривалось математическое обеспечение проблемы интерпретации спектров отражения КО. Однако остается нерассмотренным вопрос, как на достоверность обработки спектров отражения может влиять диапазон длин волн, в котором получен этот спектр.

Для выбора оптимального диапазона было принято решение равномерно разбить диапазон от 250 до 2 500 нм сперва на 5, а затем на 7 поддиапазонов и далее сравнить по каждому из них результаты количественной интерпретации смоделированных спектров отражения КО, а именно абсолютную ошибку определения долей содержания материалов и покрытий (МиП) КО. Минимальное отклонение от истинных (т. е. задаваемых в модели) значений долей содержания должно указать на самый оптимальный поддиапазон.

Исследование показало, что чаще ошибка определения долей содержания МиП является минимальной в диапазоне длин волн от 250 до 900. Чуть хуже задача решается в самом широком имеющимся диапазоне — 250-2500 нм, не разбивая его на части. Таким образом, при оборудовании наземных оптико-электронных средств спектрофотометрами выбор следует делать в пользу тех, которые работают в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах длин волн.

Исследование универсального оптимального метода финитно-временной и спектрально-финитной обработки навигационных сигналов приборов летательных аппаратов в условиях полной и неполной априорной определенности

Федоринов А.Ю.

Научный руководитель — Иванов Ю.П.
ГУАП, г. Санкт-Петербург

На сегодняшний день в качестве самого распространённого представителя фильтра сигналов в инженерном деле является фильтр Калмана. Однако при всех его достоинствах у него есть существенные недостатки. Подробно эти недостатки будут описаны в данной статье, исходя из этого был предложен новый подход в области обработки сигналов — финитно-временной и спектрально-финитной методы обработки (фильтрации) сигналов. Эти подходы основаны на теореме ортогонального проектирования и являются оптимальными по критерию суммы дисперсии ошибок. Подходы способны выдавать линейные рекуррентные оценки не Марковских сигналов с коррелированными и не коррелированными помехами. В качестве подтверждения работоспособности такой фильтрации можно обратиться к внушительному списку научных трудов Ю.П. Иванова (научного руководителя), в пособиях и статьях ВАК имеется более подробное описание математических моделей и подходов, реализуя которые возможно добиться таких же точностей, что и при использовании фильтра Калмана, однако имея преимущества в виде более простой реализации; методы обработки сигналов являются универсальными для широкого класса моделей сигналов и помех, независимого от наличия свойств марковости сигнала и коррелированности помех измерения; спектрально-финитный алгоритм в частности является более универсальным к характеристикам входного сигнала; не требуется представлять сигнал в пространстве состояний; алгоритмы являются устойчивыми при наличии обратной связи.

Само моделирование проводилось в среде Mathcad. В настоящее время уже отработано множество алгоритмов — финитно-временной, спектрально-финитный; с обратной связью / без обратной связи; адаптивный / не адаптивный; с известной помехой или нет и т. д. Результаты получены и проанализированы для каждой комбинации алгоритмов и подтверждены многократно. При заинтересованности в теме исследований все файлы будут предоставлены с подробным описанием процессов и результатами моделирования. В качестве обоснования для рассмотрения тематики исследований, следует понимать, что использования разработанных алгоритмов повысит точность систем, их помехоустойчивость и робастность, не говоря о том, что может быть понижена стоимость затрат на производстве (исходя из более простой реализации методов).

Создание детектора ТГц излучения, генерируемого биообъектом
Федоров А.С., Трещев К.Г.

Научные руководители — Измайлов Г.Н., Озолин В.В.
МАИ, г. Москва

Исследование условий возникновения, взаимодействия с материальной средой и эффективности регистрации электромагнитного (ЭМ) излучения в терагерцовом (ТГц) диапазоне ($\nu=1\div10\cdot10^{12}$ Гц или $\lambda=0,03\div0,3$ мм) — одна из актуальных задач современной физики. Задача данного исследования, некоторые результаты которого излагаются в данном сообщении, в создании малогабаритного устройства, с помощью которого регистрируется ТГц излучение от живых клеток (биотическое излучение объектов).

Поскольку мощность излучения мала, то для регистрации в качестве детектора был выбран пироприёмник, который после включения в электрическую схему мог регистрировать сигнал уровня $4\cdot10^{-9}$ Вт/√Гц. Для проверки чувствительности была создана схема с использованием фильтров ТГц излучения от ртутной лампы. Показания детектора на выходе схемы сопоставлялись с показаниями ячейки Голя фирмы TYDEX, которая, в свою очередь, тарировалась по эталону чёрного тела той же фирмы с теми же фильтрами. Было установлено, что минимальная величина регистрируемой мощности пироприёмника равна $0,6\cdot10^{-8}$ Вт/√Гц, что близко к паспортным данным его чувствительности.

Создание устройства позволит, устанавливая степень отличия биотических от неживых клеток, обеспечивать количественную зависимость интенсивности биотических процессов от внешней среды.

Постановка задачи. Исследование условий возникновения, взаимодействия с материальной средой и эффективности регистрации электромагнитного (ЭМ) излучения в терагерцовом (ТГц) диапазоне ($\nu=1\div10\cdot10^{12}$ Гц или $\lambda=0,03\div0,3$ мм) — одна из актуальных задач современной физики.

Определение оптимального способа увеличения внутреннего радиуса толстостенной цилиндрической муфты из сплава с памятью формы

Шарунов А.В.

МАИ, ПАО «ОАК» «ОКБ Сухого», г. Москва

Научный руководитель — Мовчан А.А., МАИ

В течение последних десятилетий особое внимание уделяется созданию и практическому применению в различных отраслях промышленности «умных» или функциональных материалов. К числу таких материалов относятся сплавы с памятью формы, обладающие уникальными термомеханическими свойствами, возникающими в следствии происходящих в них твердотельных фазовых переходов.

Актуальность темы исследования обусловлена высокими темпами развития современной авиационной промышленности и необходимостью внедрения все более легких, прочных и безотказных устройств в конструкцию изделия.

Одно из наиболее перспективных применений СПФ в авиационной промышленности заключается в изготовлении из них муфт, предназначенных для термомеханического соединения (ТМС) трубопроводов. В настоящее время в ОКБ «Сухого» проведен анализ возможности применения вышеуказанных сплавов в гидравлической системе ЛА, выявлены зоны предпочтительного использования муфтовых соединений из СПФ в конструкции планера («сухие зоны», «закладные зоны» под композиционными панелями). Также рассматривалось применение муфтовых соединений из СПФ для проведения ремонтных работ топливных и гидравлических систем ЛА непосредственно в местах базирования и эксплуатации ЛА.

Принцип термомеханического соединения трубопроводов и цилиндрических элементов конструкций заключается в следующем: из сплава с памятью формы изготавливают муфту с внутренним диаметром меньшим, чем диаметр соединяемых деталей трубопроводов. Далее при определенных температурно-скоростных условиях внутренний диаметр муфты расширяют путем дорнирования (механического воздействия спецприспособлением — дорном). Увеличенная в размерах муфта свободно устанавливается на скрепляемые детали. При нагреве муфта восстанавливает свою первоначальную форму и обжимает концы трубопроводов, обеспечивая посадку с гарантированным натягом, обеспечивается герметичное и прочное соединение.

Муфтовые термомеханические соединения из СПФ обладают следующими преимуществами:

1. Применение муфт из СПФ особенно эффективно при соединении трубопроводов для перекачки горючих и взрывоопасных продуктов. При использовании этой технологии исключается использование открытого пламени, которое присутствует при газовой резке и сварке.

2. По сравнению с традиционными соединениями сваркой, пайкой и др. такое соединение характеризуется высокой надежностью и скоростью монтажа, высокой вибрационной и коррозионной стойкостью, возможностью соединения труб из разных материалов и разных толщин, отсутствием зон термического влияния и электрического воздействия, абсолютной экологической и пожаровзрывобезопасностью.

3. Применение муфтовых соединений из СПФ характеризуется повышенной надежностью вследствие низкого влияния человеческого фактора при монтаже. Более того, муфтовое соединение является необслуживаемым: периодическая проверка уровня натяжки соединения, контроля крепежа и др. не требуется. Это особенно актуально для герметичных зон планера ЛА, где визуальный доступ к соединениям ограничен.

4. Компактность муфтовых соединений позволяет монтировать в заданном объеме большее количество трубопроводов по сравнению с другими видами соединений.

В процессе исследования опыта реального применения термомеханических муфтовых соединений выявлены следующие проблемы, препятствующие их внедрению в конструкцию ЛА:

1. Вследствие широкого диапазона изменения температур в процессе эксплуатации современной авиационной техники, соединительные муфты необходимо изготавливать из «криогенных» сплавов (с температурами мартенситного перехода на уровне минус $60\div 100$ °С). Возникают следующие технологические ограничения: муфту из СПФ необходимо деформировать, хранить и устанавливать при криогенных температурах.

2. Отсутствуют альтернативные способы увеличения внутреннего радиуса муфты. Используемый в настоящее время процесс дорнирования приводит к механическим повреждениям внутренней функциональной поверхности муфты, кратно снижая ее надежность.

3. Ввиду сложности математического представления функциональных свойств СПФ требуется повышенное количество натурных испытаний с целью определения геометрических параметров и материала муфт, обоснования прочности термомеханического соединения.

4. Математические модели, применяемые при реализации проектов по внедрению в конструкцию ЛА активных элементов из СПФ, зачастую просты в применении, как следствие обладают низкой точностью. Получение достоверных данных при проведении виртуальных экспериментов на основе таких моделей затруднено.

5. Отсутствие доступных методов качественного и количественного анализа НДС муфт из СПФ.

В рамках работы автором предложены два альтернативных способа увеличения внутреннего радиуса муфты из СПФ, проведено сравнение с используемым в настоящее время методом дорнирования, выявлен оптимальный подход.

Автором работы были разработаны математические модели материала СПФ в программном комплексе конечно-элементного моделирования Simulia Abaqus, способные описывать функциональные свойства СПФ, реализуемые в процессе всего жизненного цикла муфты из этого материала. Кроме того, модели обладают высоким уровнем доступности и могут быть использованы при решении большинства технических проектов по внедрению в конструкцию ЛА элементов из СПФ, в том числе при проектировании термомеханических соединений с применением муфт из этого материала.

Разработанные программные модули позволяют:

1. Провести анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) соединительной муфты из СПФ
2. Определить оптимальный способ увеличения внутреннего радиуса муфты из СПФ
3. Определить необходимое внутреннее давление для увеличения внутреннего радиуса муфты из СПФ для методов, представленных ранее.
4. Уменьшить потребное количество натурных испытаний за счет возможности проведения виртуального эксперимента.

Результаты, представленные в работе, опубликованы в ведущих научных журналах, входящих в перечень ВАК и RSCI [3-5].

Список литературы

1. Лихачев В.А., Кузьмин С.Л., Каменцева З.П. Эффект памяти формы. — Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1987. — 216 с.
2. Aerofit, Inc APT Laboratory, [электронный ресурс], 1968-2004.URL: www.aerofit.com (Дата обращения: 06.02.2022)
3. Саганов Е.Б. Решение задачи о толстостенном цилиндре из сплава с памятью формы, находящемся под давлением, с учетом разнсопротивляемости // Механика композиционных материалов и конструкций — 2019. — Т.25. — № 4. — С. 563-573.
4. Саганов Е.Б., Шарунов А.В. Численный анализ процесса раздачи цилиндрической оболочки из сплава с памятью формы, использующего эффект накопления деформаций прямого превращения с учетом влияния вида напряженного состояния // Механика композиционных материалов и конструкций — 2022. — Т.28. — № 4. — С. 437-448.
5. Саганов Е.Б., Шарунов А.В. Решение задачи о сфере из сплава с памятью формы, находящейся под действием постоянного давления, с учетом разнсопротивляемости материала // Механика композиционных материалов и конструкций — 2020. — Т.26. — № 1. — С. 108-121.

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

Исследование влияния аэротермоакустической обработки на механические свойства сварных соединений титанового сплава ВТ1-0

¹Абу Фадда Т.М., ²Семёнов А.Г., ¹Ремшева А.Е.

Научный руководитель — ¹Ремшев Е.Ю.

¹БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

²АО «Концерн «Океанприбор»

Наряду с созданием новых материалов актуальным является разработка новых видов термомеханической и комбинированной обработки для повышения их эксплуатационных характеристик за счёт структурных и фазовых изменений, которые осуществляются в металлах под воздействием мощных акустических полей. В работе рассматривается влияние аэротермоакустической (АТАО) обработки на формирование механических свойств сварных соединений заготовок из титанового сплава ВТ1-0. Представлены основные механические характеристики обработанных образцов, полученные в ходе испытаний образцов на растяжение в соответствии с ГОСТ 1497-84 и ГОСТ 6996-66. Титановые сплавы широко применяются в авиационном и ракетостроении, так как они сочетают в себе оптимальные механические, эксплуатационные и физико-химические характеристики, позволяющие создавать корпусные и каркасные конструкции, способные выдерживать условия различных неблагоприятных сред, сохраняя работоспособность на протяжении десятков лет активного использования. Ввиду хорошей свариваемости титановых сплавов основным методом соединений частей корпусных и каркасных конструкций из них является сварка, позволяющая изготавливать любые формы, необходимые для правильного функционирования, заложенного в процессе конструкторского проектирования. Данное преимущество сварочных соединений повышает вариативность вышеупомянутых конструкций, снижая технологические издержки изготовления, сложность в подборе сортамента и общую себестоимость, вследствие чего сварочные соединения титановых сплавов в большинстве случаев являются безальтернативным вариантом изготовления сложных по форме изделий ответственного назначения. В настоящей статье рассматривается применение аэротермоакустической обработки (АТАО) аргонодугового сварочного соединения титанового сплава ВТ1-0. АТАО — это вид динамического воздействия на обрабатываемый материал в акустическом поле звукового диапазона частот. В процессе обработки на металл воздействуют как температурные, так и акустические поля, что позволяет получать уникальные механические и эксплуатационные свойства материалов. При реализации АТАО также возможно использование различных режимов, обеспечивающих как повышение механических характеристик, так и снятие остаточных напряжений. В настоящей работе использовались два режима АТАО-1 и АТАО-2.

АТАО-1 представляет собой режим, нацеленный на повышение прочностных характеристик обрабатываемого материала, режим АТАО-2 использовался для повышения характеристик пластичности. Новая конструкция аппаратного комплекса АТАО, задействованного в процессе данного исследования, позволила реализовать обработку образцов с вращением, вследствие чего достигалось равномерное воздействие на обрабатываемые образцы. Вследствие этого в обоих группах, обработанных двумя режимами АТАО образцов, было проведено разделение на метод движения образца в процессе обработки с вращением образца в рабочей камере установки и стационарный режим. В результате воздействия АТАО характеристики пластичности образцов сплава ВТ1-0 изменялись в пределах 20-25 %, а характеристики прочности — в интервале 15-20 %. В результате проведения механических испытаний образцов, обработанных АТАО, удалось достичь значительных изменений механических характеристик образцов из материала ВТ1-0: увеличение пластичности без изменения прочности, а также увеличение прочности без изменения пластичности, показана возможность использовать АТАО для снятия остаточных напряжений сварных конструкций.

Разработка технологии изготовления лопатки спрямляющего аппарата вентилятора на приборостроительном предприятии

Башенина Е.М., Ветошкин В.А.

АО «Ижевский моторзавод «Аксион-холдинг», г. Ижевск

Технологический процесс изготовления лопатки спрямляющего аппарата вентилятора разработан с целью изготовления лопатки на приборостроительном предприятии в связи с отсутствием возможности изготовления на специализированных профильных предприятиях.

В состав приборостроительного предприятия АО «Ижевский Моторзавод «Аксион-холдинг» входят цеха, занимающиеся производством деталей из металлов, пластиков, композитов (цех печатных плат), сборочно-монтажные цеха, цех общей гальваники, цеха механической обработки. На основе данной технической базы возможно изготовление сборочных узлов и готовых изделий, в составе которых есть детали различных методов изготовления. Данное преимущество позволяет избежать дополнительной транспортировки деталей с разных предприятий и ограничивает круг лиц, владеющих документацией заказчика. Также на основе имеющейся технической базы возможна разработка технологических процессов изготовления малогабаритных изделий типа лопаток и звукопоглощающих панелей для авиационной промышленности, в том числе композитных.

В процессе разработки технической документации была разработана геометрия слоев, оснастка и методика контроля геометрии детали. При разработке технологии изготовления лопатки СА вентилятора была усовершенствована оснастка, унифицирована методика замеров и оптимизированы операции, требующие большое количество ручного труда.

Были рассмотрены следующие риски: отсутствие материалов, указанных в конструкторской документации, отрицательные результаты работ. С учетом рисков для изготовления лопатки СА вентилятора было проведено дооснащение 9 единицами оборудования, применение которого предусмотрено в отработанных технологических процессах предприятия, и 5 единицами оснастки.

Перо лопатки изготавливалось в цехе печатных плат с применением оборудования для изготовления печатных плат, оковка — в механическом цехе, сборка пера с фланцами производилась в сборочном цехе.

В результате разработанная технология внедрена на предприятии и позволяет изготавливать лопатки СА вентилятора, соответствующие требованиям заказчика. После внедрения технологии изготовления Лопатки СА вентилятора, появляется возможность изготавливать аналогичные композитные детали по отработанной технологии с минимальными затратами на специализированную формообразующую оснастку.

Исследование влияния анизотропии на предельные деформационные возможности материала при инкрементальном формообразовании

Белоконь Д.Г., Петров И.Н., Разживин В.А.

Научный руководитель — Ерисов Я.А.

Самарский университет, г. Самара

В работе на основании экспериментальных данных получена зависимость влияния анизотропии механических свойств материала на предельные деформационные возможности заготовок из алюминиевого сплава 8011 при инкрементальном формообразовании. Основные этапы при проведении исследования: формирование различной анизотропии свойств материала при помощи холодной прокатки с промежуточным и окончательным отжигом, подтверждение различия механических свойств на одноосное растяжение с применением бесконтактных датчиков деформации Vic-3D, проведение эксперимента на предельные деформационные возможности на установке с производственным роботом Kuka CR160 R1570 nano и бесконтактными датчиками деформации Vic-3D.B результате проведения эксперимента по определению предельного угла инкрементального формообразования была получена зависимость распределения главных деформаций по образующей для листов с различными показателями анизотропии. Определено, что для образцов с показателем плоскостной анизотропии меньше нуля составляет 17,8°, а для образцов с показателем плоскостной анизотропии больше нуля — 67,8°. На основании полученных зависимостей и результатов

можно сделать вывод, что анизотропия механических свойств оказывает существенное влияние на предельные деформационные возможности. Увеличение предельного угла инкрементального формообразования наблюдается при формировании в заготовках на этапе производства благоприятной структуры, приближая механические свойства листа к случаю трансверсально-изотропного тела.

Применение галлия и его сплавов в качестве теплоаккумулирующего материала в решении задач термостатирования бортовой аппаратуры космических аппаратов и лазерной оптики

Бубликов М.А.

Научный руководитель — Лебедев Е.Л.

ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В представленной работе представлен анализ возможности применения галлия и сплавов на его основе в качестве теплоаккумулирующего материала (ТАМ) для поддержания температуры в заданном диапазоне в наиболее важных теплоотводящих элементах бортовой аппаратуры космических аппаратов.

В наше время существующие технологии терморегулирования не позволяют реализовать все потенциальные возможности теплоаккумулирующих материалов, что приводит к разработке новых систем термостатирования и, как следствие, неоправданным затратам на осуществление разработок, которые, в некоторых случаях, не позволяют решить задачу термостатирования.

Решению вопросов обеспечения термостатирования ответственных теплоотводящих элементов в составе бортовой аппаратуры космических аппаратов способствует разработка перспективных тепловых аккумуляторов на основе галлия. В них тепловая энергия поглощается двумя механизмами: теплоёмкостным (без фазовых превращений) и фазовым (с фазовыми превращениями).

В работе проведено сравнение теплофизических свойств и термодинамики, применяющихся сейчас для термостатирования, парафинов и их модификаций и галлия, который применяется в качестве теплоаккумулирующего материала впервые.

Также рассмотрена ситуация, в которой расчёт с использованием галлия в качестве ТАМ позволил снизить массу блока научной аппаратуры и, тем самым, выполнить техническое задание, не приводя к его срыву.

Математическая модель нагрева, представленная в работе, позволяет аналитически оценить целесообразность применения галлия, а экспериментальные исследования подтверждают правоту предположений на практике.

Результаты проведённого исследования позволяют сделать выводы о необходимости применения галлия и сплавов на его основе в качестве теплоаккумулирующего материала в наиболее важных теплоотводящих элементах бортовой аппаратуры космических аппаратов.

Также в работе представлены теплофизические модели реализации применения ТАМ на основе галлия и парафинов, наглядно показывающие процесс тепловой динамики.

Описана математическая модель процесса теплообмена и приведены аналитические уравнения для определения граничных условий в решении задачи Стефана о движении границы раздела фаз при фазовом переходе.

Опыт применения аддитивной технологии послойного наложения филамента для изготовления изделий и деталей гражданских воздушных судов

Габбасов А.Р., Сухоруков П.В.

Филиал ПАО «Яковлев» в г. Ульяновске

Научный руководитель — Назаров А.П., ПАО «Яковлев», г. Москва

В современных условиях высокой конкуренции между разработчиками воздушных судов (ВС) применение новых материалов и технологий являются ключевыми факторами для достижения успеха.

Одним из перспективных направлений развития самолетостроения является применение аддитивных технологий, которые за счет специфических особенностей формообразования изделий и деталей доказали свою эффективность в качестве новых производственных

технологий. Наиболее ярким представителем аддитивных технологий является технология послойного наложения филамента (FDM — fused deposition modeling).

При разработке гражданских ВС наравне с поиском оптимальных технических решений всегда необходимо обеспечивать высочайшую безопасность полетов, которая подтверждается получением документа Сертификата типа ВС. При получении Сертификата типа ВС необходимо реализовать большое количество процедур, в том числе и доказать, что применяемые новые материалы и производственные технологии являются пригодными, надежными, стабильными и гарантирующими прочность и другие необходимые свойства с учетом влияния окружающих условий. Наиболее полно данным требованиям соответствует технология послойного наложения филамента.

В настоящей работе приведен реальный опыт применения аддитивной технологии послойного наложения филамента для изготовления изделий и деталей гражданских ВС в ПАО «Яковлев», в котором можно выделить два основных направления: изготовление макетов и прототипов, не участвующих в процедурах получения сертификата типа ВС; изготовление изделий и деталей ВС, которые участвуют в процедурах получения Сертификата типа ВС.

Повышение эффективности и термостойкости литьевых тротилсодержащих взрывчатых составов за счёт введения пирофорных материалов с фторполимерным покрытием

Габдуллина М.И., Овчинников А.А.

Научный руководитель — Яшин В.Б.

АО «ГосНИИмаш», г. Дзержинск

Представленная работа посвящена исследованию возможности использования механоактивированных порошков пирофорных материалов, покрытых фторполимером, на примере тротилсодержащих взрывчатых составов. Проведена расчётная оценка взрывчатых характеристик тротилсодержащих взрывчатых композиций. Приведены результаты исследований показателей технологической безопасности и термической стабильности взрывчатых смесей на основе технологически доступных борсодержащих материалов. С использованием манометрического метода изучения термостойкости и метода дифференциального термического анализа определены величины газовыделения при нагреве, сделаны выводы о химической стабильности компонентов и приведен расчет гарантийного срока хранения. Результаты работы могут быть использованы при создании литьевых взрывчатых составов повышенной термостабильности.

Разработка комплексной методики по оценке отклонений формы изделия и его ресурса в зависимости от остаточных напряжений

¹Евдокимов Д.В., ²Алексенцев А.А., ²Ахтамьянов Р.М.

¹Самарский университет, г. Самара

²АО «Авиаагрегат», г. Самара

Статья посвящена разработке комплексной методики по оценке отклонений формы изделия и его ресурса в зависимости от остаточных напряжений. Отличительной особенностью методики является возможность для указанной комбинации параметров качества отслеживать влияние каждой технологической операции в отдельности. В свою очередь, данная особенность позволяет оптимизировать режимы и условия проведения каждой выбранной операции. Кроме того, в разработанной методике учитывается тот факт, что остаточные напряжения формируются в поверхностном слое изделия под совокупным действием силового и температурного факторов. Данная особенность методики позволяет добиваться большей точности получаемых результатов. Разработка методики, в представленной работе, была проведена на примере траверсы взлётно-посадочного устройства перспективного отечественного пассажирского среднемагистрального самолёта. Именно на примере указанной детали было показано, что методика позволяет проводить оптимизацию сразу в отношении комбинации параметров качества, а именно позволила оптимизировать операции механической обработки и дробеструйного упрочнения, по результату которых в поверхностном слое были сформированы такие остаточные напряжения, которые позволили увеличить эксплуатационный ресурс

траверсы, при этом выполнив конструкторские требования, касающиеся допусков на контролируемые размеры. Данная методика может быть полезна в любой производственной организации и особенно может быть актуальна, где изготавливают высокоответственные и высоконагруженные детали.

Ускорение процессов подготовки производства серийных авиационных изделий с применением аддитивных технологий

Захаров С.Л.

АО «КТРВ», г. Королёв

В данной работе рассмотрены возможности применения технологии трехмерной печати методом послойного наплавления полимерного материала (Fused Deposition Modeling — FDM) на предприятии оборонно-промышленного комплекса (ОПК) с целью снижения сроков изготовления опытных изделий, специальной оснастки и наращивания мощностей производства серийных изделий. В работе представлены рекомендации по возможным направлениям применения FDM-технологии в технологической подготовке производства с использованием акрилонитрил-бутадиен-стирола (АБС) и полилактида (ПЛА). Проведен подбор оптимальных режимов печати для повышения прочности напечатанных изделий, представлены подходы к проектированию технологической оснастки для повышения её стойкости и качества поверхности, приведены примеры применения технологии в опытно-конструкторских работах (ОКР) и изготовления детали, применяемой на серийном изделии авиационной техники. Представлены результаты выполнения работ по нанесению лакокрасочного покрытия (ЛКП) на поверхность модельной оснастки. Представлена оценка результатов внедрения FDM-технологии на действующем производстве предприятия ОПК при изготовлении серийных изделий, на этапах отработки технологий литья и опытно-конструкторских работ, разработке технологии и изготовлении специальной оснастки, макетировании. Рекомендации, представленные в данной статье, могут быть применены на предприятиях ОПК и авиационной промышленности, рассматривающих возможность применения или находящихся на начальных этапах внедрения данной технологии, а также в других сферах промышленности, применяющих, в числе прочих, способ литья для изготовления заготовок.

Электронагреватели с эффектом саморегулирования температуры для борьбы с наледью на авиационной технике

¹Земцова Н.В., ²Кобелева В.А., ³Щегольков А.В.

Научный руководитель — ¹Щегольков А.В.

¹ТГТУ, г. Тамбов,

²МАИ, ³Московский политех, г. Москва

Повышение эффективности противообледенительных средств авиакосмической техники основано на создании высокоэффективных нагревателей. Наибольшую востребованность получили электронагреватели с эффектом саморегулирования температуры за счет наличия положительного или отрицательного температурного коэффициента сопротивления. Для разработки нагревателей с представленными свойствами используются различные типы матриц на основе цемента, стеклянной фритты, асфальтовой мастики и полимеров. За электропроводность в таких матрицах отвечают металлические и углеродные наполнители (наиболее эффективны углеродные наноструктуры). В зависимости от технологии получения углеродных наноструктур, а также особенностей композитов, в которые будут вноситься проводящие структуры, определяются основные свойства электронагревателей. Для исследования эффективности применения фазопереходных материалов в качестве матрицы для создания электронагревателя была использована методика исследований на основе бесконтактного метода измерения температурного поля. Морфология углеродных нанотрубок (УНТ) изучалась с помощью полевого эмиссионного электронного микроскопа Hitachi H-800. Разработанные электронагреватели могут работать при питающем напряжении до 200 В и обладают рациональными электрофизическими и функциональными параметрами, которые позволяют эффективно работать в противообледенительных средствах авиационной техники.

Электронагреватели являются эффективным источником тепловой энергии и могут быть использованы в различных технических системах. Тепловыделение при протекании электрического тока через проводник соответствует закону Джоуля-Ленца [1].

Новое направление в развитии средств электронагрева — использование принципа саморегулирования температуры. В первую очередь это связано с возможностью работы без средств автоматики и измерения. Использование наноразмерных добавок и дисперсного парафина в качестве добавок для эластомеров позволяет добиться эффективных электрофизических свойств и значительно улучшить целый ряд режимов в системах по борьбе с наледью.

Информационный обзор в сфере технологий получения проводящих полимеров и нагревателей:

Дисперсные наполнители для полимерных материалов позволяют существенно улучшить электропроводность. К таким наполнителям относятся многостенные углеродные нанотрубки (МУНТ) [1], одностенные углеродные нанотрубки, МХене, графен, оксид графена, дисперсные металлические частицы (нано- и микрочастицы).

Необходимость создания новых типов проводящих полимеров основана на перспективном сочетании таких свойств полимера, как низкая плотность, простота обработки, коррозионная стойкость и низкая стоимость, а также контролируемые электрические свойства за счет образования проводящих сеток дисперсного наполнителя.

Проводящие полимерные композиты используются во многих технологических приложениях, таких как: тензорезисторы, радиопоглощающие материалы, клеевые композиты и электронагреватели [2].

Одним из эффективных методов улучшения свойств полимеров является металлизация. Металлизация полимеров позволяет существенно улучшить ряд электрических и термических свойств полимеров. Следует отметить, что углеродные нанотрубки эффективно сочетаются с различными типами микроразмерных металлов. Дисперсная медь (Cu) и нанопроволоки являются альтернативой серебру (Ag) в качестве проводящего наноматериала [2].

Выбор полимерной матрицы также является важным аспектом при производстве и применении функциональных композитов. Наряду с термопластами, известными в различных технологиях, такими как полиэтилен и термореактивные материалы на основе эпоксидных и полиэфирных смол, широко используются эластомеры, которые в отличие от других полимеров обладают повышенной гибкостью и растяжимостью. Представленные свойства активно используются для формирования высокочувствительных сенсоров. Среди них наиболее изученными являются кремнийорганические соединения и полиуретаны [2].

Силиконовые соединения более гибкие и деформируемые, чем другие полимеры, используемые для создания функциональных композитов. Поскольку проводящее поведение зависит от природы полимера и взаимодействия матрицы с наполнителем, важно изучить проводящее поведение композитов с добавками микроразмерных металлов и углеродных наноструктур (МУНТ), что позволит создать высокоэффективные функциональные материалы с широким спектром эксплуатационных свойств.

Термическая деградация композитов УНТ под действием постоянного тока обнаружена в работе. Под действием электрического тока композиты становились хрупкими, а матрица при той же температуре/часах сильно повреждалась. Соответственно, электрическое сопротивление композита УНТ при электронагреве резко возрастало. Во избежание термодеструкции и резкого повышения прочности температура нагрева при протекании электрического тока через наномодифицированный композит должна быть существенно ниже температурного предела термостабильного полимера. Кроме того, добавка УНТ позволяет снизить термическую деградацию полимерной матрицы, что, по сути, можно объяснить образованием параллельного резистора за счет распределения термической концентрации по полимерной матрице.

Целью исследований является улучшение эффективности электронагревателей с эффектом саморегулирования температуры путем применения композитной матрицы на основе силикона и диспергированного парафина, изменяющей объем при изменении температуры (фазовый переход парафина) и с возможностью использования в авиационной технике.

Выводы:

1. В результате исследования разработана программа и методики экспериментальных исследований, которые включают в себя методические аспекты анализа электро- и теплофизических свойств эластомеров с добавками МУНТ и дисперсным парафином. Проведено

исследование матриц эластомеров с дисперсным наполнителем парафина для функциональных материалов нагревателей.

2. Отношение удельной поверхностной мощности для электронагревателя на основе эластичной матрицы с МУНТ и дисперсным парафином находится в диапазоне от 300 Вт/м² до 3 кВт/м².

3. Удельная мощность электронагревателя на основе эластичной матрицы с МУНТ и дисперсным парафином составляет 800 ± 10 % Вт/м² при температуре окружающей среды $+10$ °С. При температуре минус 40 °С удельная мощность повышается до $1\,600 \pm 20$ % Вт/м².

4. Проведенные исследования показали возможность использования полученных материалов в качестве функционального элемента систем борьбы с наледью на авиационной технике.

Список источников:

1. Leif S., Kenneth F., Tord C., Mats A. Investigation of Thermal Losses in a Soft Magnetic Composite Using Multiphysics Modelling and Coupled Material Properties in an Induction Heating Cell, *Journal of Electromagnetic Analysis and Applications*, 2016, pp. 182-196. DOI: 10.4236/jemaa.2016.89018

2. Kun Z., Baoguo H., Xun Y. Nickel particle based electrical resistance heating cementitious composites, *Cold Regions Science and Technology*, 2011, vol. 69(1), pp. 64-69. DOI: 10.1016/j.coldregions.2011.07.002

Разработка полимерного композиционного материала, модифицированного одностенными углеродными нанотрубками с высокими усталостными характеристиками для применения в конструкции перспективных гражданских летательных аппаратов

Ковтунов С.С.

МАИ, г. Москва

В данной работе разработан новый наноматериал, матрицей служит эпоксидная смола низкой вязкости АСМ-12Р, волокном является UMT-49S-12K-EP, наномодификатором являются одностенные углеродные нанотрубки (ОУНТ) Tuball Matrix 201. Опытным путем выявлен оптимальный режим диспергирования нановключений в эпоксидной смоле. При диспергировании ОУНТ в эпоксидной смоле проведено параметрическое исследование, в ходе которого выбрана оптимальная мощность и время нахождения супер-концентрата в УЗ-ванне. Можно также сделать вывод об условной совместимости связующего и модификатора и о пригодности метода совмещения. При добавлении 0,05 % ОУНТ от общей массы были ухудшены пределы прочности при межслоевом сдвиге (ASTM D2344) и растяжении (ASTM D3039) на 1 % и 5 % соответственно. Также стоит отметить менее предсказуемый механизм разрушения при растяжении образцов.

Усталостная прочность образцов (ASTM D3479) с наночастицами в среднем по образцам повысилась на 30 %. Нанотрубки также в свою очередь сделали матрицу жестче при растяжении в первом направлении на 4,2 %. Показатели деградации динамической жесткости, зафиксированные при испытаниях, повысились на 261,5 %. Путем травления образцов выявлены такие важные микромеханические параметры, объемное содержание пор и объемная доля содержания волокна в материале. При помощи ДСК выявлено значение энтальпии, а также других термофизических характеристик смолы. Путем ДМА анализа определена температура стеклования смолы, также определена вязкость и плотность исследуемого связующего. Снимки с оптического микроскопа также могут оказаться полезными при микромеханическом моделировании ПКМ учитывая технологические дефекты в виде криволинейности и несоосности волокон как с наночастицами, так и без них. При помощи компьютерной томографии получены снимки образцов с нанотрубками и без, предварительно нагруженных при 60 % от предельной статической нагрузки 18 000 циклов. Определены поверхностные плотности трещин, а также проведено сравнение.

Исследование климатической стойкости лакокрасочных покрытий при лабораторных и натуральных испытаниях

Коган А.М.

Научный руководитель — Старцев В.О.

НИЦ «Курчатовский институт» — ВИАМ, г. Москва

Для формирования экспериментальной базы были проведены натурные климатические испытания в условиях умеренного климата Москвы и умеренно-теплого климата Геленджика, а также ускоренные лабораторные испытания двух типов эмалей — фторполиуретановой и эпоксидной с двумя типами пигментов: красным и серым. Покрытия наносились на загрунтованную подложку алюминиевых пластин Д16АТ, предварительно подвергнутую серноокислотному оксидированию с последующим наполнением в хромпике. Блеск ЛКП определяли в соответствии с ГОСТ 31975-2017, цветовые характеристики покрытий — в соответствии с ГОСТ 52490-2005, измерение адгезии ЛКП к поверхности образца — в соответствии с ГОСТ 31149-2014.

Еженедельные измерения параметров блеска и цвета ЛКП показали, что наиболее подверженной к воздействию солнечного излучения в умеренном климате с мягкой зимой является эпоксидная эмаль (цветовое различие 11,4), а из пигментов — красный. Наименьшее значение изменения цвета после натурных испытаний принадлежит фторполиуретановой эмали с серым пигментом и составляет 0,86. Для умеренного климата результаты имеют схожий вид, наибольшее значение изменения цвета также принадлежит эпоксидной эмали с красным пигментом, однако в силу меньшего количества солнечных дней цветовое различие составляет 7,67, у фторполиуретановой эмали равно 0,65. Адгезия ЛКП к поверхности на каждом промежутке времени составляла 0 баллов по ГОСТ 31149-2014 (отслоений нет). Для имитации сухого тропического климата Ирана проводили лабораторные ускоренные испытания в трех режимах, подвергая образцы последовательному воздействию ультрафиолетового излучения, песка и пыли, а также термоциклированию. При лабораторных испытаниях существенный скачок ΔE наблюдался после воздействия песка и пыли. В среднем, воздействие УФ-излучения вызвало изменение ΔE на 5-15 %, песка и пыли — на 70-90 %, термоциклирования — на 5-10 %. По анализу совокупности полученных данных можно сделать вывод, что наиболее стойкой к внешним воздействующим факторам является фторполиуретановая эмаль серого цвета, менее стойкой — эпоксидная эмаль красного цвета, что соответствует наиболее существенному цветовому различию у испытуемых образцов. Результаты лабораторных ускоренных климатических испытаний коррелируют с результатами натурных климатических испытаний.

Разработка инженерной методики создания слоистых панелей с адаптивной структурой в элементах конструкций беспилотных летательных аппаратов, изготовленных по аддитивной технологии

Котович И.В., Полетаев А.О., Шилов М.С.

Научный руководитель — Ежов А.Д.

МАИ, г. Москва

Цель данной работы заключается в исследовании и разработки методики формирования адаптированной структуры заполнителя слоистых панелей в зависимости от приложенной нагрузки. Предлагаемая методика открывает широкие возможности при проектировании конструкции перспективных беспилотных летательных аппаратов.

Для решения сложных пространственно-прочностных задач, возникающих в высоконагруженных агрегатах различных беспилотных летательных аппаратов, возможно применение адаптивной структуры заполнителя слоистых панелей в зависимости от нагрузки.

Данная структура состоит из трёх слоёв и по принципу работы схожа с конструкцией лонжеронного или стрингерного типа. Основные несущие характеристики зависят от поверхностного слоя — максимально удаленного от нейтрального сечения. Обшивки воспринимают продольные нагрузки на растяжение, сжатие, сдвиг и изгиб. Сотовый заполнитель нерегулярного размера воспринимает поперечные силы при изгибе, также он обеспечивает условия совместной работы несущих слоёв. Заполнители слоистых панели могут иметь разную структуру: сотовую, пористую, гофрированную, стержневую, дискретную.

Для определения прочности панели с равными размерами ячейки и одинаковой толщиной обшивок достаточно определить запас прочности в месте с наибольшими напряжениями, поскольку нагрузка растёт по линейному или квадратичному закону в зависимости от вида нагружения. Если в этом месте уравнение устойчивости удовлетворяется, то во всей конструкции оно будет автоматически удовлетворено при выполнении условия одинаковой высоты заполнителя. Для определения прочности заполнителя необходимо рассмотреть стенку заполнителя на сдвиговые нагрузки.

Адаптировать панель можно при помощи увеличения или уменьшения размера ячейки в зависимости от напряжений для каждой отдельной зоны. В данном случае критерием прочности становится удовлетворение каждой ячейки заполнителя на устойчивость обшивки внутри ячейки, при помощи изменения толщин стенок.

Благодаря малому весу конструкции беспилотных летательных аппаратов, изготовленных методом послойной печати и адаптивной структурой конструкции в виде сотового заполнителя, позволяет добиться наименьшего веса изделия с сохранением необходимой прочности и жесткости.

Определение предела выносливости титанового сплава ВТ6, отремонтированного методами сварки плавления и наплавки

Крылов К.А., Ронжин Д.А.

АО «ОДК», г. Москва

Важнейшим элементом газотурбинного авиационного двигателя является монолитное колесо вентилятора. Для подтверждения свойств дорогостоящего колеса вентилятора после ремонта используют образцы имитаторы на многоцикловую усталость.

В работе рассмотрены испытания образцов на многоцикловую усталость с целью сравнения вариантов ремонта способами сварки плавлением: электронно-лучевая сварка заранее изготовленного образца к его ответной части; аргонодуговая наплавка проволокой, на небольшом участке, имитирующем замятие лопатки.

Одной из самых сложных машиностроительных конструкций является газовая турбина. Важной деталью турбины является вентилятор, состоящий из нескольких ступеней.

Первоначально колеса вентилятора выполнялись с заменяемыми лопатками, но для улучшения летных характеристик их стали делать монолитными. После этого изменения стал вопрос о ремонте дефектных колес вентилятора.

Ремонт детали является актуальной задачей, так как процесс производства новой детали и ее замена обычно требует значительных затрат, в отличие от ее восстановления. Главная цель данной работы заключается в оценке эффективности технологии ремонта для восстановления колеса вентилятора из титанового сплава ВТ6, а также определении усталостных свойств основного материала и восстановленной части, образуя единый композитный материал.

В этом исследовании были проведены испытания по определению усталостных характеристик титанового сплава ВТ6 отремонтированного разными методами.

Применение явления термо-ЭДС для неразрушающей верификации марок материалов узлов и агрегатов ЖРД с целью оперативного подтверждения их соответствия конструкторской и технологической документации

Кулешова В.А.

Научные руководители — Портных А.И., Извеков А.А.

АО «КБХА», г. Воронеж

Актуальность работы заключается в исключении применения контрафактных и несоответствующих требованиям КД материалов, имеющих широкую номенклатуру при производстве ракетно-космических техники (РКТ), а именно жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Изготовление РКТ осуществляется по особым технологиям, нарушение хотя бы одной из которых приводит к выпуску продукции, качество которых не соответствует требованиям конструкторской и технологической документации. К главным недостаткам классических методов контроля химического состава (спектральный и рентгеноспектральный) является разрушение и повреждение поверхности деталей, высокая требовательность к качеству

подготовки поверхности и наличия аналитических площадок для выполнения измерений, которые не всегда имеются на деталях сложных конфигураций. Использование метода неразрушающего контроля, к которому относится метод термо-ЭДС, можно решить все вышеуказанные сложности применения классических методов анализа, при этом гарантированно обеспечить идентификацию марки материала конкретной детали.

Анализ известных методов неразрушающего контроля для определения марки материала демонстрирует перспективы метода термо-ЭДС. Он позволяет решать принципиально новые задачи, открывает новые направления развития исследований в науке и производстве, помогает усовершенствовать известные результаты: за счет малых капиталовложений обеспечить качество выполнения контрольных операций на любом этапе производственного цикла ЖРД вне зависимости от геометрии исследуемого образца. Проведение оперативного подтверждения марок материалов узлов и агрегатов ЖРД с помощью явления термо-ЭДС для неразрушающей верификации представляется актуальной задачей и имеет научную новизну с точки зрения организации производственного процесса и практическую значимость.

Сравнивая описанный метод определения химического состава с другими известными методами для определения марок материалов (например, рентгенофлуоресцентный), можно отметить ряд преимуществ: простота анализа, отсутствие повреждений и следов в месте измерения, высокая чувствительность, экспрессность, низкая стоимость одного анализа, портативность, возможность проведения контроля деталей сложной геометрии, малогабаритных деталей, экономия на приобретении дорогостоящего оборудования до 3,5 млн. рублей.

При создании жидкостных ракетных двигателей, широко используемых в ракетно-космической технике, особо важное значение имеют процессы испытания и контроля, цель которых — обеспечение гарантийной надёжности и безопасности космических аппаратов. При производстве деталей, используемых в ЖРД, применяется широкий диапазон металлов и сплавов на их основе, что требует проведения входного и последовательного контроля сборочных единиц, узлов и агрегатов на предмет их соответствия конструкторской и технической документации. Надёжным методом идентификации образцов является химический анализ, однако его проведение допустимо лишь на исходной стадии производства в виде заготовок. Выполнить контроль готовых изделий таким методом не представляется возможным вследствие нарушения их целостности. Исходя из этого, для идентификации марок сплавов применяются экспресс-методы неразрушающего контроля. В настоящее время известно множество таких методов, но преимущество отдаётся тем из них, которые выполняются с помощью портативных приборов, работа с которыми не требует специальных навыков и знаний, не требуется специализированная пробоподготовка и отсутствует какая-либо зависимость от геометрии детали.

Разработка состава и технологии изготовления теплоизоляционного радиационно-защитного покрытия для авиационной и аэрокосмической техники

Купряшов А.В.

Научный руководитель — Телегин С.В.

Университет Решетнёва, г. Красноярск

Современные композиционные защитные покрытия, применяемые в отечественной авиационной и аэрокосмической технике, имеют ряд значительных недостатков: наличие в составе вредных и особо опасных компонентов-составляющих; высокая стоимость наполнителей и значительные затраты на изготовление покрытий; не достаточные поглощающие характеристики; значительная масса и толщина; зачастую невозможность использования одного покрытия для решения всего комплекса эксплуатационных задач (применяется несколько покрытий в виде пакета: одно покрытие используется для радиационной защиты, второе для теплозащиты) [1]. Также существенным недостатком является неоднородность слоёв покрытия, вследствие структуры дисперсного наполнителя [2].

Задачей работы является создание защитного покрытия, с целью повышения характеристик по защите летательного аппарата от негативного воздействия ионизирующих, электромагнитных и других видов излучений в виде заряженных частиц, с малой массой и толщиной, с опцией безопасности для маляров-изолировщиков при производстве из-за

отсутствия опасных составляющих, улучшение технологичности нанесения защитного покрытия, в том числе на поверхности криволинейной формы.

В данной работе в состав композиционного покрытия на основе силоксанового каучука включали тонкодисперсный графитовый наполнитель, полученный электрохимическим методом по патентам № 2 771 846 РФ [3] и № 2 793 823 РФ [4]. Равномерная гомогенная структура и диапазон размера частиц графитового наполнителя, полученных электрохимическим методом, способствуют получению однородной поверхности нанесённых слоёв покрытия с заданной плотностью и толщиной, что исключает необходимость применения опасных, вредных компонентом предназначенных для определения структуры слоёв покрытия: Родамин 6G, Родамин Б, диметилсульфоксид, диметилформамид, диметилсульфат, фосфин и т.д. (вещества 1-го и 2-го класса опасности).

Технологический процесс изготовления защитного покрытия состоит из двух операций: приготовление композиционной смеси, последовательным простым смешиванием в лопастном смесителе составляющих и нанесение полученной смеси на поверхность защищаемого изделия, с образованием плотной слоистой структуры покрытия.

Для исследования радиационно-защитных свойств в качестве источников излучения применяли изотопные источники Co60 ; для бета-излучения применяли источник с радионуклидами $\text{Sr90}+\text{Y90}$.

По результатам исследования радиационно-защитных свойств можно сделать вывод о том, что с повышением содержания графитового наполнителя увеличивается коэффициент ослабления β -излучения и γ -излучения. Соответственно фактор накопления частиц будет меньше при увеличении количества графитового наполнителя. Массовый коэффициент поглощения β -частиц и γ -частиц имеет наибольшее значения у образцов с наибольшим содержанием графитового наполнителя, что обосновывает решение выбора данного состава покрытия как наилучшего с точки зрения радиационно-защитных свойств.

Для количественного сопоставления радиационно-защитных свойств разработанного композиционного покрытия проведено исследование поглощающей способности в сравнении с современными отечественными защитными теплозащитными покрытиями, применяемыми в аэрокосмической и авиационной технике [5, 6].

Сравнение данных показало, что разработанное покрытие является лучшим по ослаблению β - и γ -излучения: массовый коэффициент поглощения β -частиц на $\approx 5\%$ выше, чем у аналогов; γ -частиц на $\approx 14\div 30\%$ больше по сравнению с аналогами. Ослабление β -излучения у образца эффективнее, на 15 и 22 % в сравнении с аналогами; γ -излучения образца выше примерно в 1.5 раза чем у аналогов. При этом разработанное покрытие характеризуется меньшей массовой толщиной в 1.5 раза. Таким образом, предложенная многослойная структура композиционного покрытия обладает преимуществом по всем рассматриваемым параметрам: при меньшей массе и массовой толщине доля прошедших β - и γ -частиц меньше, чем у известных аналогов.

Исследованию теплоизоляционных свойств подвергались образцы в виде пластин размером 100×50 мм и площадью поперечного сечения 0.005 м^2 .

Эффективная теплопроводность полученного покрытия равна $0.19\div 0.24\text{ Вт}\times\text{м}^{-1}\times\text{К}^{-1}$, но при этом она понижается с уменьшением объёмного содержания графитового наполнителя. Полученное покрытие имеет низкое значение эффективной теплопроводности является теплоизоляционным материалом.

Заключение: 1. Обоснован, разработан состав и технология изготовления композиционного покрытия, которое обладает высокой термостойкостью, стойкостью к гамма- и бета-излучению, свойством поглощения электромагнитного и радионизлучения, коррозионной и эрозионной стойкостью.

2. Установлены аналитические зависимости коэффициента линейного поглощения от объёмного содержания графитового наполнителя. Чем больше графитового наполнителя, тем выше радиационно-защитные свойства покрытия: максимальные значения коэффициента линейного поглощения 4.025 см^{-1} (для β -излучения), 1.086 см^{-1} (для γ -излучения) достигнуты при наибольшем объёмном содержании графитового наполнителя – 31 масс. ч.

3. Проведен сравнительный анализ разработанного теплоизоляционного радиационно-защитного покрытия с современными отечественными теплозащитными покрытиями, по результатам анализа разработанное покрытие обладает лучшими радиационно-защитными свойствами: при меньшей массе и массовой толщине (в $1.5\div 2$ раза) доля прошедших β - и γ -частиц меньше ($1.05\div 1.5$ раза), чем у аналогов.

4. Установлено, что композиционное защитное покрытие является теплоизоляционным (эффективная теплопроводность ниже $0.25 \text{ Вт} \times \text{м}^{-1} \times \text{К}^{-1}$), значит может эксплуатироваться в условиях, пониженных и повышенных температур.

Библиографический список

1. Rajimol, P.R. Smart anticorrosive and antimicrobial multifunctional epoxy coating using bergenin and malabaricone C bio-nanocomposite dispersoids on mild steel and aluminium-6061 alloy / P. R. Rajimol, S. B. Ulaeto, A. Puthiyamadam, S. Neethu // Progress in Organic Coatings. – 2022. – Vol. 169. – Article number 106924.

2. Medvedovski, E. Protective coatings for high-temperature steam oxidation in coal-fired power plants / E. Medvedovski, T. Dudziak // Surface and Coatings Technology. – 2019. – Vol. 369. – P. 127-141.

3. Пат. 2771846 С1 РФ, МПК C25B 1/00, C01B 32/21. Электрохимический способ получения мелкодисперсного порошка графита / И. Я. Шестаков, А. В. Купряшов. № 2021114124; заявл. 18.05.2021; опубл. 12.05.2022, Бюл. № 14.

4. Пат. 2793823 С1 РФ, МПК C25B 1/00, C01B 32/205. Способ получения тонкодисперсного графитового порошка / И. Я. Шестаков, А. В. Купряшов. № 2022109819/04; заявл. 11.04.2022; опубл. 07.04.2023, Бюл. № 10.

5. Пат. 2631302 С2 РФ, МПК C09D 183/04, C09D 5/18. Теплозащитное покрытие / В. Г. Орлов, О. А. Савватеева, А. Е. Шумов, В. А. Борисенко, Г. О. Прохоров, Т. И. Некрасова. № 2015105402; заявл. 18.02.2015; опубл. 20.09.2017, Бюл. № 26.

6. Пат. 2558103 С2 РФ, МПК C09D 183/04, C08L 83/04. Теплоизоляционный полимерный материал и способ его получения / А. Е. Исаев. № 2012112615/05; заявл. 02.04.2012; опубл. 27.07.2015.

Разработка химического состава высокопрочной коррозионностойкой стали со сверхравновесным содержанием азота и технологии изготовления полуфабрикатов для деталей систем управления авиационной и ракетно-космической техники

Леонов А.В.

Научный руководитель — Вознесенская Н.М.

НИЦ «Курчатовский институт» — ВИАМ, г. Москва

Значительную роль в работоспособности изделий авиационной и ракетно-космической техники играют подшипники качения, изготавливаемые из высокопрочных коррозионностойких сталей, которые должны обладать сочетанием высокой прочности и коррозионной стойкости. Коррозионностойкие подшипники за рубежом изготавливаются из стали марки AISI 440C, а в России из сталей марок 95X18-Ш и 110X18М-Ш. Перечисленные марки сталей обладают высокими значениями твердости, однако имеют низкую коррозионную стойкость. В микроструктуре этих сталей имеются крупные карбидные включения, которые могут приводить к разрушению подшипников при воздействии длительных ударных нагрузок.

Для повышения физико-механических свойств коррозионностойких подшипников был разработан новый класс коррозионностойких сталей мартенситного класса с повышенным (сверхравновесным) содержанием азота. Частичная замена углерода азотом позволяет при сохранении высокой прочности, повысить сопротивление коррозионному растрескиванию и уменьшить величину (размер) карбонитридов. Представителем этого класса сталей является марка Cronidur30 (Германия) с содержанием азота ~0,40 %. Высокое содержание азота в стали мартенситного класса достигается за счет применения электрошлакового переплава под избыточным давлением (ЭШПД). Разработчики смогли получить твердость деталей подшипников до 60HRC. При этом микроструктура стали состоит из мартенсита и равномерно распределенных частиц карбонитридов максимальным размером до 10 мкм.

Специалистами НИЦ «Курчатовский институт» — ВИАМ была разработана сталь типа Cronidur30 с повышенным содержанием азота (патент на изобретение № 2724766).

Уменьшение содержания азота по сравнению со сталью Cronidur30 и повышение содержания никеля позволили получить высокие значения ударной вязкости при сохранении высокой твердости.

Производство стали включает в себя выплавку слитков с последующим электрошлаковым переплавом под давлением (ЭШПД) до 30 атм. Переплав проводится на установке ДЭШП-0,1 с добавлением азота в виде азотированного феррохрома (FeCr)N. Исследованные прутки $\varnothing 16$ мм получены методом горячей деформации. Термическая обработка образцов проводилась в атмосферных и в вакуумной электропечах. Исследование микроструктуры образцов проводилось на оптическом микроскопе. Твердость определялась универсальным твердомером. Содержание магнитной фазы определялось на гистерезисографе.

Для получения стали с равномерным распределением азота по объему слитка были разработаны и скорректированы параметры ЭШПД — подобраны сечение кристаллизатора ($\varnothing 130$ мм), схема подачи азотоносителя (FeCr)N, а также размер применяемой фракции.

Разработаны режимы предварительной термообработки для улучшения механообрабатываемости, позволившие получить требуемую твердость после отжига — ≤ 269 НВ.

Исследованы различные температуры закалки на физико-механические свойства стали. Повышение температуры нагрева с 1 000 до 1 150 °С в процессе упрочняющей термообработки приводит к увеличению содержания остаточного аустенита (Аост) с 2÷5 % до 70 %. После обработки холодом содержание Аост для всех исследованных температур закалки снижается до 10 % после нагрева под закалку при 1 030 °С и до 30 % после нагрева под закалку при 1 150 °С.

В термически упрочненном состоянии сталь имеет высокую прочность и твердость, которые обеспечиваются также и за счет равномерно распределенных в микроструктуре карбонитридов размером до 3 мкм. Равномерное распределение можно обеспечить за счет: а) медленного нагрева образцов до температуры закалки вместе с печью по сравнению с посадкой образцов в печь при заданной температуре, т. к. успевает произойти отпуск исходной мартенситной матрицы, в результате которого образуются глобулярные карбонитриды, располагающиеся как внутри, так и по границам мартенситных кристаллов; б) предварительной обработки холодом, проведенной после высокотемпературной закалки и последующей закалки с оптимальной температуры, когда при последующем нагреве мартенсита зарождение центров карбонитридных выделений происходит не по границам зерен аустенита, а равномерно в мартенситной матрице.

Твердость после закалки, обработки холодом и старения меняется не монотонно. Максимальное значение твердости 59HRC достигается после закалки с температуры 1 050 и 1 150 °С.

После закалки, обработки холодом и низкого отпуска высокая твердость 57-59HRC сохраняется в интервале температур закалки 1 030 ÷ 1 050 °С. Повышение температуры до 1 100 ÷ 1 150 °С приводит к резкому снижению твердости за счет повышенного содержания Аост.

Различная скорость охлаждения с температуры закалки в воде и в атмосфере азота при нагреве в вакуумной печи влияет на твердость и микроструктуру стали. Наибольшая твердость достигается после нагрева под закалку в вакуумной печи с охлаждением в атмосфере азота, что связано с уменьшением количества Аост по сравнению с закалкой в воде за счет выделения из твердого раствора карбонитридов при относительно замедленной скорости охлаждения, что и приводит к образованию дополнительного количества мартенсита и тем самым к повышению твердости.

В микроструктуре стали после закалки в воде с температуры 1 050 °С некоторые плавки с повышенным содержанием Аост после обработки холодом склонны к образованию закалочных трещин по границам зерен, что можно связать с образованием при обработке холодом мартенсита из неустойчивого аустенита со сверхравновесным содержанием азота, создающего высокие напряжения. Создание сжимающих напряжений после закалки на поверхности образцов с помощью пескоструйной обработки перед обработкой холодом позволяет исключить образование закалочных трещин.

После закалки с температуры 1 050 °С в атмосфере азота после обработки холодом трещины отсутствуют, так как скорость охлаждения в данном случае является более замедленной по сравнению с охлаждением в воде и стабильность аустенита снижается из-за выделения карбонитридов, что приводит к образованию значительного количества мартенсита до обработки холодом.

Небольшое содержание обезлегированного Аост в микроструктуре стали после закалки с охлаждением в атмосфере азота позволяет исключить образование трещин в микроструктуре при последующей обработке холодом.

Импортозамещение порошковой смеси Amdry 958 для плазменного напыления

Липатов М.А.

ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск

Разработка и опробование импортозамещающей порошковой смеси на основе сплава кобальта, хрома, алюминия, иттрия, кремния с добавлением гексагонального нитрида бора заданного гранулометрического состава для покрытий, наносимых методом плазменного напыления. Данное покрытие предназначено для защиты замковой части рабочей лопатки вентилятора и паза диска вентилятора от фреттинг-коррозии. Фреттинг рассматривается как специфический тип возвратно-поступательного скольжения. Он определяется как колебательное движение с небольшой амплитудой между двух номинально стационарных тел, находящихся в контакте при нормальной нагрузке. ПАО «ОДК-Сатурн» в производстве применял импортный порошковый материал Amdry 958. В настоящее время применение данного материала невозможно. С целью импортозамещения данного порошкового материала проведен анализ нормативной документации на готовый материал. По результатам анализа подобраны компоненты, изготовлена опытная партия порошкового материала, выполнены сравнительные анализы материалов. По результатам сравнительного анализа химического, гранулометрического, морфологического составов порошковых материалов Amdry 958 производства OerlikonMetco AG Швейцария и отечественного аналога разработки ПАО «ОДК-Сатурн», сравнительных металлографических исследований и механических испытаний свойств покрытий, нанесённых методом плазменного напыления в открытой атмосфере на образцы, показали, что данные порошковые материалы и покрытия обладают практически идентичными свойствами. По результатам вибростендовых испытаний рабочей лопатки вентилятора с нанесенным антифреттинговым покрытием разработки ПАО «ОДК-Сатурн» установлено, что данное покрытие эффективно против фреттинг-коррозии.

Структура и свойства порошкового алюминиевого сплава, полученного методом селективного лазерного сплавления

Лукашук А.А.

АО «Туполев», г. Москва

На сегодняшний день применение аддитивных технологий является одним из наиболее перспективных методов получения изделий, которые широко используются в различных отраслях промышленности: автомобилестроении, самолетостроении, двигателестроении, медицине и др.

Среди всех методов получения изделий по аддитивной технологии в большей степени выделяются два метода: селективное лазерное спекание и селективное лазерное плавление (СЛП) /сплавление.

Благодаря этим методам возможно изготовление деталей по типу «бионического дизайна», то есть по способу проектирования различных объектов, при котором снижается вес, следовательно, уменьшается коэффициент использования материала (КИМ), а также при одинаковых прочностных характеристиках в сравнении с традиционными методами.

Отличительной особенностью данных методов является упрощение получения деталей сложной формы благодаря низкой стоимости сырья и высокой производительности оборудования по сравнению с традиционными методами получения изделий (ковка, штамповка, литьё).

Целью данной работы является исследование структуры и свойств порошкового алюминиевого сплава RS-320, полученного методом селективного лазерного плавления, а также сравнение данного сплава со сплавами, схожими по химическому составу.

Для достижения поставленной цели необходимо было решить ряд задач:

1. Рассмотреть сущность метода селективного лазерного плавления. Определить его преимущества и недостатки относительно традиционных методов получения полуфабрикатов и изделий.

2. На основе проведенных механических испытаний дать сравнительный анализ свойствам сплавов RS-320 и AlSi10Mg, полученных методом СЛП.

3. Выполнить сравнительный анализ микроструктуры образцов из исследуемых сплавов, полученных по различным методикам.

4. Провести фрактографический анализ излома детали «качалка», изготовленной из сплава RS-320, с целью анализа характера разрушения.

В основе метода СЛП лежит процесс слияния порошкового слоя, который использует высокую интенсивность лазерного излучения в качестве источника энергии для плавления и выборочное (селективное) плавление участков порошка, слой за слоем, в соответствии с компьютерными данными автоматизированного проектирования (ДАП).

Алюминий и его сплавы применяются в аэрокосмической и автомобильной промышленности на протяжении столетия благодаря своей низкой плотности и высокой удельной прочности.

Структура образцов из силумина AlSi10Mg, полученных СЛП — мелкоигольчатая эвтектика α -Si и первичная α -фаза. В ряде случаев отчётливо просматриваются границы ванны расплава, которая имеет разную форму и размер в зависимости от направления спекания. Следует отметить, что по границам ванн расплава эвтектика имеет более грубое строение, чем внутри.

Микроструктура образцов из RS-320, полученных СЛП схожа с микроструктурой сплава AlSi10Mg, т. е. в основе эвтектика α -Si и α -твёрдый раствор, однако разница заключается в том, что RS-320 имеет включения чистого кремния.

Для фрактографического анализа использовали разрушенные части детали «качалка» из материала RS-320 полученного методом СЛП. Деталь «качалка» является сборочной единицей узла аварийной системы управления рулем высоты.

Испытания были остановлены при достижении 30 000 из 50 000 циклов вследствие разрушения «качалки».

Излом детали «качалка» ровный, светло-серого цвета, мелкозернистый. На обеих поверхностях отсутствуют следы локальной пластической деформации, вследствие образования перетяжки или шейки. Совпадение при совмещении изломов практически полное, что свидетельствует о хрупком характере разрушения.

Более детальный анализ излома показывает, что реальное продвижение трещины имело более сложный характер после её зарождения.

Одна из областей излома связана со статическим, хрупко-вязким разрушением. На этом этапе трещина распространялась по вязкому механизму, двигаясь в матрице α -твёрдого раствора и оставляя на поверхности излома характерные ямки с гребнями отрыва. С другой стороны, как только на пути трещины возникали включения кремния и сопутствующие им крупные поры, работа её распространения падала до нуля, что предопределяло хрупкий механизм разрушения за счёт присоединения поры к устью трещины. Именно по этой причине большинство ямок излома содержит внутри себя включения неразрушенной кремниевой фазы.

В виду того, что распределение крупных пор в сплаве сильно неравномерно, то очевидно, что в структуре излома должны наблюдаться такие участки, где продвижение трещины обусловлено либо вязким разрушением путём слияния пор за счёт деформации вязкой матрицы, либо межзёрненным разрушением на границе «твёрдый раствор-кремний».

Анализ данных участков показывает, что поверхность излома испытывала многочисленные смятия, сформировавшие характерные ступени, являющихся признаками малоциклового усталостного излома.

Разнонаправленное положение ступенек на других участках свидетельствует о том, что циклическое раскрытие трещины происходило своеобразными пакетами, каждый из которых соответствует определённому напряжённому состоянию на различных стадиях стенового нагружения. Кроме того, по данным картирования в изломе преобладает алюминий (до 100 %), что свидетельствует о вязком разрушении путём слияния пор за счёт деформации алюминиевой матрицы.

Выводы

1. По литературным данным применение метода селективного лазерного плавления (СЛП) для алюминиевых сплавов обладает рядом преимуществ, таких как обеспечение высокой точности изготавливаемых изделий, получение изделий сложной формы с достаточно высоким уровнем механических свойств, по сравнению с изделиями, полученными литейным производством, а также сокращение цикла научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, в связи с построением сложнопрофильных деталей без использования

оснастки. Основным недостатком СЛП является относительно малая производительность (среднее время печати от 48 часов).

2. Механические характеристики отечественного сплава RS-320, полученного методом селективного лазерного плавления, соответствуют заявленным характеристикам и превышают механические характеристики зарубежного сплава AlSi10Mg, полученного СЛП, практически в 1,5 раза, а механические характеристики традиционного литейного сплава АК12с (силумин) — в 2 раза.

3. В микроструктуре сплава RS-320 видны границы сплавляемых гранул, из-за чего микроструктура резко отличается от близкого по составу сплава AlSi10Mg, объемная доля пор зависит от направления вырезки образцов и варьируется от 0,05 до 0,029.

4. Для образцов, изготовленных из сплава RS-320, на примере детали «качалка» после ресурсных испытаний характерно хрупкое разрушение, так как при совмещении изломов обе части полностью совпадают, это обусловлено большим наличием пор вблизи включений чистого кремния. Чтобы решить проблему наличия пор вблизи включений чистого кремния в структуре сплава, необходимо корректировать режимы плавления: мощность лазерного излучения и скорость сканирования.

Модифицирование полимерных композиций, используемых при изготовлении сотовых заполнителей и конструкций аэрокосмического назначения

Магрицкий А.С., Богачев А.А.

АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина», г. Обнинск

Объектом исследования являются полимерные композиции, используемые для изготовления сотовых конструкций различных назначений на АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина». Предметом исследования в данной работе является возможность увеличения физико-механических и технологических характеристик указанных композиций путем наномодифицирования. В работе применялись методы экспериментального исследования упруго-деформационных и реологических свойств модифицированных клеевых композиций. Показано положительное влияние наномодифицирования на технологические и эксплуатационные характеристики полимерных композиций, применяемых для изготовления сотовых заполнителей и интегральных конструкций авиакосмического назначения.

В различных отраслях промышленности, включая авиастроение, судостроение, ракетостроение и гражданское строительство, широко применяются конструкции с заполнителями. Особенно востребованы интегральные конструкции, которые решают несколько основных задач.

Во-первых, они позволяют рационально использовать материал при восприятии внешних нагрузок и обеспечении других функциональных характеристик. Использование трехслойных конструкций, включающих несущие композитные обшивки и сотовый заполнитель, а также монолитную подкрепленную часть, демонстрирует прорывные результаты в области удельной весовой эффективности.

Подобные конструкции обладают высокой жесткостью, прочностью и виброустойчивостью, а также хорошими тепло- и звукоизоляционными свойствами. Конструкции из диэлектрических материалов также обладают специальными свойствами, например, радиопрозрачностью.

Сотовый заполнитель является наиболее перспективным материалом для сверхлегких и прочных конструкций различного назначения. Несущие слои, подкрепленные заполнителем, способны выдерживать высокие напряжения сжатия, превышающие пределы упругости материала.

Такие трехслойные сотовые конструкции из полимерных композиционных материалов (ПКМ) используются для создания ответственных агрегатов летательных аппаратов, таких как внешние поверхности планера, элементы механизации крыла и другие элементы самолетов и вертолетов. Сотовый заполнитель, связывающий обшивки, выполняет функцию усиления и повышает изгибную жесткость всей конструкции.

Прочность соединения обшивок с сотовой панелью зависит от величины клеевых слоев на торцах сот и может быть значительно увеличена при использовании пленочных и вспениваемых клеев. Например, для соединения сот с обшивками эффективно применяется клей ВК-25, который обладает высокой прочностью на сдвиг до 23 МПа и эластичностью.

Для местного упрочнения панелей сотовых конструкций с целью увеличения их прочности и жесткости в зонах установки крепежа, для заделки торцевых участков, наполнения разных полостей используют сферопластики, представляющие из себя композиционную матрицу, заполненную стеклянными полыми микросферами. Обилие узлов, в каких употребляют сферопластики, приводит к необходимости регулирования их реологических и механических свойств в зависимости от типа конструкций, типа нагрузок, научно-технических целей и так далее. В зонах установки закладных частей, крепежей, в местах появления наибольших эксплуатационных нагрузок, сферопластик обязан обладать высочайшей прочностью при разных (включая трудных) видах нагружения.

В последнее время осуществляется активное исследование модификаций компонентов ПКМ с использованием наночастиц. Известно, что присутствие наночастиц может существенно влиять на свойства конечного материала, что является неоспоримым преимуществом. Путем введения небольшого количества наномодификаторов можно эффективно улучшить свойства материала.

Технологическая линия изготовления шестерни свободной турбины аддитивным методом

Макеев И.Р.

Научный руководитель — Пашко А.Д.
Технический университет УГМК, г. Верхняя Пышма

Эксплуатация современных машин является сложным технологическим процессом, что неизбежно приводит к необходимости внесения качественных изменений в конструкцию. Параметры работы машин увеличиваются, что повышает силовые, тепловые и скоростные нагрузки на детали. Это создает проблемы в производстве и обеспечении надежности машин. Для достижения высокой мобильности и качества производства все больше используют технологии аддитивного производства. Это дает новые возможности инженерам и конструкторам.

Шестерня свободной турбины авиадвигателя ТВ3-117 служит для передачи крутящего и вращательного момента, изготавливается из конструкционной стали с легирующими элементами (14X2H3МА), применяется в улучшенном и цементированном состоянии для критически важных деталей, требующих высокую прочность, износостойкость и вязкость, а также для деталей, подверженных интенсивным вибрационным и динамическим нагрузкам. Работа в условиях от -70 до +450 градусов Цельсия [1].

В данный момент производство таких шестерней осуществляется традиционным методом. Данный метод отличается высокой себестоимостью и огромной трудоемкостью работ, в том числе с использованием ручного труда, в связи с чем существует необходимость внедрения улучшенной линии изготовления шестерни свободной турбины, с применением передовых технологий [2].

В работе предлагается способ изготовления шестерней свободной турбины авиационного двигателя ТВ3-117 с использованием аддитивных технологий в условиях существующего производства авиационного завода. Сопутствующей задачей является импортозамещение оборудования, программного обеспечения и технологий производства.

В соответствии с требованиями предложено внедрение технологий реверсного инжиниринга и 3D-печати для создания полноценной линии производства. Аддитивный метод позволяет сократить себестоимость изделий, увеличить коэффициент использования материала и ускорить вывод новой продукции на поток.

Чаще всего в таком производстве используется SLM-печать: selective laser melting — технология печати (изготовления) деталей посредством послойного плавления металлического порошка точечным лазерным лучом. Для SLM-печати металлом используют определенные сплавы. Подходящий вариант для рассматриваемой нами детали — ХН45МВТЮБР (inconel 718). Чаще всего сплав inconel 718 применяют при изготовлении деталей, подверженных воздействию высоких температур: турбины и турбинные лопатки; части реактивных двигателей; сопла и выпускные патрубки двигателей [3-4].

Процесс изготовления шестерни аддитивным методом SLM-печати металлом включает следующие этапы: создание модели при помощи реинжиниринга; SLM-печать детали;

предварительная обработка на ЧПУ; чистовая обработка на ЧПУ; сверлильная обработка; нормализация металла; шлифовка; закалка; технический контроль; консервация.

Опираясь на метод конечных элементов, моделирование в APM Win Machine и механические расчеты можно сделать вывод о том, что детали, произведенные аддитивным методом, будут надежнее в среднем на 8 % [5]. Оценка экономических данных показывает, что применение аддитивного метода изготовления шестерни свободной турбины позволяет значительно снизить себестоимость детали и трудоемкость работ при производстве за счет сокращения затрат на этапах подготовки и черновой обработки детали. Еще одним положительным эффектом будет уменьшение количества отходов (по исходным данным ~69 % материала при производстве шестерни традиционным методом становятся отходами).

При условии стоимости переоборудования производства и переобучения персонала в 500 000 у. е., изготовлении 300 шестерен в месяц при цене в 300 у. е. окупаемость составит ~3,5 года.

Таким образом использование аддитивных технологий не позволяет получать готовые детали, однако ускоряет процесс подготовки и изготовления, позволяет при этом сократить себестоимость (до 40 %). Получение высокоточной заготовки позволяет значительно сэкономить на этапе черновой обработки (до 6 раз), к тому же облегчает процесс дальнейшей чистовой обработки. Сопутствующими факторами будет снижение количества отходов и вариативность производства. Данный способ активно используется в настоящее время во многих отраслях промышленности, поэтому внедрение аддитивного метода при производстве компонентов авиационных двигателей будет являться положительным решением. Стоит отметить, что решение, предложенное в данной работе, основано полностью на российских поставщиках и производителях.

Библиографический список

1. Кейс национального чемпионата «Профессионалы будущего» конкурса Mechanical cup championship: [обзорная информация]. — Текст: электронный // Профессионалы будущего: [официальный сайт]. - URL: <https://profuture.space/events/cup/?ID=15389> (дата обращения: 20.04.2023).

2. 3D печать из Inconel 718 жаропрочный сплав: [статья]. — Текст: электронный // 3D LAM [сайт компании]. — URL: <https://www.3dlam.com/ru/3d-print-inconel-heatresistant> (дата обращения: 20.04.2023).

3. ГОСТ 1643-81 Основные нормы взаимозаменяемости. Передачи зубчатые цилиндрические. Допуски: межгосударственный стандарт: утвержден и введен в действие Постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 21 апреля 1981 г. N 2046: дата введения в действие с 01.07.1981. — Текст: электронный // Кодекс: электронный фонд правовых и нормативно-технических документов: [сайт]. — URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200012484> (дата обращения: 20.04.2023).

4. Дорошко, С. М. Газотурбинные двигатели гражданской авиации: учебное пособие для студентов вузов / С. М. Дорошко, А. С. Глазков; Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация), ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации». — Санкт-Петербург: СПб ГУГА, 2019. — 219 с. — ISBN 978-5-6043133-1-2.

5. Игнатьев, А. В. Основные формулировки метода конечных элементов в задачах строительной механики // Вестник МГСУ. 2014. № № 11. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/osnovnye-formulirovki-metoda-konechnyh-elementov-v-zadachah-stroitelnoy-mehaniiki-chast-1> (дата обращения: 20.09.2023).

Повышение эффективности обработки конструкционных материалов за счет применения комплексной системы технологической обработки заготовки

Мосийчук М.М.

ПАО «ОАК» «ОКБ Сухого», г. Москва

Научный руководитель — Кириллов А.К., МГТУ «Станкин»

Основными целями работы являются повышение качества поверхностного слоя обрабатываемых заготовок, а также повышение износостойкости и работоспособности применяемого режущего инструмента.

Задачи, рассматриваемые и решаемые в данной работе:

1. повышение износостойкости и работоспособности режущего инструмента;
2. оценка влияния применяемой комплексной системы технологической обработки заготовки на шероховатость поверхностного слоя и остаточные напряжения обрабатываемых заготовок;

3. изменение термонапряженного состояния при обработке конструкционных материалов за счет применения комплексной системы технологической обработки заготовки.

Цели работы: повышение эффективности обработки конструкционных материалов за счет применения комплексной системы технологической обработки заготовки при точении жаропрочных и титановых сплавов на основе нанесения многофункционального покрытия на режущие пластины и подачи в зону резания активированной воздушной среды.

Для того, чтобы реализовать цели работы, необходимо решить следующие задачи:

- 1) Разработать комплексную систему технологической обработки заготовки для повышения эффективности обработки и качества поверхностного слоя заготовки;

- 2) Снизить экологические последствия от применения жидких СОТС за счет применения комплексной системы технологической обработки заготовки;

- 3) Оптимизировать условия применения предлагаемой комплексной системы резания с использованием инструмента с покрытием и активированной воздушной газовой среды, подаваемой в зону резания при обработке рассматриваемых труднообрабатываемых материалов.

- 4) Повышение эффективности качественных характеристик обработки труднообрабатываемых материалов за счет применения предлагаемой комплексной системы резания.

Полученные результаты исследований согласуются с известными результатами, приведенными в научно-технической литературе. Выводы автора в отношении предмета исследования подтверждаются проведенными экспериментами и исследованиями, приведенными в работе.

Теоретическая значимость работы заключается в разработке комплексной системы технологической обработки заготовки конструкционных материалов с полным отказом от применения стандартных СОТС, исключая тем самым негативное воздействие, а также крайне высокие затраты.

Практическая значимость данной работы состоит в такой разработанной системе технологической обработки заготовки, в которой компенсируются эффекты от применения стандартных СОТС, а также повышаются параметры качества поверхностного слоя обрабатываемых заготовок и износостойкость режущего инструмента.

Результаты проведенных исследований были представлены на Всероссийской научно-технической конференции «Цифровая экономика: технологии, управление, человеческий капитал», а также опубликованы в иностранном научном журнале ISEM XXI. По теме работы опубликованы пять статей, в которых нашли отражение теоретические принципы и результаты проведенных исследований.

В ходе выполнения работ был проведен анализ экологических аспектов токарной обработки с использованием стандартных типов СОТС, что позволило определить перечень эффектов, которые образуются при использовании стандартных СОТС при обработке резанием. Кроме того, приведен анализ расходов, которые связаны с применением жидких СОТС при обработке металлов резанием. Также был проведен анализ по использованию активированной воздушной среды для увеличения показателей процесса обработки резанием: были проанализированы различные виды покрытий, которые могут наноситься на режущую пластину токарного инструмента таким способом, как PVD — физическое осаждение покрытия, из которых выбран ряд покрытий, которые обладают высокой износостойкостью при обработке металла резанием.

Кроме того, в работе была разработана методика по использованию комплексной системы технологической обработки заготовки с компенсацией эффектов жидких СОТС, где учитывается выбранное многослойное и многофункциональное покрытие, которое используется для нанесения на сменную пластину токарного инструмента. Также описаны эффекты, которые проявляются в процессе обработки с использованием разрабатываемой системы технологической обработки заготовки и которые позволяют компенсировать эффекты от применения стандартных СОТС. Также рассматривается механизм разрабатываемой системы технологической обработки заготовки с применением активированной воздушной среды.

В практической части работы проведены следующие исследования с использованием комплексной системы технологической обработки заготовки:

- оценка уровня и деформации стружки, а также влияние скорости резания на коэффициент укорачивания стружки;
- износ режущего инструмента по задней поверхности пластины;
- работоспособность режущего инструмента;
- шероховатость обработанной поверхности.

Исследование эффекта термо-ЭДС в углеродных волокнах

Неретин Ф.А.

Научный руководитель — Лебедев Е.Л.

ВКА им. А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург

В мире появляются тенденции к все большему применению композитных материалов в авиационной и ракетно-космической технике. Ярким представителем на фоне большого количества реализованных из различных композитов корпусов двигателей, межбаковых отсеков, роторов турбин и т. д. является разработанная компанией Rocket Lab ракета Electron. При ее изготовлении используются композиты на основе углеродного волокна.

Углеродное волокно имеет ряд положительных особенностей, таких как высокие прочностные свойства, низкий удельный вес, низкий коэффициент температурного расширения и химическая инертность. Но кроме того, при исследовании профессором Санкт-Петербургского государственного университета промышленных технологий и дизайна Ивановым К.Г. свойств углеродного волокна было зафиксировано наличие эффекта термо-ЭДС на контакте «модифицированное углеродное волокно — исходное углеродное волокно».

В данной работе приведено описание способа модифицирования углеродного волокна импульсным током. Проанализирован результат попытки изменения углеродного волокна за счет длительного воздействия тока. Показан предполагаемый физический процесс модифицирования. Рассмотрена возможность реализации данного эффекта в ракетно-космической технике с целью улучшения энерговооруженности ракеты. Суть применения рассматриваемого эффекта заключается в использовании градиента температур, образующегося в условиях космоса на освещенных и теневых сторонах космических аппаратов или в результате выделения тепла при работе различных устройств, главным образом двигателей. Наибольший интерес представляет идея использования армирующих элементов в качестве дополнительного источника питания. Таким образом будет получена возможность получения электроэнергии для питания оборудования космического аппарата от корпуса двигателя или корпуса самого космического аппарата.

Результатом работы является объяснение сути протекающих внутри углеродного волокна процессов при модифицировании его импульсным током. Гипотеза, приведенная в работе основана на положениях Зонной теории и заключается в принципиальном сравнении с закалкой стали, когда скорость перестройки структуры материала не успевает за скоростью протекающих процессов.

Библиография

1. Наука и техника: официальный сайт. — URL: <https://naukatehnika.com/rocket-lab-experimentalnyiy-sputnik-darpa.html> (дата обращения 22.04.2023).
2. Иванов К.Г. // Журнал Дизайн. Материалы. Технология. 2013. № 3 (28). С.21.
3. Siqi Liu, Hui Li, Chaobin He, Simultaneous enhancement of electrical conductivity and seebeck coefficient in organic thermoelectric SWNT/PEDOT:PSS nanocomposites, Carbon, Volume 149, 2019, Pages 25-32.
4. Hui Li, Siqi Liu, Pengcheng Li, Du Yuan, Xin Zhou, Jiaotong Sun, Xuehong Lu, Chaobin He, Interfacial control and carrier tuning of carbon nanotube/polyaniline composites for high thermoelectric performance, Carbon, Volume 136, 2018, Pages 292-298.
5. Ruirui Yue, Jingkun Xu, Poly(3,4-ethylenedioxythiophene) as promising organic thermoelectric materials: A mini-review, Synthetic Metals, Volume 162, Issues 11–12, 2012, Pages 912-917.
6. Liming Wang, Yuchen Liu, Zimeng Zhang, Biran Wang, Jingjing Qiu, David Hui, Shiren Wang, Polymer composites-based thermoelectric materials and devices, Composites Part B: Engineering, Volume 122, 2017, Pages 145-155.

7. Hyun Ju, Dabin Park, Kwanwoo Kim, Jooheon Kim, Exfoliated Sn–Se–Te based nanosheets and their flexible thermoelectric composites with poly (3,4-ethylenedioxythiophene): poly (styrenesulfonate) fabricated by solution processing, *Organic Electronics*, Volume 71, 2019, Pages 131-135.
8. Haijun Song, Yang Qiu, Yao Wang, Kefeng Cai, Delong Li, Yuan Deng, Jiaqing He, Polymer/carbon nanotube composite materials for flexible thermoelectric power generator, *Composites Science and Technology*, Volume 153, 2017, Pages 71-83.
9. Xiaoqi Lan, Tongzhou Wang, Congcong Liu, Peipei Liu, Jingkun Xu, Xiaofang Liu, Yukou Du, Fengxing Jiang, A high performance all-organic thermoelectric fiber generator towards promising wearable electron, *Composites Science and Technology*, Volume 182, 2019, 107767.
10. Nagaraj Nandihalli, Chia-Jyi Liu, Takao Mori Polymer based thermoelectric nanocomposite materials and devices: Fabrication and characteristics, *Nano Energy*, Volume 78, 2020, 105186.
11. K. Yusupov, A. Zakhidov, S. You, S. Stumpf, P.M. Martinez, A. Ishteev, A. Vomiero, V. Khovaylo, U. Schubert, Influence of oriented CNT forest on thermoelectric properties of polymer-based materials, *Journal of Alloys and Compounds*, Volume 741, 2018, Pages 392-397.
12. Ningxuan Wen, Zeng Fan, Shuaitao Yang, Yongpeng Zhao, Tianze Cong, Shihong Xu, Hao Zhang, Jianzhen Wang, Hui Huang, Chengwei Li, Lujun Pan, Highly conductive, ultra-flexible and continuously processable PEDOT:PSS fibers with high thermoelectric properties for wearable energy harvesting, *Nano Energy*, Volume 78, 2020, 105361.
13. Yuan Wang, Min Hong, Wei-Di Liu, Xiao-Lei Shi, Sheng-Duo Xu, Qiang Sun, Han Gao, Siyu Lu, Jin Zou, Zhi-Gang Chen, Bi0.5Sb1.5Te3/PEDOT:PSS-based flexible thermoelectric film and device, *Chemical Engineering Journal*, Volume 397, 2020, 125360.
14. Иванов К.Г., Щербаков А.П., Иванов Д.К. // Прикладная физика. 2015. №3, с. 47.
15. Иванов Д.К., Иванов К.Г., Урюпин О.Н. // Физика и техника полупроводников. 2017. том 51, выпуск 7, с. 870.
16. Огородников А. И. Физические основы электронной техники: учебное пособие. — Екатеринбург: УрФУ, 2011. — 105 с.
17. Гинзбург И.Ф. Основы квантовой механики (нерелятивистская теория). — М. — Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2018. — 494 с.

Комплекс неразрушающего контроля технического состояния оборудования Печенкин А.П.

Научный руководитель — Пашко А.Д.
Технический университет УГМК, г. Верхняя Пышма

Производство любой детали или агрегата в условиях современного промышленного предприятия — это сложный и трудоемкий процесс. Невозможно реализовать выпуск качественных изделий, являющихся конкурентоспособными в условиях современного рынка без развитой научно-технической базы. В условиях современной авиационной промышленности это подтверждается в полном объеме.

Для создания качественного, современного, надежного и безопасного авиационного агрегата, который будет установлен в летательный аппарат, необходим очень большой спектр специалистов и оборудования. В текущих условиях российская авиационная промышленность находится, конечно, не в критической, но определенно в осложненной ситуации. Это вызвано ограничением на поставку иностранных комплектующих и специального оборудования. На данный момент ведутся работы как над массовым выпуском новых гражданских и военных самолетов, вертолетов и иных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), что требует наращивания возможностей выпуска комплектующих к ним.

На многочисленных заводах авиационной промышленности круглосуточно осуществляется производство разнообразных деталей с использованием различного специализированного технического оборудования. Повсеместное применение станков с числовым программным управлением (ЧПУ) значительно увеличивает эффективность и повышает качество продукции.

Такое оборудование может работать непрерывно, останавливаясь лишь для наладки и планового технического обслуживания. Однако, ввиду применяющейся повсеместно на производстве системе планово-предупредительного ремонта (ППР), существует проблема аварийных выходов из строя оборудования [4].

Проблема заключается в том, что при системе ППР в период между обслуживанием оборудования, а часто этот период составляет более 500 или 1 000 часов работы станка, контроль текущего состояния не производится. Так как всегда существуют факторы, спрогнозировать которые в расчетах ППР невозможно, оборудование выходит из строя до момента планового ремонта. Часто происходит и обратная ситуация, в процессе планового обслуживания выясняется, что узлы, подлежащие замене, еще не выработали ресурс и могут продолжать использоваться до следующей проверки. В среднем, подавляющее большинство различных узлов и агрегатов оборудования не вырабатывают от 10 до 20 %, в отдельных случаях и более межремонтного ресурса.

Для решения проблемы увеличения межремонтного интервала оборудования, снижения затрат на производство и улучшения эффективности и стабильности производственных процессов в стратегической отрасли промышленности, предлагается для внедрения на производство универсальный комплекс неразрушающего контроля состояния оборудования. На основе полученных данных контроля можно составить заключение о его состоянии в межремонтный период [5,1].

В работе представлен разработанный комплекс неразрушающего контроля, обладающий следующим функционалом [2,6]:

- термический контроль при помощи тепловизора ADA TEMPROVISION A00519;
- ультразвуковой контроль при помощи ультразвукового дефектоскопа A1211 mini;
- виброакустический контроль при помощи вибромера STD 510.6;
- контроль чистоты промышленных масел при помощи прибора контроля чистоты жидкости ПЖК-904 А.

Для проведения анализа состояния оборудования составлены технологические карты диагностики, в которых обозначены точные зоны для проведения неразрушающего контроля состояния различных узлов и агрегатов на эксплуатируемых моделях оборудования [3].

Оператор комплекса неразрушающего контроля технического состояния оборудования, проводя испытания каждого узла, например, подшипников качения, сможет определить их пригодность к работе. Данные о текущем состоянии оборудования будут доступны внутри общей сети предприятия. Рабочие ремонтных бригад и службы главного механика смогут получить оперативные данные, и в случае необходимости организовать ремонтные работы в кратчайшие сроки.

Расчет экономического эффекта проекта показал, что суммарная стоимость обслуживания оборудования в год составит 3 113 103 рубля.

Сокращая затраты на техническое обслуживание оборудования на 10 % за счет контроля его состояния и подтверждения по его результатам пригодности к дальнейшей эксплуатации, можно получить экономический эффект в размере: 311 310 рублей в год или 25 943 рубля в месяц.

Стоимость комплекса неразрушающего контроля оборудования для увеличения межремонтного интервала составляет 680 415 рублей.

Срок окупаемости комплекса неразрушающего контроля составит 26 месяцев.

Таким образом внедрение комплекса неразрушающего контроля на этапе эксплуатации позволит продлить ресурс оборудования, предназначенного для изготовления деталей и узлов авиационной техники, а также повысить надежность и снизить экономические затраты при производстве. Комплекс будет способствовать переходу от планово-предупредительной системы на систему обслуживания технологического оборудования по состоянию, которая в настоящее время является наиболее оптимальной и перспективной.

Библиографический список

- 1) ГОСТ 17216-2001. Чистота промышленная. Классы чистоты жидкости: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное: утвержден и введен в действие Постановлением Государственного комитета Российской Федерации по стандартизации и метрологии от 25 декабря 2001 г. № 595-ст: введен в действие непосредственно в качестве государственного стандарта Российской Федерации с 1 января 2003 г. / разработан Техническим комитетом по стандартизации ТК 184 «Обеспечение промышленной чистоты». — Москва: Стандартинформ, 2001. — 12 с.
- 2) Айдарханов, М. Основы экономической теории: учебник / М. Айдарханов. — Москва: Фолиант, 2017. — 432 с. — (Профессиональное издание). — ISBN 978-601-302-696-1.
- 3) Ермолов, И. Н. Расчеты в ультразвуковой дефектоскопии: краткий справочник / И. Н. Ермолов, А. Х. Випилкин, В. Г. Бадалиян. — Москва: ООО НПЦ НК «ЭХО+», 2004. — 110 с.

4) Ларионов, С. Г. Металлорежущие станки: учебное пособие / С. Г. Ларионов; КГТУ. – Абакан: ХТИ — филиал КГТУ, 2006. — 135 с.

5) Неразрушающий контроль: справочник: в 7 томах, в 2 кн. / Ф. Я. Балицкий, А. В. Барков, Н. А. Баркова [и др.]; под общ. ред. В. В. Клюева. — Москва: Машиностроение, 2005. — ISBN 5-217-03298-7. — Том 2. Виброакустическая диагностика. — 829 с. — ISBN 5-217-03185-9.

6) Система неразрушающего контроля. Виды (методы) и технология неразрушающего контроля. Термины и определения. Серия 28. Неразрушающий контроль. Выпуск 4 справочное пособие / Федеральный горный и промышленный надзор России (Госгортехнадзор). — Москва: Государственное унитарное предприятие «Научно-технический центр по безопасности в промышленности Госгортехнадзора России», 2003. — 384 с. — ISBN 5-93586-223-9.

Разработка технологии электронно-лучевой сварки разнородных соединений металлостеклянных узлов авиационного приборостроения

Потапов М.А., Гуденко А.В.

Научный руководитель — Слива А.П.

НИУ «МЭИ», г. Москва

В аэрокосмическом приборостроении используются металлостеклянные узлы, являющиеся наименее прочными элементами конструкции. В металлостеклянных узлах используются материалы, сильно отличающиеся термическим коэффициентом линейного расширения, что может привести к потере герметичности изделия. В работе исследуется процесс импульсной электроннолучевой сварки узлов аэрокосмического приборостроения, выполненных из разнородных материалов, производится сравнение с непрерывным режимом электроннолучевой сварки. Представлены результаты моделирования различных режимов сварки. Рассматривается влияние импульсного режима на геометрию получаемого соединения и распределение тепловых полей в изделии. Показано, что применение импульсного режима позволяет снизить максимальные температуры в околошовной зоне, благоприятно влияет на получение вакуумплотных сварных швов аэрокосмического приборостроения. С использованием численных методов произведено моделирование импульсной и непрерывной ЭЛС на различных режимах. Получены геометрические параметры сварного соединения, данные о распределении тепловых полей. Определены значения температур в зонах металлостеклянных спаев. Погонная энергия в импульсном режиме $Q_{имп} = 300$ Дж/см больше, чем в непрерывном режиме $Q_{непр} = 163,6$ Дж/см, но значения максимальных температур в зоне металло-стеклянных спаев не превышает 160°C , в отличие от непрерывного режима 280°C . Уменьшение температуры связано со временем паузы, за которое от изделия отводится значительная часть подведенного тепла.

Погрешность геометрии шва модели в непрерывном режиме составила 3 %. Погрешность модели в импульсном режиме составила 15 %. Увеличение площади оплавления при уменьшении времени импульса и увеличении тока луча в модели согласуется с экспериментальными данными.

Исследование влияния технологических процессов на механические свойства и структуру неразъёмных соединений из алюминиево-магниевых сплавов, выполненных роботизированной лазерной сваркой

Рубан К.Е.

Филиал ПАО «ОАК» — КНААЗ им. Ю.А. Гагарина, г. Комсомольск-на-Амуре
Научный руководитель — Бахматов П.В., КНАГУ; Тараканов А.А., филиал ПАО «ОАК» — КНААЗ им. Ю.А. Гагарина

Главной задачей современного авиастроения является уменьшение массы изготавливаемых конструкций с обеспечением механических свойств на высоком уровне.

При развитии авиационной отрасли повышение эксплуатационных свойств летательных аппаратов достигается за счёт разработки новых материалов и изготовления сборочных единиц сложной пространственной формы.

Алюминиевые сплавы являются одними из самых широко применяемых в авиастроении. На территории филиала ПАО «ОАК» — КнААЗ им. Ю.А. Гагарина изготовление трубопроводных систем летательных аппаратов выполняется ручной аргонодуговой сваркой. Выбор присадочных материалов и параметров сварки определяют в соответствии с действующей на территории предприятия нормативно-технической документацией. Сварка кольцевых швов выполняется последовательным наложением валиков различной длины с организацией замковых участков перекрытия.

За первые два квартала 2019 года по данным журналов рентгенконтроля была собрана статистика повторяющихся дефектов в сварных конструкциях из алюминиевых сплавов, 2 категории. По результатам статистики было определено, что неразрушающий контроль с первого предъявления проходят не более 70 % трубопроводов, более 30 % подвергаются подварке, некоторые трубопроводы повторно.

Дефекты встречаются во всей номенклатуре трубопроводов. Залегание дефектов фиксируется на различной глубине и на разных участках длины сварных швов. Наиболее распространёнными дефектами являются поры.

Лазерная сварка обладает повышенной производительностью, позволяет вести процесс без применения присадочного материала, что влияет на снижение массы конструкции. При лазерной сварке размеры сварного шва и зоны термического влияния существенно меньше в сравнении с традиционными дугowymi способами.

На территории филиала ПАО «ОАК» — КнААЗ им. Ю.А. Гагарина лазерные сварочные технологии не применяются.

Целью данной работы является проведение исследований возможности создания сварных соединений из алюминиево-магневых сплавов на роботизированном комплексе, оснащённом волоконной лазерной установкой, удовлетворяющих требованиям качества НТД КнААЗ.

При анализе зарубежного опыта лазерной сварки алюминиевых сплавов было установлено, что:

- При лазерной сварке с подачей присадочного материала увеличение скорости подачи присадочной проволоки до 2...4 м/мин способствует измельчению структуры металла шва.
- Изучена методика лазерной очистки алюминиевого сплава перед сваркой. Установлено, что значения предела прочности сварных соединений выше при использовании метода лазерной очистки в сравнении с традиционными методами подготовки поверхности под сварку.

Для достижения поставленной цели был проведен ряд исследований:

1. Выполнен эмпирический подбор входных параметров сварки для сплава АМг5.
2. Рассчитана математическая модель, позволяющая находить зависимость входных параметров сварки на геометрические параметры сварного выполненного из сплава АМг5.
3. Изучено влияние повышение скорости лазерной сварки заготовок из сплава АМг2 для устранения вогнутости сварных соединений.
4. Проанализирована зависимость заглубления фокусировки луча на нижнюю кромку фрезерованных заготовок, на механические свойства и микроструктуру сварных швов из алюминиевых сплавов.

Полученные данные экспериментальных исследований предложены к использованию сотрудниками и студентами высших учебных заведений, в том числе ФГБОУ ВО «КНАГУ» занимающихся исследованиями в данной области на установке марки YLS-2000/ 20000-QCW, а также на территории филиала ПАО «ОАК» — КнААЗ им. Ю.А. Гагарина при рассмотрении возможности внедрения лазерной сварки для изготовления трубопроводных систем летательных аппаратов.

Исследование реакции отверждения термореактивных эмалей с применением эпосидированных эфиров жирных кислот

Рыжов Н.М., Юдаев С.А.

ООО «ЮС-СХ», г. Рязань

Термореактивные эмали широко используются в различных областях промышленности: окраска рулонного материала и металлической тары, нанесение автомобильных покрытий. Основным недостатком таких эмалей является повышенная температура отверждения ($\approx 130-140^{\circ}\text{C}$), что делает практически невозможным проведение ремонта изделий радиоэлектронной

аппаратуры или изделий из термопластов. В настоящее время применяются различные кислотные ускорители сушки для эмалей, требующих повышенных температур отверждения, но зачастую такие кислотосодержащие сиккативы остаются в составе лакокрасочного покрытия и снижают его влагостойкость, атмосферостойкость, также ухудшаются такие показатели как эластичность и адгезия покрытия. В данной работе был разработан новый катализатор для термореактивных эмалей, в основе которого находится смесь метиловых эфиров жирных кислот, окисленных кислородом воздуха на различных металлических катализаторах. Для проведения испытания использовался полученный в лабораторных условиях эпоксицирированный метиловый эфир ненасыщенных жирных кислот. Вторым компонентом выступала фосфоросодержащая оксикислота. Катализирующей эффект реакции достигается за счет действия сразу нескольких факторов.

При введении в состав термореактивной эмали комбинированного сиккатива, с содержанием эпоксидных групп, то есть дополнительного кислорода, и сопряженных двойных связей, протекает реакция переэтерификации, в результате которой происходит обмен жирнокислотными остатками и образуются новые соединения, которые вступают в реакцию полимеризации. Также повышается содержание ненасыщенных жирных кислот, входящих в состав алкидных смол, что одновременно улучшает ряд свойств, такие как эластичность и прочность пленки при ударе. Лакокрасочный материал обладает лучшим разливом, покрытия менее склоны к выцветанию за счет наличия сопряженных двойных связей и обладают лучшей стойкостью к воздействию в органических растворителях за счет содержания кислотных соединений. Таким образом, комбинированный кислотный катализатор ускоряет катализ отверждения термореактивных эмалей до степени 3 (на отлип) в 2,5 раза при температуре сушки 80 °С. Лакокрасочное покрытие обладает всеми необходимыми для дальнейшей эксплуатации характеристиками, поэтому полученный катализатор рекомендуется к применению в различных областях промышленности.

1. Черепанова А.Д., Юдаев С.А., Сапунов В.Н., Козловский Р.А., Кинетика окисления метиловых эфиров жирных кислот кислородом воздуха. Ж: Химическая промышленность сегодня, 2018, № 2, 8-14 с.

2. Мюллер Б., Пот У., Лакокрасочные материалы и покрытия. Принципы составления рецептур. М.: ООО «Пэинт-Медиа», 2007. 237 с.

3. У.Пот. [пер. с нем. Л.В. Казаковский, науч. ред.: С.С. Жечев, Л.А. Сахарова, О.А. Куликова], Полиэфиры и алкидные смолы. М.: Пэинт-Медиа, 2009. 232 с.

4. Патент. Способ получения покрытий на сонное алкидных и меламинаформальдегидных эмалей. №2780116. Заявка: Россия, 2021131533, 27.10.2021. Публик.: 17.01.2022, Бюл. №2.

5. Квасников М.Ю. Диссертация «Фторсодержащие лакокрасочные композиции и покрытия на их основе» доктор химических наук Москва: Российский химико-технологический университет им. Д.И. Менделеева, 2008. 285 с.

Анализ применимости полимерного композитного материала с выращенными на поверхности волокна углеродными нанотрубками в элементах конструкции планера самолёта

Рыжова Е.С., Кривень Г.И.
МАИ, г. Москва

Данная работа представляет собой комплексное исследование композитного материала с полимерной матрицей, армированной углеродными волокнами и с выращенными на них нанотрубками. Основной целью данного исследования является оценка возможности применения этого инновационного композита в контексте применения в конструкции лонжерона крыла самолета.

Начальный этап исследования включал проведение аналитических расчетов для определения механических свойств композита, что послужило основой для последующих исследований влияния совместного поведения трёх фаз (волокна, матрицы и вискеризованного слоя) на механическое поведение композита.

Важным этапом этой работы является разработка конечно-элементной (КЭ) модели лонжерона крыла самолета для оценки практичности применения нового композита в аэрокосмической технике. С применением КЭ-модели был проведен сравнительный анализ

лонжеронной конструкции из двух видов композитного материала: традиционного композита и композита с нитевидными углеродными вискерами, выращенными на волокне. Анализ методом конечных элементов включал комплексное моделирование различных условий нагрузки, с которыми лонжероны обычно сталкиваются в ходе своей эксплуатации при полёте.

Для оценки полученных результатов были построены графики, на которых отображена зависимость перемещения лонжерона от приложенной нагрузки, что позволяет дать количественную оценку напряженно-деформированного состояния (НДС), а также проводилась оценка картины распределения полей напряжений, что позволило качественно оценить НДС лонжерона. Сравнительный анализ раскрывает преимущества и потенциальные проблемы, связанные с использованием композита, армированного волокнами с выращенными на них вискерами, для применения в силовых конструкциях, элементы которых работают при действии различных внутренних силовых факторах.

Особенность этой работы заключается в целостном подходе к оценке применимости нового композита в реальных аэрокосмических приложениях. Благодаря совместному использованию аналитических расчетов с моделированием методом конечных элементов это исследование дает широкий обзор преимуществ и недостатков включения вискеров из углеродных нанотрубок в композит, что дает ценную информацию для поиска и применения инновационных и высокоэффективных материалов в аэрокосмической отрасли.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента Российской Федерации МК-3607.2022.1.1.

Влияние кривизны режущей кромки на параметры стружкообразования.

Определение процесса резания

Селивановский И.Е.

ПК «Салют» АО «ОДК», г. Москва

В данной работе приведены результаты исследований по определению влияния кривизны режущей кромки на силы резания и параметры получаемой стружки. Определён характер влияния кривизны режущей кромки на такие параметры стружки, как: шаг элемента стружки, коэффициент уширения стружки и коэффициент утолщения стружки. Отмечено значительное отличие внешнего вида стружки, полученной при резании инструментом с различной кривизной режущей кромки. Отмечена дискретность характера образования стружки. Причём замечено одновременное наличие регулярных дискретных образований с различными величинами шага этих образований.

В ходе работы было исследовано влияние кривизны режущей кромки резца на силу резания P_z .

Сформулированное нами определение стружки более полно раскрывает сущность процесса стружкообразования. Кроме того, дано определение элементу стружки, которое многими употребляется, но никем четко не было определено. Сформулированные определения стружки и элемента стружки позволяют установить границы процесса резания.

По результатам проведенной работы появилась возможность получения информации о уже обработанной детали резанием (режимы обработки, термохимические процессы, воздействующие на резание, инструмент обработки и др.) посредством изучения получаемой в процессе стружки, так как она является накопителем информации о проведенном процессе, а не отходом производства. Данная работа имеет перспективы на продолжение, потому что на данный момент является только началом в изучении проблематики.

Нанокompозиционный тензочувствительный материал для гибкого элемента трансформируемых конструкций

Семенуха О.В.

Научный руководитель — Воронина С.Ю.

Университет Решетнёва, г. Красноярск

В работе приведены результаты разработки технологии изготовления гибкого тензорезистивного элемента из нанокompозиционного материала для мониторинга состояния трансформируемых конструкций. Рефлектор космического аппарата находится в процессе

эксплуатации в раскрытом и сложенном положении, поэтому актуальной задачей является создание тензодатчиков, определяющих положение рефлектора. В ходе работы определено влияние содержания гибридного наполнителя на тензорезистивные свойства нанокompозиционного материала. Для решения задачи предотвращения агломерации УНТ в ПДМС на основании ранее изученных способов введения была разработана технология введения наполнителей в матрицу. Максимальное значение коэффициента тензорезистивности наблюдается на начальном этапе исследования (растяжение 0,05 %): при растяжении на 0,1 мм при общей длине 200 мм у образцов нанокompозиционного материала с гибридным наполнителем SiC 1 %, 5 %, 10 % и составляет 38, 40, 40. Установлено положительное влияние SiC 1 %, 5 %, 10 % при максимальном растяжении (1 %) на уровень коэффициента тензочувствительности: при добавлении гибридного наполнителя коэффициент тензочувствительности составил 19, 21 и 22 в сравнении с образцами ПКМ, содержащими только УНТ: 8, 9 и 10 соответственно. Визуализация морфологических особенностей состава гибридного наполнителя (SiC и УНТ) осуществлялась в Красноярском региональном центре коллективного пользования ФИЦ КНЦ СО РАН с использованием сканирующего электронного микроскопа (СЭМ) высокого разрешения FE-SEM S-5500 (Hitachi Ltd., Япония).

Установка для гофрирования пленочных материалов экранно-вакуумной тепловой изоляции космических аппаратов

Сергеев Д.В.

Научный руководитель — Сысоев В.К.

АО «НПО Лавочкина», г. Москва

Одним из основных элементов систем обеспечения теплового режима (СОТР) космических аппаратов (КА) является экранно-вакуумная тепловая изоляция (ЭВТИ). ЭВТИ представляет собой набор экранов, состоящих из материалов с высокой отражательной способностью, разделенных прокладками из материалов с низкой теплопроводностью.

Процесс изготовления мата ЭВТИ состоит из следующих производственных операций:

- перфорация материалов экранов ЭВТИ;
- формование и дублирование материалов экранов ЭВТИ;
- раскрой материалов экранов ЭВТИ;
- пошив мата ЭВТИ.

Формование (гофрирование) и дублирование материалов экранов ЭВТИ прокладочными аримидными тканями необходимо для снижения площади контакта между соседними экранами ЭВТИ для минимизации процесса теплопередачи и обеспечения рабочих характеристик ЭВТИ.

Формование и дублирование пленочных материалов ЭВТИ в настоящее время осуществляется на установке УОП-1.

К недостаткам установки УОП-1 можно отнести:

- значительный износ и регулярные поломки;
- большое энергопотребление – 22 кВт;
- низкую производительность;
- высокий уровень шума.

Таким образом возникает необходимость технического перевооружения и замены имеющегося оборудования формования и дублирования на новое современное, обладающее более высокими техническими и эксплуатационными характеристиками.

Произведен анализ имеющегося оборудования и предложений на российском рынке в части производственного оборудования для изготовления материалов ЭВТИ, который показывает, что ООО «НИИКАМ» обладает опытом создания оборудования для изготовления теплоизоляционных материалов ЭВТИ КА. В частности, предприятие предлагает услуги по созданию, поставке и вводу в эксплуатацию установки формования и дублирования экранно-вакуумной теплоизоляции «НИИКАМ-УФД».

Принцип работы данного оборудования аналогичен работе установки УОП-1.

К недостаткам установки можно отнести высокое энергопотребление, а также высокую стоимость приобретения (от ООО «НИИКАМ» получено коммерческое предложение на 22,5 млн руб.).

Таким образом, техническое перевооружение за счет приобретения установки «НИИКАМ-УФД» является экономически нецелесообразным и возникает задача разработки и создания установки для формования и дублирования пленочных материалов ЭВТИ.

По результатам анализа рассматриваемого вопроса автор работы провел комплекс проектно-исследовательских работ и разработал проект установки для гофрирования и дублирования пленочных материалов ЭВТИ. Проект установки создан на основе конструкции установки для лазерной перфорации пленочных материалов ЭВТИ и ее переработки под технологическую задачу гофрирования и дублирования материалов ЭВТИ с широкой унификацией комплектующих, деталей и узлов.

С учетом особенностей технологического процесса определен состав установки для гофрирования и дублирования пленочных материалов ЭВТИ, необходимый для решения поставленных задач:

- конструктивно-силовая рама;
- ленто-перемоточное оборудование;
- система нагрева материалов в рабочей зоне установки;
- система управления.

Установка обеспечивает сматывание материалов с исходных бобин, далее материалы проходят в рабочую зону, в которой в замкнутом пространстве происходит их нагрев при помощи двух кварцевых ламп (нагрев обеспечивает размягчение и увеличение пластичности формующих материалов). Гофрирование и дублирование обеспечивается двумя рабочими валами, принцип работы которых аналогичен устройству отжима для старых стиральных машин), на которых происходит формование. И, наконец, происходит намотка дублированных и гофрированных материалов на выходную бобину.

Ожидаемые технические характеристики установки для гофрирования и дублирования пленочных материалов ЭВТИ приведены в таблице:

Характеристика Значение

Габариты:

- Ширина — 1 100 мм;
- Длина — 1 900 мм;
- Высота — 1 500 мм.

Масса — не более 250 кг

Напряжение питания — 220 В

Потребляемая мощность — не более 5 кВт

Производительность — до 3 м пог./мин.

Исследование возможности применения комплексной обработки, включающей аэроакустическое воздействие в качестве постобработки деталей аддитивного производства

Соловьев И.В., Карина А.Б., Ральников Я.В.

Научный руководитель — Воробьева Г.А.

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

Развитие промышленного и оборонного потенциала РФ требует разработки и производства современных машин и конструкций, конкурентоспособных, надежных в эксплуатации, с высоким гарантированным безремонтным сроком службы. Конструкторов все чаще не удовлетворяет существующий набор свойств традиционных конструкционных коррозионностойких сталей, не позволяющий снизить массу и габариты изделий, повысить их надежность. Исследовано влияние комплексных обработок: термической, деформационной, аэроакустической (ААО) на структуру и свойства хладостойкой стали 5Х21АГ15Н8МФЛ. Установлено, что свойства литой стали после ААО повышаются до уровня закаленной стали, что позволяет исключить обязательную закалку из технологического процесса при значительном сокращении времени обработки с 3ч. до 10 мин. Повышение прочности стали Б0,2 на ~100-120 МПа (Б0,2 ~ 540 МПа, $\delta = 39\%$), может быть получено при дополнительной хпд со степенью $\varepsilon = 10-12\%$ после предварительной обработки: закалки и ААО. Аддитивные технологии обладают рядом преимуществ по сравнению с традиционными формообразующими технологиями. В настоящее время получает распространение такая альтернативная аддитивная

технология, как селективное лазерное плавление (СЛП = SLM) порошков при послойной 3d-печати (далее — SLM-3d). Этот метод особенно перспективен и экономически целесообразен для изготовления изделий ответственного назначения сложной формы, с большим количеством внутренних полостей, изготовление которых по традиционным технологиям затруднено или невозможно. Т. к. он позволяет изготавливать изделия, форма которых практически на 100 % близка к конечной, минимизируются отходы дорогостоящих материалов. Метод позволяет использовать высокопрочные материалы, обработка которых резанием затруднена.

Разработка жаропрочного композита на основе углерода и исследование его стойкости к окислению и абляции

Сукманов И.В.

Научный руководитель — Астапов А.Н.

МАИ, г. Москва

Предложена технология получения опытных образцов жаропрочного углерод-керамического композиционного материала, предназначенного для работы в условиях взаимодействия со скоростными высокотемпературными потоками. Основные стадии технологического процесса включают [1]: подготовку препрега, формование заготовки, карбонизацию, высокотемпературную термическую обработку и пироуплотнение. Отличительной особенностью технологии является интегрирование в объем углеродного наполнителя полидисперсного тугоплавкого прекурсора, обеспечивающего синтез *in situ* керамической составляющей матрицы на стадиях карбонизации и высокотемпературной термической обработки.

Установлена последовательность взаимодействия реагентов в системе Hf-Nb-B4C-TiC-TiB2 с учетом образования аморфного углерода как составляющей пиролизного остатка связующего. На стадии карбонизации происходит образование карбидов HfC и NbC. На стадии высокотемпературной термической обработки открывается возможность для борирования карбидов HfC, NbC и TiC бором из B4C. Это обуславливает переход системы в более термодинамически устойчивое состояние с образованием диборидов HfB2, NbB2 и TiB2. Кинетика взаимодействия и полнота конверсии определяются дисперсностью реагентов и режимом термической обработки (температура, остаточное давление, время).

Получены образцы композита на основе вискозного прекурсора и комбинированной матрицы, состоящей из частично спеченной керамики в системе HfC-HfB2-NbC-NbB2-TiC-TiB2-B4C, пироуглерода и фаз пиролизного остатка связующего — SiC и аморфного углерода. Доля фазы SiC составляет не более 8,5-9,0 мас. %. Средние значения открытой пористости, кажущейся и истинной плотностей композита составили 18-22 %, 2,25-2,29 и 2,79-2,91 г/см³ соответственно. Предел прочности и модуль упругости при испытаниях на трехточечный поперечный изгиб составили $27,8 \pm 0,7$ МПа и $9,1 \pm 0,2$ ГПа соответственно, а предельные деформации — 0,85 ± 0,05 %. Характер разрушения — межслоевое расслоение (деламинация).

Проведены огневые испытания композита в условиях аэрогазодинамического обтекания и неравновесного нагрева воздушной плазмой при скорости потока 4,5-4,8 км/с и энтальпии торможения 45-50 МДж/кг [2]. Термодинамическую (истинную) температуру в критической точке лицевой поверхности образцов ступенчато изменяли в диапазоне $T_w = 1\,400\text{--}2\,700$ °C. Средние скорости линейного уноса и потери массы композита составили $6,3 \pm 0,3$ мм/с и $6,22 \pm 0,44$ мг/с. Оценочная величина коэффициента теплопроводности — 0,28-0,285 Вт/(м·К).

При окислении на поверхности композита образуется многослойная гетерогенная оксидная пленка, представленная смешанными растворами Hf_{1-x}Ti_xO₂, (Ti_{1-x}Hf_x)_{1-y}Nb_yO_z и (Ti_{1-x}Hf_x)NbO₄ с широкими областями гомогенности, а также закапсулированными частицами карбидов и боридов. Показано, что окисление композита протекает преимущественно в диффузионном режиме благодаря снижению газопроницаемости пленки в результате перехода ряда фаз в жидкотекучее состояние.

Предложенный подход к созданию жаропрочных композитов открывает широкие возможности для получения нового класса материалов с квазизотропной структурой и управляемым комплексом свойств.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 19-79-10258-П.

Литература:

1. Горохов А.С., Диденко А.А., Сукманов И.В., Астапов А.Н. Технологические аспекты получения УККМ // Сборник трудов XIV Всероссийской научно-технической студенческой школы-семинара «Аэрокосмическая декада». Алушта, Республика Крым, Россия, 26 сентября — 02 октября 2021 г. — Симферополь: ИТ «АРИАЛ», 2021. — С. 33 — 36.

2. Сукманов И.В., Астапов А.Н., Погодин В.А., Ртищева А.С. Исследование окислительной стойкости УККМ в высокоскоростном потоке воздушной плазмы // Тезисы докладов 21-й Международной конференции «Авиация и космонавтика». Москва, 21 — 25 ноября 2022 г. — М.: Изд-во «Перо», 2022. — 8,06 Мб. [Электронный ресурс]. — С. 476 — 478.

Применение армирования непрерывным волокном при объёмной печати по технологии FFF для производства несущих элементов летательных аппаратов

Торубаров И.С.

Научный руководитель — Плотников А.Л.

ВолгГТУ, г. Волгоград

При конструировании и производстве любого летательного аппарата (и в особенности беспилотных аппаратов, БПЛА) основными задачами являются достижение оптимального соотношения прочности конструкции к массе всего летательного аппарата, повышение коэффициента использования материала, уменьшение трудоёмкости изготовления и сборки элементов конструкции, в т. ч. за счёт уменьшения количества комплектующих. Для решения этих задач в БПЛА широко применяют полимеры и полимерные композитные материалы (ПКМ). Зачастую в наиболее распространённых моделях используют ПКМ в виде листов и труб (простых форм для основных несущих элементов) и литые пластмассовые детали для внешних корпусов, кронштейнов и пр. соединительных элементов.

В то же время ПКМ в листовой форме не позволяют избирательно армировать наиболее нагруженные элементы деталей, а более сложные технологии производства ПКМ, как и литьё под давлением простых полимеров, требуют сложной и длительной подготовки производства, в т. ч. изготовления дорогостоящей оснастки. В динамично развивающейся области производства БПЛА это приводит к удорожанию механической части аппарата относительно стоимости электронных компонентов.

При производстве некоторых серийных БПЛА применяются технологии объёмной печати. По сравнению с литьём данный производственный метод менее производителен, однако при объёмах выпуска до нескольких десятков тысяч в год, при усложнении изделий и особенно при необходимости оперативного изменения конструкции он обеспечивает наименьшую себестоимость и скорость изготовления.

Известны также примеры использования ПКМ в рамках FDM технологий, например, компанией Anisoprint, демонстрирующей ряд изделий с минимальными массой, временем изготовления и использованием армирующего материала (непрерывного углеволокна) при сохранении прочностных свойств. Использование непрерывного волокна для армирования печатных изделий обеспечивает наибольшую прочность в технологии печати FFF (Fused Filament Fabrication). Так, во многих исследованиях было показано, что временное сопротивление при растяжении образцов, армированных непрерывным углеволокном, может составлять 500-800 МПа (в зависимости от материала, оборудования и настройки режима печати), при статическом изгибе — около 500 МПа, что позволяет использовать такие изделия как аналог изделий из металлов и сплавов. Традиционно используемые в FFF технологии полимерные материалы обеспечивают, например, при растяжении не более 80 МПа (РА6 с примесью рубленого углеволокна) или 110 МПа (высокотемпературный полимер РЕЕК с примесью рубленого углеволокна).

В рамках настоящей работы была разработана и реализована конструкция экструдера для непрерывного волокна, пригодного для использования в 3D-принтере, работающем по технологии FFF. Экструдер устанавливается в печатающей головке принтера вместе с основным экструдером для печати обычным полимерным материалом, из которого производится тело армированного изделия (матрица). При работе экструдер для волокна реализует следующие основные функции: подачу и нагрев препрега (филамента с 50 % содержанием непрерывного волокна), укладку нагретого препрега на поверхности слоя, отсечение препрега в местах завершения траекторий армирования.

Также в рамках настоящей работы было модернизировано программное обеспечение для подготовки управляющих программ (слайсер), предусмотрен набор настроек для печати с армированием и ряд схем армирования для стандартной 3D-печати и пятиосевой печати (5D-печати) с использованием наклонно-поворотного модуля. Применение пятикоординатной установки позволяет изготовить по технологии FFF многие изделия, которые невозможно рационально сориентировать на платформе принтера при обычной трёхосевой печати (из-за большого количества поддержек или повышенного риска расслоения детали под нагрузкой). Примеры таких изделий — крепёжные элементы со скрещивающимися осями и отверстиями в разных плоскостях, тела вращения трубчатой, дисковой и др. форм, часто встречающиеся в конструкции БПЛА.

По результатам испытаний армированных образцов на растяжение и на статический изгиб показано, что образцы с армированием способны выдерживать нагрузку, в разы превышающую предельно допустимую для неармированного пластика. При испытаниях на растяжение получены значения прочности около 200 Н (или около 20 кг) на каждую нить углеволокна в образце и около 800 МПа с пересчётом на площадь сечения зоны армирования.

Наиболее эффективный способ сгладить или даже устранить анизотропию напечатанной детали — использование многоосевой печати. Дополнительные степени подвижности технологической системы и специальное ПО для генерации траекторий перемещения рабочих органов по 5 координатам позволяют сориентировать изделия описанных выше типов таким образом, чтобы ни в одном опасном сечении разрушающие усилия не работали на разрушение изделия по слоям. Способы многоосевой (в частности, 5-осевой) 3D-печати позволяют расширить диапазон изделий, которые возможно быстро, качественно и с минимумом издержек изготовить методом объёмной печати, получая при этом высокие прочностные показатели, низкую массу, небольшой расход армирующего волокна.

Технология восстановления цилиндрических и винтовых поверхностей транспортёра плазменным напылением покрытий

Трифонов Г.И.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

На современных предприятиях различных отраслей промышленности активно используется специальная техника и технологическое оборудование преимущественно зарубежного производства. При этом известно, что представители данных организаций регулярно констатируют о высокой степени износа этих машин и оборудования (порядка 50–80 %). Статистика свидетельствует о том, что проблеме интенсивного износа трудно назвать надуманной, так как с каждым годом ее масштаб только увеличивается.

Так, оценивая такие сферы производства как машиностроение, авиастроение, а также химическую промышленность, сельхозпроизводство, как правило, выделяют следующие виды поломок техники и оборудования [1]:

1. Поломки, возникающие ввиду сильного износа деталей.
2. Поломки, возникающие в гидравлических системах.
3. Повреждения подвески транспортных средств ввиду постоянных динамических нагрузок.
4. Неполомки с электрикой. Как правило, это вызвано сильным перегревом и постоянными вибрациями.
5. Износ, приводящий к поломке рабочих органов техники, что обусловлено условиями эксплуатации.

Ярким представителем интенсивно изнашиваемого агрегата является транспортирующий шнековый конвейер, у которого главный элемент конструкции, подвергаемый наибольшему износу — шнек [2].

С целью решения существующей проблемы износа необходимо исследовать возможность активного внедрения газотермических технологий обработки деталей машин путем нанесения функциональных износостойких покрытий.

В настоящее время проводятся интенсивные поиски наиболее дешевых порошковых материалов для газотермического напыления покрытий. При этом известно [3, 4], что до 70–80 % стоимости технологического процесса нанесения покрытий приходится на стоимость порошков. Однако для широкого применения газотермических покрытий при восстановлении и

упрочнении деталей машин и оборудования требуется проведения комплексной оценки их влияния на эксплуатационные свойства деталей.

Целью работы является отбор рациональных технологических режимов плазменного напыления, которые удовлетворяли бы особенности нанесения покрытия как на винтовые, так и на цилиндрические поверхности детали.

При этом стоит отметить, что данное исследование направлено на получение диапазонов режимов напыления, которые бы обеспечивали высокий показатель адгезии получаемого композитного покрытия.

Для достижения поставленной цели проводился ряд экспериментов. При этом использовалась установка УПУ-3Д с плазмотроном ПНК-50. При этом использовались гостированные стандартные стальные образцы (сталь 45) 20×75 (толщина и ширина) и цилиндрические втулки диаметром 50 мм. Выбранные образцы соответствуют ГОСТ 103-2006 и ГОСТ 1497-84.

В качестве материала напыления была назначена порошковая смесь, состоящая из 76,5 % порошка типа Ni-Fe-Cr-B-Si с добавлением 23,5 % порошковой смеси TiC. Причем фракционный размер первого типа порошка составляла 40–64 мкм, а второго 63–80 мкм [5].

Для напыления винтовых и цилиндрических поверхностей образцов были назначены следующие режимы [1, 5, 6]: I — сила тока дуги плазмотрона, 200–250 А; L — дистанция плазменного напыления, 50–150 мм; n — скорость вращения образца, 35–55 об/мин; s — подача, 4–6 мм/об; v — скорость перемещения плазмотрона, 3–7 мм/мин; Q — расход плазмообразующего газа (аргона) 0,8–1,8 м³/с; G — расход материала напыления, 0,3–0,5 кг/с.

После получения экспериментальных данных был проведен их корреляционный анализ с целью выявления мультиколлинеарных связей. Затем был проведен регрессионный анализ, по итогу которого были получены уравнения, которые дали понимание о влиянии технологических режимов напыления на адгезию сформированного покрытия на исследуемых образцах. Кроме того, полученные уравнения графически визуализированы в виде функций желательности.

Полученные регрессионные уравнения были внесены в программный комплекс MathCad, а затем полученных данные преобразовывались в программе Excel. Как итог, получаем диапазоны режимов плазменного напыления для восстановления рабочих поверхностей шнека композитным покрытием [6]: I (233–248 А); L (81–83 мм); m (0,4–0,5 г/с); n (35–37 об/мин).

С полученными образцами проводились измерения адгезии, твердости и износостойкости полученных покрытий на стандартизированном и сертифицированном оборудовании (твердомер ПМТ-3, Макро Скретч Тестер, машина трения СМЦ-2).

Адгезию измеряли, используя метод оценки покрытий путем анализа царапин (скретч-тест) при нагрузке в 34 Н. Критичных очагов разрушений и трещин после проведения испытаний на образцах не обнаружено.

Используя метод неразрушающей проверки твердости материалов (метод Роквелла) была исследована твердость получаемого покрытия. При этом был задействован стандартизированное средство измерений — ПТМ-3, заданная нагрузка составляла 50 Н. Итоговое значение Hv — 64...66 (HRC).

Кроме того, задействовав шлифовальные материалы (ГОСТ 3647-80) и машину трения СМЦ-2, была измерена износостойкость покрытия, которая согласно установленной методике испытаний и расчетных алгоритмов составила 3,39.

Таким образом, проведя необходимые испытания и ряд экспериментов были сделаны выводы о том, что разработанные технологические режимы плазменного напыления с испытываемым порошковым составом [5, 6] необходимо рекомендовать на промышленные предприятия авиа- и машиностроения с целью рационализации процессов восстановления и ремонта изношенного оборудования, в частности транспортирующих агрегатов, как шнековый конвейер.

Библиографический список

1. Чичинадзе А.В., Берлинер Э.М., Браун Э.Д. и др. Трение, износ и смазка (трибология и триботехника). М.: Машиностроение, 2003. — 575 с.
2. Григорьев А.М. Винтовые конвейеры. — М.: Машиностроение, 1972. — 184 с.
3. Трифонов Г.И. Восстановление рабочих поверхностей шнека транспортирующих устройств плазменным напылением износостойкого композитного покрытия: дис. ... канд. техн. наук: 05.20.03 / Трифонов Григорий Игоревич // Воронеж: ВГАУ. 2022 — 166 с.

4. Черноиванов В.И. Организация и технология восстановления деталей машин / В.И. Черноиванов // М.: Агропромиздат, 1989. — 334 с.

5. Патент № 2797988 С1 Российская Федерация, МПК C22C 32/00, C23C 4/10. Порошкообразный материал для плазменного напыления композитных покрытий: № 2022108222: заявл. 28.03.2022: опубл. 13.06.2023 / Г.И. Трифонов, С.Ю. Жачкин, Н.А. Пеньков; заявитель Федеральное государственное казенное военное образовательное учреждение высшего образования «Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина».

6. Патент № 2782903 С1 Российская Федерация, МПК C23C 4/134, C23C 4/10. Способ плазменного напыления покрытий на рабочие поверхности шнека: № 2022108220: заявл. 28.03.2022: опубл. 07.11.2022 / С.Ю. Жачкин, Г.И. Трифонов, Н.А. Пеньков; заявитель Федеральное государственное казенное военное образовательное учреждение высшего образования «Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина».

Автоматизация конструкторско-технологической подготовки производства детали вал-шестерни с применением трехмерных CAD/CAM/CAE/TDM-систем Фокин А.С.

АО «РПЗ», г. Раменское Московской обл.

Актуальность темы исследовательской работы рассматривает связь в необходимости использования современных инновационных технологий для совершенствования технологии механической обработки деталей на предприятии.

Автоматизация всегда остается актуальной на любом предприятии и в любой сфере. Использование современных и инновационных технологий в несколько раз повышает конкурентоспособность завода изготовителя.

Станки с ЧПУ широко применяются в современных производствах, а их интеграция в рабочую среду является важной задачей в автоматизации технического процесса.

В данной исследовательской работе рассмотрен станок с ЧПУ, выбран более рациональный подход обработки вал-шестерни.

В технологической части разработан вариант технологического процесса изготовления вал-шестерни. Проектирование велось с применением САПР-систем, таких как FeatureCAM. Использование данной программы позволяет автоматизировать процесс разработки управляющих программ, исключить ошибки в программе благодаря встроенному верификатору и ускорить получение комплекта конструкторской документации в соответствии с требованиями производства.

В специальной части была рассмотрена технология, применяющиеся при производстве изделий, а также создана управляющая программа, которая в свою очередь позволяет осуществлять настройку и обработку детали на станке с ЧПУ.

Целью данной работы является техническая подготовка к внедрению технологического процесса изготовления вал-шестерни на станке с ЧПУ с последующими расчётами при помощи CAD/CAM/CAE/TDM-систем.

Разработка высокотемпературной многофункциональной смазки для резьбовых соединений

Хмелева К.М., Заварзин С.В.

НИИ «Курчатовский институт» — ВИАМ, г. Москва

Аэрокосмическая отрасль связана с производством и эксплуатацией сложных агрегатов, состоящих из сотен и тысяч деталей, многие из которых являются движущимися или сопрягаемыми. Неудивительно, что наряду с автомобильной и судостроительной отраслями она является крупнейшим потребителем различных видов смазочных материалов (СМ). Основное назначение смазочных материалов — уменьшение износа поверхностей трения для продления срока службы деталей машин и механизмов. Наряду с этим смазки выполняют другие функции, что определяется их областью применения: антифрикционные, консервационные, уплотнительные. Противозадирные смазочные материалы предназначены для облегчения

сборки и разбора соединений, в том числе резьбовых, уплотнительные — для герметизации зазоров. Для обеспечения указанных свойств в случае резьбовых соединений, эксплуатируемых в условиях работы газотурбинного двигателя, высокотемпературные смазочные материалы должны обладать рядом уникальных свойств, в связи с чем их разработка представляет нетривиальную задачу.

В работе описан опыт подбора состава высокотемпературной многофункциональной смазки, предназначенной для работы при температуре 550 °С и выше. В результате подбора было составлено 50 вариантов состава СМ. Исследовано влияние компонентов на свойства зольного остатка, представляющего собой твердосмазочный материал, отвечающий за работоспособность СМ после выгорания органической основы. По результатам исследования произведен отсев наименее перспективных вариантов состава.

Проведены испытания перспективных составов, а также коммерческих аналогов Birkosit Filling Basic и Jet-Lube Kopr-Kote на сохранение трибологических свойств после термообработки при температуре 750 °С. Показано, что без применения СМ происходит спекание контактных поверхностей болта и гайки. В большинстве случаев применение СМ приводило к уменьшению момента страгивания по отношению к моменту затяжки, что может негативно сказываться на работоспособности болтового соединения при эксплуатации, например, привести к ослаблению затяжки под воздействием вибраций. По результатам данных испытаний для дальнейших исследований были выбраны наиболее перспективные варианты смазок.

Проведены испытания на влияние наиболее перспективных составов на стойкость к высокотемпературной газовой коррозии и склонность к коррозионному растрескиванию жаропрочных сплавов. Показано, что разработанные варианты высокотемпературных противозадирных смазок обладают удовлетворительными свойствами, а в отдельных случаях превышают свойства промышленно изготавливаемых противозадирных смазок, однако требуется доработка состава для обеспечения ее эксплуатационных свойств при хранении и монтаже, а также очистки от неблагоприятных примесей.

Влияние энтропии на структуру и свойства перовскитоподобных оксидов

Шишкин Р.А.

ИХТТ УрО РАН, г. Екатеринбург

Высокоэнтропийные оксиды, представляющие собой твердый раствор пяти и более катионов в одной подрешётке, являются перспективными материала для термобарьерных покрытий ввиду своей высокой термодинамической стабильности, низкой аморфоподобной теплопроводности, отсутствию фазовых переходов и повышенной твердости. Настоящая работа посвящена исследованию влияния энтропии на фазообразование и свойства ряда перовскитоподобных оксидов SrMO_3 , где $M = \text{Ti, Zr, Sn, Nb, Y}$. В рамках представленной работы было рассмотрена термодинамическая стабильность перовскитоподобных оксидов с различным количеством катионов в В-подрешетке, которая показала, что наиболее стабильными являются соединения с тремя и четырьмя катионами в В-подрешётке, в то время как высокоэнтропийный оксид ($M = 5$) оказался наименее стабильным. Было обнаружено, что низкие значения средней девиации электроотрицательности катионов в одной подрешётке, вместе с небольшой разницей в их размерах, позволяют получить более симметричные кристаллические решётки. В тоже время наличие кислородных вакансий, на которых релаксируют напряжения, вызванные искажениями кристаллической решётки при введении катиона Y^{3+} также положительным образом, сказываются на симметрии образующейся структуры. Более того, более симметричные структуры обладают более высоким значением КТР. В связи с чем $\text{SrSn}_0.25\text{Zr}_0.25\text{Ti}_0.25\text{Nb}_0.25\text{O}_3$, обладающий высоким значением КТР $13.54 \cdot 10^{-6} \text{ К}^{-1}$ и термодинамической стабильностью, что позволяет его рассматривать в качестве перспективного материала для ТБП.

Антимикробные наноструктурированные барьерные слои на основе фторуглеродных пленок для полимерной упаковки

Щур П.А., Ходырев Т.В.

Научный руководитель — Елинсон В.М.

МАИ, г. Москва

На сегодняшний день для хранения продуктов питания на Земле и в космосе используется многослойная упаковка, которая должна иметь хорошие барьерные характеристики, а также антимикробные свойства. Перспективной заменой для упаковки продуктов питания может служить «активная» упаковка на основе лишь одного полимерного материала с антиадгезионным покрытием. Такая упаковка активно воздействует на факторы, которые ухудшают свежесть продукта, в частности на микроорганизмы, а также обладает высокими барьерными свойствами.

Антиадгезионное покрытие на внутренней поверхности полимерной упаковки из ПЭТФ способно полностью предотвратить адгезирование микробных агентов и дальнейшее разрастание биопленок, тем самым продлить сроки хранения продуктов питания. Указанный эффект реализуется за счет формирования определенной поверхности методами ионно-плазменной технологии в вакууме при использовании фторуглеродородной плазмообразующей смеси CF₄+C₆H₁₂. К факторам, определяющим антиадгезионные свойства, относятся: химический состав (на поверхности полимера создается не питательная для микроорганизма среда, а именно повышенное содержание фтора), поверхностный заряд (создается одноименный по отношению к микроорганизму заряд, благодаря чему происходит кулоновское отталкивание отрицательно заряженного микроорганизма от отрицательно заряженной поверхности полимера), а также специфический рельеф (расстояние между ближайшими пиками неоднородности рельефа меньше диаметра микроорганизма (менее 200 нм), по этой причине микроорганизму затруднительно адгезироваться к поверхности).

Помимо антиадгезионных характеристик фторуглеродное покрытие обладает повышенными барьерными свойствами по отношению к влаге. При формировании покрытия при соотношении компонентов в плазмообразующей смеси (60%)CF₄+(40%)C₆H₁₂ возможно формировать «активную» упаковку, которая полностью исключает адгезию микроорганизмов и дальнейшее ухудшение органолептических свойств продукта, что проявляется также за счет низкого пропускания влаги, необходимой для развития микроорганизмов и патогенных грибов.

Таким образом, возможно создавать «активную» упаковку на базе одного полимерного материала, модифицированного барьерным покрытием на основе антиадгезионной фторуглеродной пленки, для замены трехслойной конструкции современной упаковки, решая ряд насущных задач, связанных с простотой утилизации и переработки, упрощением технологии производства упаковки и сокращением стоимости упаковки.

Влияние режимов термической обработки на структуру и свойства деталей из крупногабаритных поковок алюминиевого сплава 1933 для самолета SSJ-NEW

Якимов Н.С.

АО «Авиаагрегат», г. Самара

Научный руководитель — Муратов В.С., Самарский университет г. Самара

Главным направлением деятельности АО «Авиаагрегат» в настоящее время является проектирование, разработка, производство, послепродажное обслуживание и ремонт выпускаемой продукции авиационного назначения: взлетно-посадочных устройств, применяемых на различных типах летательных аппаратов, гидроцилиндров для авиационной техники.

Основной целью АО «Авиаагрегат» является производство конкурентоспособной продукции, удовлетворяющим требованиям и высоким стандартам качества продукции заинтересованных сторон.

Реализация таких задач в области качества достигается:

- увеличением объемов научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ;
- освоением выпуска новых изделий;

- созданием авиационной техники, соответствующей требованиям летной годности и установленному уровню безопасности полетов, а также в процессе внедрения постоянного улучшения механических свойств материалов.

При производстве воздушных лайнеров нового поколения прежде всего должны учитываться показатели достижения надежности, качества и безопасности полетов, а также снижение массы изделий конструкции, для этого необходимо использовать современные сплавы с высоким уровнем прочности, вязкости разрушения, сопротивления усталости и коррозионной стойкости [1–6].

В настоящее время для изготовления нового самолета SSJ-NEW широко используются высокопрочные алюминиевые сплавы, одним из таких сплавов является сплав 1933. Сплав 1933 предназначен для изготовления особо ответственных деталей самолета типа «Траверса». При этом характеристики микроструктуры и свойств крупногабаритных поковок и деталей из сплава 1933 после термической обработки исследованы не полностью, не установлены закономерности влияния режимов обработки на показатели механических свойств и удельной электропроводности сплава для изготовления особо ответственных узлов типа «Траверса». Не установлены причины выявленных случаев получения заниженных показателей прочности на заготовках для указанных деталей после термической обработки.

Цель исследования — обеспечить требуемые показатели механических свойств и сопротивления коррозионному растрескиванию (КР) деталей из крупногабаритных поковок сплава 1933, используемых для изготовления ответственных деталей перспективных лайнеров.

В условиях производства на АО «Авиаагрегат» термическая обработка изделий из материала 1933 в состоянии ТЗ заключается в проведении закалки и двухступенчатого искусственного старения.

Типовой вариант обработки предусматривал закалку с температуры 470 °С с выдержкой при температуре закалки 250 минут, охлаждение в воде с температурой 75–85 °С. 1 степень старения: температура 105–115 °С, длительность 20–24 ч., охлаждение на воздухе; 2 степень старения: температура 175–185 °С, длительность 10–12 ч., охлаждение на воздухе. После данного режима термической обработки установлены случаи заниженных показателей механических свойств $\sigma_B = 430\text{--}440$ МПа и $\sigma_{0,2} = 360\text{--}380$ МПа (требуемые показатели свойств по нормативным документам (НД) $\sigma_B = 440\text{--}530$ МПа, $\sigma_{0,2} = 380\text{--}480$ МПа).

Выполненные исследования позволили предложить вариант термической обработки, обеспечивающий требуемый уровень механических свойств. Предлагаемый вариант предусматривает закалку с температуры 470 °С с выдержкой при температуре закалки 250 минут, охлаждение в воде с температурой 75–85 °С. 1 степень старения: температура 105–115 °С, длительность 12 ч., охлаждение на воздухе; 2 степень старения: температура 175–185 °С, длительность 6 ч., охлаждение на воздухе.

Сопротивление КР оценивалось измерением удельной электропроводности сплава. Выполненные исследования изменения электропроводности сплава по мере проведения стадий термической обработки, показывают достаточный уровень распада пересыщенного твердого раствора при предлагаемой сокращенной длительности старения, что позволяет достигать требуемое сочетание прочностных и коррозионных свойств. Полученные значения электропроводности после предлагаемого режима упрочняющей термообработки составляют $\gamma = 25,7$ МСм/м, что полностью соответствуют рекомендациям.

Библиографический список

1. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 5. С. 7–17.
2. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. № 1. С. 3–33.
3. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Ткаченко Е.А., Вахромов Р.О. Алюминиевые деформируемые сплавы // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 5. С. 167–182.
4. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В., Попов В.И., Блинова Н.Е. Разработка, освоение и применение особо прочных сплавов системы Al–Zn–Mg–Cu–Zr для авиационной и ракетной техники // Все материалы. 2014. № 2. С. 7–11.
5. О.Г. Сенаторова, канд. техн. наук, В.В. Антипов, канд. техн. наук, А.В. Бронз, канд. техн. наук, А.В. Сомов, Н.Ю. Серебрянникова Высокопрочные и сверхпрочные сплавы традиционной

системы Al–Zn–Mg–Cu, их роль в технике и возможности развития технология легких сплавов, № 2 2016 с.43-49.

6.Wen K., Fan Yu., Wang G. et al. Aging behavior and precipitate characterization of a high Zn-containing Al–Zn–Mg–Cu alloy with various tempers // *Materials & Design*. 2016. Vol. 101. P. 16–23.

Направление № 9 «Экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса»

Влияние конфликтов на экономическую эффективность сотрудников организаций аэрокосмической отрасли

^{1,2}Алексеева П.А.

Научный руководитель — ²Краев В.М.

¹ПАО «ОАК», ²МАИ, г. Москва

В настоящее время в сфере предпринимательской деятельности из-за возникновения конфликтных ситуаций перед руководством встает вопрос о необходимости управления конфликтами, прогнозирования их возникновения и их последствий.

Во многих случаях конфликт приводит к повышению эффективности компании, а также может привести к снижению количества и качества принятых управленческих решений.

Конфликты наиболее остро проявляются в мире бизнеса. Конфликт, который возникает в организации, определяют как организационный, а в частности это конфронтации, противоречия и т. д.

Конфликт зачастую представляет собой противоборство или противостояние. В организации конфликт представляет собой форму отношений между людьми, которые носят дезорганизационный характер. Интересы сотрудников в организации различны, поэтому необходимо искать способ существования сотрудников в одной организации. Столкновения интересов часто приводят к конфликту. Каждый конфликт преследует цель — достижение интересов отдельных сотрудников за счет коллег. Основными причинами конфликта являются: распределение ресурсов, взаимозависимость задач, различия в целях, различия в манере поведения, неудовлетворительные коммуникации.

В любой организации перед руководителем стоит задача: как распределить людские ресурсы и финансы между различными группами для того, чтобы достигнуть цели организации. Необходимость делить ресурсы приводит к конфликтам. При плохой работе одного из элементов взаимозависимость задач является причиной конфликтов.

Во многих случаях подразделения занимаются формулировкой своих целей самостоятельно, большое внимание уделяют достижению этих целей, не считаясь с общими целями организации.

Очень часто руководители не способны разработать и довести до сведения сотрудников описание их должностных обязанностей, что приводит к возникновению конфликтов.

Эффективность компании во многом зависит от состояния персонала, который является ее важнейшим ресурсом. Конфликты снижают эффективность сотрудников, так как ведут к возникновению противоречий в коллективе, к столкновению разнонаправленных интересов.

Таким образом, своевременное выявление конфликтов среди сотрудников организации способствует тому, что компания будет функционировать стабильно.

Исследование вопросов прогнозирования на промышленных предприятиях

Вершинина Т.Д.

Научный руководитель — Мелик-Асланова Н.О.

МАИ, г. Москва

Функционирование промышленных предприятий в условиях ужесточения конкуренции, нестабильности экономической конъюнктуры приводит к переосмыслению актуализации работ по повышению эффективности методов прогнозирования на промышленных предприятиях. Разработка процесса прогнозирования и методов прогнозирования непосредственно связаны с системным анализом и системным подходом. В рамках системного анализа и системного подхода необходимо исследовать не только современные тенденции развития прогнозного моделирования, но и экономические, научно-технические, технологические, финансовые и другие факторы, влияющие на устойчивое функционирование промышленных предприятий. Также важным является изучение фактора изменения нормативно-правовой, налоговой базы, который может повлиять на результаты прогнозов в будущем.

Первостепенное значение в этих условиях имеет использование новых методов и инструментов для формирования экономического механизма процесса прогнозирования на промышленных предприятиях. В данном экономическом механизме будут задействованы общеизвестные инструменты прогнозирования с элементами авторской новизны и учтены нормативно-правовые и налоговые изменения, которые могут повлиять на результаты прогнозирования в будущем. Для достижения поставленной цели необходимо систематизировать теоретические основы методов прогнозирования в экономике и сформировать общее представление о процессе прогнозирования посредством интеллектуальных инструментов в современных экономических условиях.

Надежность процедур управления как составная часть надежности воздушных перевозок

Гаспарян Г.А.

Научный руководитель — Чехов И.А.

МГТУ ГА, г. Москва

Только надежные системы способны функционировать эффективно. Поставленная задача должна представлять собой достижение максимальной экономической эффективности при условии выполнения требований по надежности. Основное воздействие на надежность воздушных перевозок и авиационных работ оказывают эксплуатационные факторы, поскольку в процессе эксплуатации и выявляется действительный уровень надежности.

Следует отметить, что вопросам обеспечения высокой надежности при конструировании ЛА и авиационных систем всегда уделялось большое внимание. Достаточно строго контролируется и уровень подготовки и физического состояния персонала. Вопросы надежности процедур долгое время не выделялись в самостоятельную область исследования. А это — надежность управления, рациональная эксплуатация и многое другое из того, что связано с построением процессов ОВД и с режимами их протекания.

Все три составные части надежности — надежность технических устройств, персонала и процедур (управления) — обязаны не только существовать в тесном взаимодействии, но еще и быть равнозначимыми.

В изданной литературе очень много говорится о надежности технических устройств, однако под этим преимущественно подразумевается надежность воздушных судов. Много выводов сделано о человеческом факторе, однако тут, в первую очередь, подразумевается летный состав (кабинные и салонные экипажи). Тем не менее это несправедливо, так как финальный результат достигается лишь совместными усилиями, также стоит принять во внимание роль эксплуатантов (судов, аэропортов и поставщиков аэронавигационного обслуживания).

Таким образом, надежности процедур (управления) — это все, что имеет непосредственное отношение к поставщику услуг, который обеспечивает аэронавигационное обслуживание полетов судов.

Фактически концепция допустимого уровня безопасности полетов характеризуется такими показателями, как заданные уровни безопасности полетов и показатели безопасности.

Показатели безопасности полетов представляют собой характеристику результатов, которых добился эксплуатант в области обеспечения безопасности полетов. Показателям безопасности следует быть связанными с основными компонентами государственной программы обеспечения безопасности полетов и легко измеряемыми. В то же время показатели безопасности могут отличаться у разных сегментов в авиационной отрасли.

Независимо от возраста и места производства воздушного судна, одной из основных проблем может стать человеческий фактор. Одной из причин проблемы является культура выполнения полетов, существующая в той или иной авиакомпании. Одним из способов решения проблемы служат разработанные ИКАО «Рекомендации по разработке и внедрению стандартных эксплуатационных процедур». СОПы совершенно справедливо считаются основой безопасного выполнения полетов. Эффективность взаимодействия членов летного экипажа при выполнении полета зависит от того, насколько одинаково и правильно пилоты понимают модель выполнения каждой процедуры. Данные модели в свою очередь основаны на СОПах.

Важно отметить, что всякий раз, когда происходят изменения, в авиационную систему могут быть произвольно внесены опасные факторы, к которым относится все, что обладает

потенциальной возможностью нанести травмы персоналу, причинить ущерб оборудованию или конструкциям, вызвать уничтожение материалов или понизить способность осуществлять предписанную функцию.

В связи с этим крайне важно следить за тем, чтобы эти опасные факторы систематически выявлялись. При этом надо понимать, что опасные факторы существуют на всех уровнях организации, и они выявляются при использовании систем представления данных, при изучении отчетов, во время инспекций или проверок. Тем не менее, без изменений, в том числе и без корректировки процедур (систем управления), развитие невозможно.

Метрологическое обеспечение средств измерений как одно из составляющих менеджмента качества

Зайцева В.А., Сидорова Ю.Ю.

МАИ, г. Москва

Метрологическое обеспечение (далее — МО) организации прямо влияет на ее функционирование, особенно это касается системы управления качеством (далее — СМК). МО не только обеспечивает прохождение аккредитации организации, но и дает гарантию единообразия, точности и достоверности получаемых результатов при прямых и косвенных измерениях.

Правильное соблюдение норм и правил метрологии обеспечивает минимизацию потерь, связанных с неточными результатами измерений. Это особенно важно в областях, где точные измерения играют решающую роль, например, в фармацевтической или аэрокосмической промышленности, где под вопросом стоит безопасность и жизнь человека.

Такое обеспечение способствует достижению поставленных целей системы управления качеством, включая повышение эффективности процессов, снижение затрат и минимизацию рисков. Кроме того, оно помогает организации повысить конкурентоспособность на рынке, что имеет важное значение в современной экономике.

Цель данного проекта заключается в оценке влияния качества метрологического обеспечения на эффективность системы управления качеством.

Для достижения данной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Оценить роль метрологического обеспечения в системе управления качеством.
2. Изучить и обобщить требования, установленные нормативными документами в области метрологического обеспечения.
3. Провести анализ требований, предъявляемых к поверенным и калиброванным средствам измерений.
4. Установить причинно-следственную связь возникновения рисков на различных этапах производства.

В настоящее время для достижения необходимого качества продукции, требования к которому заложены в нормативной документации (далее — НД), используется комплексная система управления качеством организации. Эта система включает согласованную и самостоятельно функционирующую рабочую структуру, которая объединяет эффективные технические и управленческие методы. Она позволяет выбрать оптимальные способы взаимодействия между людьми и машинами, чтобы удовлетворить потребности потребителей, а также сократить расходы, связанные с качеством. Для эффективного функционирования комплексной системы управления качеством необходимо внедрить единую систему метрологического обеспечения.

В условиях быстрого научно-технического прогресса, влияния искусственного интеллекта, роста объема производства средств измерений и изменений в структуре экономических секторов, система обеспечения единства измерений должна быть гибкой и способной адаптироваться к новым требованиям.

В целях предотвращения негативных последствий данного прогресса для экономики в законодательстве РФ появилась статья, которая регулирует калибровку средств измерений и продолжает действовать в настоящее время согласно требованиям федерального закона.

Калибровка, наряду с поверкой, значительно упрощает процесс обслуживания средств измерений, но влечет за собой ряд негативных последствий. Неблагоприятное развитие

ситуации вызывает возникновение опасных событий, которые характеризуются вероятностью и последствиями их возникновения.

Появление опасных событий приводит к риску — воздействию неопределенности на цели организации, связанной с недостаточными знаниями, пониманием или информацией о событии, его последствиях или возможностях.

Исходя из вышеизложенного, для снижения брака и затрат на его исправление необходимо исключить применение калиброванных средств измерений. Для получения достоверных результатов измерений в производстве необходимо использовать средства измерений, прошедшие утверждение типа и внесенные в ФГИС «Аршин», а также следовать требованиям эксплуатационной документации, где указано, что поверка является важным этапом обслуживания средств измерений и включает в себя процедуру калибровки и градуировки (по необходимости).

Механизм обоснования экономической эффективности бизнес-процессов борьбы с космическим мусором

Землянская А.П.

МАИ, г. Москва

Космическое пространство очень велико, присутствие космического мусора и его концентрация в определенных областях представляют определенные риски из-за возможных случайных столкновений между спутниками и обломками или столкновений между обломками. Космический мусор, находящийся на высоте 1 000 км, остается на орбите и двигаясь со скоростью 26 500 км/ч увеличивается вероятность столкновения с другим космическим объектом. Обломок размером менее 1 мм, столкнувшийся со спутником, вызывает фактически износ материалов, а обломок размером более 1 см может привести к фрагментации (с вероятным ухудшением его функций) или к полному разрушению спутника. На сегодняшний день произошло четыре случайных столкновения на низкой околоземной орбите между спутником и обломком, а именно: столкновение с участием американского действующего спутника связи «Iridium 33» и российского неактивного космического аппарата (КА) «Космос – 2251»; преднамеренное разрушение китайского спутника «Fengyun-1C»; спутник «Pegaso» столкнулся с обломками в 2013 году над Индийским океаном.

Недавнее событие 15 ноября 2021 года противоспутниковое испытание, проведенное Россией, привело к тысяче обломкам на орбитальной высоте международной космической станции (МКС). По известному сценарию синдрома Кesslera, увеличение обломков на определенных орбитах может привести к расходящейся цепной реакции на орбитах, новые столкновения порождают больше обломков и в итоге орбиты становятся непригодными для использования. Масштаб скопления космического мусора на низкой околоземной орбите (НОО) претерпит серьезные изменения в связи с планируемыми проектами создания мега-созвездий телекоммуникационных спутников. Некоторые проекты на стадии реализации, которые заключаются в запуске нескольких десятков тысяч спутников, например, только SpaceX планирует отправить 42 000 спутников для своей группировки Starlink, чтобы обеспечить развитие широкополосного Интернета во всех уголках планеты. В настоящее время на всех орбитах находится всего около 2 100 активных спутников, и проблема с перегруженностью уже существует. Например, 2 сентября 2019 года ЕКА было вынуждено маневрировать спутником Aeolus, чтобы избежать столкновения со спутником компании SpaceX Starlink.

Преднамеренные и случайные столкновения с искусственными спутниками в последние годы привлекли внимание всего мира, вызвав растущий интерес к таким темам, как устойчивая космическая деятельность, возможный экспоненциальный рост обломков, способных разрушить космические аппараты и ракетные корпуса, и активное удаление космического мусора. Актуальным и новым направлением исследования является возможность улучшения ситуации в космическом пространстве за счет разработки нового механизма обоснования экономической эффективности бизнес-процессов борьбы с космическим мусором.

Модель оптимизации энергетических ресурсов производства на базе искусственного интеллекта

Зубков Н.В.

Научный руководитель — Гуськов А.А.

НГТУ им. Р.Е. Алексеева, г. Нижний Новгород

Внедрение искусственного интеллекта (ИИ) в различные отрасли промышленности является одним из ключевых факторов, определяющим развитие не только конкретной отрасли, но также и отечественного производственного потенциала в целом.

В настоящее время сфера аэрокосмической промышленности представляет собой стратегически важную отрасль нашей страны, и именно здесь перспективность внедрения ИИ играет ключевую роль в повышении эффективности и конкурентоспособности отечественных предприятий на мировом рынке.

Несмотря на всю важность вопроса оптимизации энергетических ресурсов производства, традиционные подходы к управлению данными ресурсами часто оказываются неэффективными и недостаточно гибкими. В результате чего предприятия испытывают сложности с контролем расходов на энергию, а также не могут адаптироваться к изменениям в условиях производства. Модель оптимизации энергетических ресурсов производства на базе инструментов, лежащих в основе работы ИИ, позволяет решить эти проблемы, предлагая новый подход к управлению энергетическими ресурсами.

В основе разработанной модели оптимизации лежит анализ данных о потреблении энергии станками за определенный период времени. С помощью методов машинного обучения модель обучается определять зависимости между различными параметрами станков и энергопотреблением, с целью определения оптимального графика и режима работы на основе текущих условий и целей производства.

Анализ данных осуществляется с помощью расчётных алгоритмов разработанной модели оптимизации. Алгоритм включает в себя набор математических выражений, с помощью которых осуществляется расчёт базовых коэффициентов параметров оптимизации.

Формируемые алгоритмы могут быть также использованы для прогнозирования потребления энергии станками при изменении параметров работы при обработке деталей. Такой прогноз позволяет предупредить возможное перегруженное состояние станка и принять меры по его предотвращению.

Важным аспектом модели является возможность учета стоимости энергии. Модель может учитывать различные тарифы на электроэнергию в зависимости от времени суток или дня недели. Что позволяет оптимально распределять загрузку станков в течение дня с учетом дневного (недельного, месячного, годового) плана производства продукции.

Помимо этого, модель также может учитывать техническое состояние оборудования. Анализ данных о ремонтах и поломках позволяет предупредить возможные проблемы с оборудованием и своевременно провести профилактические работы.

Таким образом, разработка модели оптимизации энергетических ресурсов на базе искусственного интеллекта обладает огромным потенциалом в направлении оптимального использования производственных ресурсов и мощностей цеха с целью увеличения эффективности производства продукции. Внедрение инструментов ИИ является важным шагом в развитии современных технологий производства, и как любой другой инновационный продукт этот процесс не лишен вызовов и проблем, которые необходимо учитывать.

Обоснование эффективности затрат на программы благополучия в современных организациях

Казанцева А.А.

Научный руководитель — Семина А.П.

МАИ, г. Москва

Современные компании достигают успеха благодаря своим сотрудникам, их настойчивости и стремлению к созданию положительных результатов для общества в целом. Очевидно, что эффективность бизнеса зависит от мотивированности и умения команды работать вместе для достижения поставленной задачи, которая способствует развитию общества. Успех предприятия

зачастую обеспечен высоким уровнем профессионализма и социальной ответственности каждого члена коллектива, которые в свою очередь направлены на повышение качества жизни людей вокруг.

Такой подход находит отражение в концепции well-being. Она сочетает в себе основные элементы жизнедеятельности человека: физическое состояние, профессиональную самореализацию, финансовую грамотность, социальную значимость и психологическое здоровье.

Ведущие транснациональные компании за последние несколько лет пришли к выводу, что управление благополучием персонала превратилось из тренда в важный аспект развития предприятия. Корпоративные программы благополучия помогают изменить отношение организаций к эффективности своих сотрудников. Кроме того, после пандемии многие компании проявили или усилили свой интерес к развитию программ благополучия своих сотрудников.

В статье рассматривается понятие благополучия персонала. Приведены результаты исследований well-being программ во время пандемии. Рассмотрена существующая система благополучия персонала организации. Выделены проблемные кластеры, сформулированы методы и этапы внедрения well-being программы, составлены предложения для оптимизации каждого кластера well-being программы.

Список использованных источников.

1) Годунов М. Программы здоровья и благополучия для работников (well-being) // Льготы и бенефиты. — 2020 — № 9.

2) Михайлов А.А., Федулов В.И. Влияние пандемии COVID-19 на российский рынок труда// Московский экономический журнал. — 2020. — № 10.

3) Семина А.П., Федотова М.А. Формирование и развитие эффективной команды // Московский экономический журнал. — 2019. — № 13

Финансовое продвижение искусственного интеллекта в авиации в российских реалиях

Каплунова Е.А.

МАИ, г. Москва

Искусственный интеллект (ИИ) — это способность компьютера анализировать заранее загруженную базу данных, принимать решения, основываясь на ранее проделанных операциях и выполнять некоторые несложные действия, которые будут напоминать работу умственную работу человека. С недавнего времени данная система стала всё чаще применяться в авиации. Самым ярким представителем является дрон. Чаще всего ИИ используют для наблюдения и отслеживания каких-то неполадок. Так при поломке линии электропередачи не выезжает бригада, чтобы осмотреть все участки, а посылается дрон со встроенной системой искусственного интеллекта. Сопоставляя картинку, проецируемую с камер, с фотографиями из базы данных, компьютер способен обнаружить поломку и сообщить уже точные координаты ремонтной группе. Но если посмотреть дальше и более масштабно и добавить базовый искусственный интеллект как помощник пилотам гражданской авиации? Так ли это будет эффективно с экономической точки зрения?

Активное участие в развитие технологии принимает государство. Вводятся программы по развитию роботизированных сервисов, при этом сокращается число людей и создаётся автоматизация работы программного обеспечения. Расширяется функционал программных систем. Разрабатываются новые методики ускорения работы ИИ, вводятся ограничители такие, как ограниченное количество исходных данных, сокращение времени на выполнение операции. Искусственный интеллект чаще применяется в обычной жизни, что повышает интерес как простых людей, так и у разработчиков. Тем самым разработчики стараются усовершенствовать изделия и сделать их более конкурентоспособными по критерию качества или функционала.

Разработка механизма импортозамещения для устойчивого развития предприятий авиационной отрасли

Коваленко В.Д.

Научный руководитель — Тихонов А.И.

МАИ, г. Москва

Актуальность использования механизмов импортозамещения при организации производства современной продукции авиапромышленности военного и гражданского назначения обусловлена тем, что авиационная промышленность является приоритетной отраслью российской экономики, и в современных условиях ее развитие является ключевым фактором успеха в устойчивом развитии России. В процессе реализации уже запущенных программ по импортозамещению возникают проблемы, которые отрицательно влияют на развитие высокотехнологичных отраслей промышленности, не позволяя добиться ожидаемого эффекта от импортозамещения. При этом, одной из главных проблем является отсутствие оптимального механизма импортозамещения в отдельных отраслях, в том числе в авиапромышленности.

Целью исследования является описание механизма импортозамещения для устойчивого развития предприятий авиационной отрасли.

В процессе исследования использовались теория принятия управленческих решений, методы финансово-экономического и системного анализа, методы экономико-математического моделирования, методы и процедуры информационного и производственного менеджмента. Основными источниками исходной информации послужили нормативные и инструктивно-методические документы Правительства РФ, Минпромторга России и его головных институтов, ПАО «Объединенная авиастроительная корпорация» и других предприятий и корпораций в составе Госкорпорации «Ростех», материалы ведомств, регулирующие развитие военного и гражданского авиастроения, а также материалы российских и зарубежных научных печатных и электронных изданий в области импортозамещения, данные федерального и ведомственного статистического наблюдения за производственно-хозяйственной деятельностью предприятий авиастроения, а также других источников (научных публикаций, периодической печати, официальных сайтов отечественных и зарубежных компаний).

Предлагаемый механизм импортозамещения для устойчивого развития предприятий авиационной отрасли предполагает прохождение определённых этапов, качественно улучшающих положение предприятий авиационной отрасли за два года, определенных Минпромторгом России. Акцент в механизме делается на продукцию и предполагает существенную долю привлеченных инноваций в авиационную промышленность.

Список литературы

1. Тихонов А.И., Просвирина Н.В. Импортозамещение в авиационной промышленности. Монография. М.: Знание-М, 2022. — 178 с.
2. Социально-экономическое положение России. 2021 г. [Электронный ресурс]: Росстат. — Режим доступа: <https://rosstat.gov.ru/storage/mediabank/i1RlgJuR/осн-06-2021.pdf> (дата обращения 25.08.2023)
3. Импорт Российской Федерации: итоги 2021 года [Электронный ресурс] // Открытый журнал. — Режим доступа: <https://journal.open-broker.ru/research/import-rf-itogi-2021-goda/> (дата обращения 25.08.2023)
4. Восемь лет санкций против России. [Электронный ресурс]: РБК. — Режим доступа: <https://www.rbc.ru/politics/11/10/2021/5bffb0f09a79470ff5378627> (дата обращения 20.07.2023)
5. Приказ Минпромторга России от 02.08.2021 № 2914 «Об утверждении Плана мероприятий по импортозамещению в отрасли гражданского авиастроения РФ на период до 2024 года» [Электронный ресурс]: Законы, кодексы и нормативно-правовые акты РФ. — Режим доступа: <https://legalacts.ru/doc/prikaz-minpromtorga-rossii-ot-02082021-n-2914-ob-utverzhenii/> (дата обращения 30.08.2023)
6. Ларин С.Н., Знаменская А.Н., Стебеньева Т.В. Анализ мероприятий по импортозамещению в стратегии развития ведущих секторов российской экономики // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. — 2017. — № 5 (350).
7. Лисицкая Т.С., Акулова Н.В. Устойчивое развитие компаний авиационно-промышленного комплекса // МНИЖ. 2019. № 2 (80).

8. Митанова А. И., Суркова Е. В. Теоретические основы импортозамещения на предприятиях авиационной промышленности // Гуманитарные, социально-экономические и общественные науки. — 2020. — № 8.

9. Ситникова Л.В., Будник Е.Е., Гумерова Г.Ф. Влияние политики импортозамещения на деятельность предприятий оборонно-промышленного комплекса // МНИЖ. — 2016. — № 4-1 (46).

10. Артюшик В. Д., Тихонов А. И. Применение методов прогнозирования спроса на авиационные двигатели в условиях импортозамещения на примере АО "Объединенная двигателестроительная корпорация" // Московский экономический журнал. — 2020. — № 1.

11. Строев В.В., Чуев С.В., Тихонов А.И. Организация системы импортозамещения на основе многоуровневого экономического объединения в авиастроительном комплексе. Естественно-гуманитарные исследования. 2023. № 46 (2).

12. Тихонов А. И. Повышение конкурентоустойчивости предприятий машиностроения за счет реализации программы импортозамещения // Вестник Академии знаний. – 2020. – № 3 (38).

13. Паспорт государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности» [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://programs.gov.ru/Portal/program/17/passport> (дата обращения 30.09.2023)

14. ФТС России: данные об экспорте-импорте России за январь 2022 года [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://customs.gov.ru/press/federal/document/329649> (дата обращения 20.09.2023)

Прогнозирование спроса на рабочую силу предприятий ОПК в современных экономических условиях

Козлов А.Е.

АО ААК «Прогресс», ДВФУ, г. Арсеньев

Для любого предприятия, отрасли, государства положение среди других обуславливается экономическим развитием и потенциалом. В условиях СВО экономический, как и производственный потенциал начинают приобретать очень большой смысл, однако экономическое развитие невозможно без квалифицированного персонала. Данная статья посвящена статистическому изучению рабочей силы и последующему её прогнозированию. Особенно актуальным становится изучение данного вопроса в такой отрасли промышленности, как оборонная, позволяя решить множество проблем, как для государства, так и для предприятий ОПК. В статье приводится обзор литературы и трактовок понятия «рабочей силы», а также методологических подходов, характеризующих рабочую силу. Описанные в статье проблемы формирования рабочей силы позволили реализовать информационную базу показателей, необходимых для дальнейшего прогнозирования спроса на рабочую силу конкретных предприятий ОПК, задействованных в исполнении гособоронзаказа в современных экономических условиях. Рассмотрены элементы рабочей силы и факторы, влияющие на прогнозирование спроса на неё с позиции скорости изменений и структурных трансформаций. Проанализированы направления и изменения общей численности рабочей силы в период с 1991 года по 2021 год как в целом по стране, так и в частности, конкретного предприятия оборонно-промышленного комплекса. Указанный период позволяет наиболее полно оценить проблематику спроса на рабочую силу. В результате выявлены зависимости наиболее значимых факторов, влияющих на прогнозы спроса на рабочую силу и произведен расчет прогнозируемого спроса на рабочую силу в авторском приложении, разработанном в объектно-ориентированной среде программирования Borland Delphi.

Создание информационной системы «Электронное дело изделия» с целью управления электронными технологическими данными, возникающими на этапе производства изделий АТ

Коневская Е.Е.

Научный руководитель — Бородулина Ю.О.

Филиал ПАО «ОАК» — КнААЗ им. Ю.А. Гагарина, г. Комсомольск-на-Амуре

На КнААЗ впервые в авиационной отрасли осваивается и внедряется практика применения, реализации и порядка работы с электронным делом изделия. Проведены цифровизация процессов формирования документов, составляющих технологическое дело изделия; исследован IT-ландшафт предприятия с целью выявления принципов работы, взаимодействия, особенностей интеграции информационных систем, функционирующих на КнААЗ. Детально описаны все бизнес-процессы, участвующие в формировании дела изделия; разработана матрица ответственности и совокупности атрибутов, имеющихся в документах, входящих в состав дела изделия. Рассчитаны показатели финансово-экономической эффективности проекта. Ведутся работы по опытному проектированию и разработке информационной системы «Электронное дело изделия». КнААЗ является идейным основателем проекта и пилотной площадкой по его внедрению в производство.

Дело изделия — это оформленный комплект документов, отражающий последовательность выполненных работ по технологическому циклу изготовления, результаты контроля изготовления и испытаний составных частей и изделия в целом, информацию о комплектующих изделиях, входящих в состав экземпляра изделия, индивидуальные особенности конкретного экземпляра изделия.

В настоящее время формирование дела изделия происходит в бумажном виде, присутствует человеческий фактор при определении и фиксации параметров производственной среды исполнения технологических процессов, имеются случаи искажения информации, ошибочного внесения данных, подписей. Данные факторы снижают эффективность производственного процесса и замедляют процесс сдачи изделия авиационной техники (АТ), за счет большого объема бумажных документов, входящих в дело изделие, времени, затраченного на перемещения с целью согласования их собственноручного подписания. Дело изделия на один экземпляр АТ состоит из 60 томов по 600-700 листов, общий объем 39 000 листов, что соответствует 78 пачкам бумаги! При дальнейшей необходимости поиска нужного документа по делу изделия необходимы неоправданные потери рабочего времени (оформление разрешения на допуск в архив, пересмотр большого количества описей и полок).

Процесс формирования дела изделия в бумажном виде является трудоёмким и ресурсозатратным. После реализации проекта формирование дела изделия представляет собой совокупность электронных документов, подписанных электронной подписью, хранящихся на одном ресурсе в информационной системе.

Создание единого информационного пространства в области метрологического обеспечения на примере производства авиационной техники

Кувшинова Т.Ю., Камиль Р.Ж., Елена Ю.Г.

Филиал ПАО «ОАК» — НАЗ «Сокол», г. Нижний Новгород

В статье рассматриваются проблемы потерь рабочего времени в ходе оформления метрологических работ в Филиале ПАО «Объединенная авиационная корпорация» — Нижегородском авиационном заводе «Сокол». На основе их анализа разрабатывается предложение по повышению эффективности работ через цифровизацию процессов и формирование единого информационного пространства в области метрологического обеспечения производства.

Цель: Оптимизировать процессы метрологического обеспечения Филиала ПАО «ОАК» — НАЗ «Сокол» в части учета средств измерений и результатов метрологических работ, за счет формирования единого информационного пространства.

Сущность:

В настоящее время в филиале ПАО «ОАК» — НАЗ «Сокол» для учета средств измерений (далее — СИ) и метрологических работ в соответствии со стандартами организации выполняются следующие работы:

- формирование и ведение графиков поверки и калибровки;
- ведение журналов приемки, поверки (калибровки) и выдачи средств измерений;
- оформление протоколов поверки и калибровки;
- оформление свидетельств о поверке и сертификатов о калибровке;
- занесение результатов о поверки и калибровки в автоматизированной системе Метрология (далее — АС Метрология).

В связи с изменениями и постоянным совершенствованием законодательной базы появились дополнительные требования по передаче сведений о каждой поверке в Федеральные государственные информационные системы Аршин и Росаккредитация (далее — ФГИС Аршин и Росаккредитация). Это увеличило время оформления результатов поверки средств измерений.

Все перечисленные работы перекликаются между собой и по большей части дублируют заносимую информацию (до 7 раз), трудозатратны и отнимают много времени.

Данные процессы в соответствии с МИ 2322-99 не находятся в структуре трудозатрат на поверку (калибровку) средств измерений, и поэтому являются потерями.

Имеющееся программное обеспечение в текущей ситуации устарело и не охватывает все современные требования законодательства РФ и действующих стандартов, а также не удовлетворяет запросам его потребителей.

В связи с текущей ситуацией для метрологической службы актуально внедрение новой современной автоматизированной системы.

Предлагается разработать и внедрить информационную систему метрологического обеспечения производства и необходимые технические средства, которые сократят имеющиеся потери и сделают процессы «удобными» для сотрудников и руководства.

Применение принципов бережливого производства в процессе цифровизации современных аэропортов

Курушина И.А., Ковбасюк М.А.

Научный руководитель — Мезина Н.А.

МАИ, г. Москва

Пандемия Covid-19 разделила всю нашу жизнь на до и после. Она внесла коррективы абсолютно во все сферы. Нет ни одной отрасли промышленности, услуг, да и просто повседневной жизни, которая осталась абсолютно прежней. Авиационная и туристическая индустрии, причем аэропорты различных масштабов и назначений, стали одними из наиболее пострадавших направлений деятельности, поскольку именно авиация отреагировала наиболее остро на условия случившегося кризиса.

Бесспорно, авиационная отрасль начинает постепенно восстанавливаться, правда, снижение количества международных рейсов стало еще одним непрестым испытанием, поэтому менеджмент авиакомпаний и аэропортов находится в постоянном поиске путей скорейшего выхода из сложившейся ситуации. Здесь на помощь могут прийти два тренда современности, это цифровизация как элемент технических инноваций, и философия бережливого производства как элемент инноваций управленческих.

В проекте рассмотрен опыт применения цифровых технологий в аэропортах мира и ряде отечественных транспортных узлов и предложены механизмы интеграции данных методов с инструментами Лин-технологий.

Еще до начала пандемии аэропорты активно инвестировали в новые инициативы и программы по цифровизации. Но пандемия стала своего рода катализатором данного процесса, она значительно повлияла на увеличение масштабов и скорости этих изменений во всей системе, связанной с путешествиями.

Цифровизация сегодня повсеместно вошла в нашу жизнь. Цифровизация, как говорится, «нет худа без добра», при всей ее вынужденности и неизбежности привнесла в нашу жизнь очень много пользы и стала своего рода фактором роста, значительно повлияв на оптимизацию процессов, ускорения обслуживания без потери его качества, соответствия современным

тенденциям для поддержания авиапредприятия на конкурентоспособном уровне, повысив рейтинг в том числе и туристических достопримечательностей для авиапутешественников.

Основными задачами развития цифровизации стало:

- повышение доступности воздушного транспорта: снижение стоимости авиабилетов, расширение возможностей для покупки авиабилетов через интернет и т. д.
- развитие маршрутной сети: увеличение количества направлений, расширение географии полетов, улучшение качества обслуживания на борту самолетов.
- модернизация и повышение конкурентоспособности транзитных перевозок: улучшение инфраструктуры аэропортов, обновление парка самолетов, повышение квалификации персонала.
- разработка оптимальных логистических решений: создание удобных маршрутов для путешественников, улучшение конкурентоспособности транзитных перевозок, оптимизация времени ожидания в аэропорту.
- анализ и разработка дополнительных услуг в аэропорту: улучшение качества питания, увеличение количества магазинов и зон отдыха, расширение возможностей для проведения досуга.
- повышение уровня удовлетворенности посетителей: улучшение качества обслуживания, уменьшение времени ожидания, создание комфортной обстановки для пребывания в аэропорту.

Для региональных аэропортов это проблема стоит довольно остро, так как зачастую инфраструктура аэропортов не соответствует современным представлениям о качестве обслуживания и не соблюдаются необходимые условия для обеспечения безопасности, что приводит к сложностям в межрегиональном сообщении.

При этом очевидно, что авиационный транспорт играет важную роль в экономике любого региона и является одним из основных способов взаимодействия, а для ряда отдаленных территорий — вообще единственным. Наличие аэропорта, доступность воздушного транспорта как гражданского, так и грузового назначения являются ключевыми факторами повышения конкурентоспособности региона. Сегодня мы видим какое количество проблем, затрат, как финансовых, так и временных, связано с установлением бесполетной зоны над частью территории юга и центральной в целях безопасности участников воздушного движения. Для достижения социальных целей, улучшения мобильности граждан, развития бизнеса и экономики регионов необходима комплексная модернизация аэропортов за счет внедрения новых технологий.

Для оценки целесообразности и экономической обоснованности тех или иных нововведений в работе была построена карта процесса создания ценности с точки зрения пассажира аэропорта, дана оценка существующих потерь, а также предложены способы их устранения за счет применения современных цифровых технологий.

Список используемых источников:

1. BAYOMETRIC [Электронный ресурс]– Режим доступа: <https://www.bayometric.com/the-use-of-biometric-access-control-systems-inairports/>
2. AIRPORT TECHNOLOGY [Электронный ресурс]–Режим доступа: <https://www.airport-technology.com/features/contactless-airport-boardingbiometric-technology-with-sita/>
3. AIR TRANSPORT INDUSTRY INSIGHTS. [Электронный ресурс]– Режим доступа: <https://www.sita.aero/resources/type/surveys-reports/airline-ittrendssurvey-2015>
4. Воробьев В. О. Цифровизация аэропорта — насущное требование времени. — Текст электронный // Журнал «Вестник связи». № 3.2022 (11)
5. Big data в авиационной отрасли: варианты применения. — Текст электронный // Международный научно-исследовательский журнал. № 5 (107). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/big-data-v-aviatsionnoy-otrasli-varianty-primeneniya/viewer>
6. Новые технологии авиаперевозок. — Текст электронный // Информационный бюллетень НИУ ВШЭ. URL: <https://issek.hse.ru/trendletter/news/211410732.html>
7. Полешкина И. О., Васильева Н. В. Технология blockchain как инструмент управления цепями поставок с участием воздушного транспорта. — Текст электронный // Научный вестник МГТУ ГА. Том 23. № 2 (72). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/tehnologiya-blockchain-kak-instrument-upravleniya-tsipyami-postavok-s-uchastiem-vozdushnogo-transporta/viewer>
8. Соколов О. А., Васин И. Ю. Внедрение биометрических технологий для обслуживания пассажиров в аэропортах. — Текст электронный // Журнал «Научный лидер». 2023. № 10 (108). URL: <https://scilead.ru/article/41118-vnedrenie-biometricheskikh-tekhnologiy-dlya-o>

9. Транспортная стратегия Российской Федерации до 2030 года с прогнозом на период до 2035 года. — Текст электронный // Минтранс. URL: <https://mintrans.gov.ru/documents/8/11577>

10. Технологические тренды в аэропортах. — Текст электронный // Портал TAdviser статья от 20.12.2019. URL: <https://www.tadviser.ru/a/429933>

11. Цифровая трансформация в авиатранспортной отрасли. — Текст электронный // Газета «Транспорт России». 15.06.2022. URL: <https://transportrussia.ru/razdely/vozdushnyj-transport/8901-tsifrovaya-transformatsiya-v-aviatransportnoj-otrasli.html>

12. Соколов, О. А. Цифровая трансформация аэропорта / О. А. Соколов, А. Л. Полигаева. — Текст : непосредственный // Молодой ученый. — 2023. — № 18 (465). — С. 23-25. — URL: <https://moluch.ru/archive/465/102212/> (дата обращения: 28.09.2023).

Лизинг как альтернативная форма финансирования для промышленных предприятий

Кутурин Н.С.

Научный руководитель — Калошина М.Н.

МАИ, г. Москва

Лизинг — это вид финансовых услуг, суть которого заключается в финансировании приобретения основных фондов за счет приобретения лизинговой компанией активов у поставщика, с последующей их передачей в долгосрочную аренду клиенту-лизингополучателю (предприятию) с возможностью последующего выкупа. Лизинг представляет собой перспективный финансовый инструмент для отечественных предприятий, поскольку служит эффективным механизмом стимулирования спроса на промышленные товары. В то же время это открывает возможности для модернизации основных фондов, тем самым повышая конкурентоспособность внутри сектора. Модернизация существующих предприятий и создание новых производственных кластеров требует значительных инвестиций, что, в условиях дефицита денежных средств, создает спрос на альтернативные формы и методы финансирования. Несмотря на высокий уровень развития рынка лизинговых услуг в России, крупные предприятия демонстрируют нежелание использовать этот вариант финансирования в качестве основного средства приобретения оборудования и активов, игнорируя преимущества лизинга как формы привлечения заёмного капитала. Лизинг может быть ценным инструментом при разумном использовании, и понимание его преимуществ имеет важное значение для принятия обоснованных финансовых решений. Тем не менее, такая форма финансирования не лишена недостатков по сравнению с получением кредита. Предприятиям важно тщательно оценить свои уникальные потребности, финансовое положение и долгосрочные цели, чтобы определить, является ли лизинг наиболее выгодным вариантом для конкретных обстоятельств.

Разработка методов улучшения и совершенствования организационно-управленческих процессов при проектировании высокотехнологичной продукции

Лунев В.С., Андреева Э.Э.

МАИ, г. Москва

Организационно-управленческая деятельность на предприятии, полностью или частично задействованного в проектировании продукции, которая осуществляется при помощи немалого количества специалистов и экспертов, а также при помощи высоких технологий, является неотъемлемой частью процесса, результатом которого будет очередной успешно реализованный проект.

В настоящее время большое количество предприятий, вовлечённых не только в производство и промышленную деятельность, но и в деятельность, связанную с проектированием продукции, обращают пристальное внимание на те факторы, которые способны оказать существенное положительное влияние на результаты проведённых работ, в то же время способных отрицательно повлиять на весь ход рабочего процесса при отсутствии их должного учёта. В связи с этим необходимо не только понимание важности этих факторов, но и оценка возможных последствий от их полного или частичного игнорирования.

Именно поэтому проектирование высокотехнологичной продукции уже сейчас невозможно представить без тщательно продуманных организационно-управленческих процессов, нуждающихся в периодическом обновлении и совершенствовании в условиях постоянно меняющихся реалий современности, требующих адаптации.

Основной целью работы является разработка методов улучшения и совершенствования организационно-управленческих процессов при проектировании высокотехнологичной продукции ПАО «ОАК» «ОКБ Сухого».

Проанализированы и выявлены основные особенности проектирования высокотехнологичной продукции с помощью электронного макета изделия. Рассмотрены его отличительные черты, потенциальные возможности, которые он дает, ключевые этапы реализации, на примере авиационной техники.

В работе проведен тщательный анализ существующих организационно-управленческих процессов при проектировании высокотехнологичной продукции в ПАО «ОАК» «ОКБ Сухого»; рассмотрен опыт российских и зарубежных компаний в процессе проектирования высокотехнологичной продукции; предпринята попытка создания оптимизированной укрупнённой схемы организационно-управленческих процессов в ПАО «ОАК» «ОКБ Сухого», предложен ряд мероприятий по ее совершенствованию и спроектирован алгоритм внедрения данных мероприятий.

В связи с тем, что разработка электронного макета изделия и управление им должны осуществляться в единой среде информационной инфраструктуры как для разработчиков, так и для изготовителей, делается акцент на целесообразность применения специализированных компьютерных программных средств и единых электронных процедур, поддерживаемых автоматизированной системы управления данными об изделии.

Вывод продукта на международный рынок на примере предприятия ПАО «Яковлев»

Мухина А.М.

Научный руководитель — Землянская Н.Б.
МАИ, г. Москва

Важным направлением развития любого сектора экономики является внешняя торговля. Расширение деятельности организации на внешние рынки увеличивает для нее возможности получения доходов, создает стимулы для повышения конкурентоспособности, способствует формированию доходной части бюджетов всех уровней.

Особую значимость развитие внешнеторговой деятельности приобретает для компаний, функционирующих в отраслях с высоким уровнем конкуренции на национальных отраслевых рынках и стремящихся укрепить свои позиции осваивая внешние рынки. Развитие экспортного потенциала страны за счет активации внешнеторговой деятельности экономических агентов рассматривается как одна из предпосылок достижения стратегических приоритетов лидерства в глобальной экономике.

Несмотря на достигнутые результаты в исследовательской практике в рамках тематики диссертационного исследования, ее предметная область, круг проблем остаются не исчерпанными и нуждаются в дальнейшем изучении. Как следствие, актуализируется потребность в разработке рекомендаций, направленных на совершенствование управления внешнеторговой деятельностью, в условиях высокого уровня турбулентности внешней среды, мировых рынков товаров и динамичной смены полярностей в возможностях и угрозах развития внешнеторговой деятельности.

Для этого компания должна разработать стратегию выхода на внешний рынок, которая будет включать выбор целевых рынков, анализ и адаптацию продукции под требования этих рынков, выбор оптимальных методов и стратегий продвижения продукции, оценку рисков и определение плана действий.

В данном исследовании были изучены теоретические и методологические основы проблемы выхода предприятий на внешний рынок. Были выявлены мотивы, факторы и методы реализации такого выхода. Также были обобщены стратегические основы формирования стратегии выхода на внешний рынок и выделены ее атрибутивные символы и функциональные составляющие.

Анализ компании ПАО «Яковлев» позволил выявить ее особенности и потенциал для выхода на внешний рынок. Были сделаны стратегические решения по выбору внешних рынков для реализации продукции компании. На основе этого была разработана стратегия выхода компании ПАО «Яковлев» на внешний рынок. В этой стратегии были определены целевые рынки, методы продвижения продукции и план действий.

Таким образом, основной результат исследования заключается в разработке научно-практических положений по разработке стратегии выхода компании ПАО «Яковлев» на внешний рынок. Это позволит компании эффективно использовать внешнеэкономическую сферу деятельности для своего развития и повышения конкурентоспособности.

Вместе с тем, ПАО «Яковлев» можно рассматривать внешний рынок как еще один канал сбыта. Наиболее оптимальным подходом к управлению предприятием, сегодня принято считать – функциональный подход. Он применим и к внешнеэкономической деятельности.

Объективными результатами такого подхода к управлению организацией и в частности к внешнеэкономической деятельности компании, являются увеличение численности управленческого персонала, упрощение взаимодействия между подразделениями, устранение препятствий для внедрения новых технологий и повышение конкурентоспособности на внешнем и внутреннем рынке.

Целью разрабатываемой в настоящее время программы продвижения продукции является увеличение продаж ПАО «Яковлева» на 20 % по сравнению с предыдущим годом.

В качестве основных инструментов продвижения предлагается следующее:

- рассылка коммерческих предложений по электронной почте;
- прямое предложение клиентам официального партнерства;
- оптимизации веб-сайта и его контента с целью улучшения его видимости в результатах поисковых систем.;

• размещения рекламных объявлений на интернет-площадках, которые соответствуют контексту поисковых запросов пользователей или тематике веб-сайтов;

• участие в значимых отраслевых форумах, конференциях, выставках, как отечественных, так и международных.

Для успешной работы с клиентами на рынке необходимо обладать глубоким пониманием их потребностей, предпочтений и запросов. В этом контексте каналы продаж играют важную роль, так как именно посредством этих каналов компании взаимодействуют с клиентами и предлагают свои товары или услуги.

Каждый клиент индивидуален и ему требуется уникальный подход. Это означает, что компании должны использовать различные каналы продаж в зависимости от потребностей и предпочтений клиента. Например, одному клиенту может быть удобно покупать товары через интернет-магазин, другому — посещать физический магазин и получать консультацию от продавца.

Кроме того, компании должны формировать уникальное предложение для каждого клиента. Это может включать индивидуальные скидки, акции, подарки или дополнительные услуги, которые делают предложение более привлекательным для конкретного клиента.

Особый подход к каждому клиенту требует от компании гибкости и адаптивности. Компания должна быть готова изменять свою стратегию продаж в зависимости от потребностей клиента, а также быстро реагировать на изменения на рынке и конкуренцию.

Таким образом, для достижения поставленных результатов ПАО «Яковлева» важно создавать и заводить разнообразные каналы продаж, формируя уникальные предложения для каждого клиента.

Оценка эффективности цифрового моделирования при проектировании авиационных двигателей нового поколения с учётом стратегической

безопасности

Набиева Д.Г.

Научный руководитель — Бурдина А.А.

МАИ, г. Москва

Существенное влияние на характеристики эксплуатации авиационных двигателей оказывает их экономическая эффективность. По многим показателям, в том числе и экономическим,

оценивают соответствие двигателя нового поколения заявленным требованиям к его конструкции и техническим характеристикам. Актуальность исследования состоит в изучении методов оценки эффективности существующих авиационных двигателей [Солонин В.Н., Палкин В.А., 2014]. Целью проекта по разработке или модификации двигателя выделяется, наряду со снижением издержек, повышение стратегической эффективности изделия [Бурдина А.А. и др., 2021]. Традиционные способы испытания авиационных двигателей на натурных стендах требуют больших временных затрат и установки дорогостоящего оборудования. В связи с этим, актуальным является внедрение вычислительного эксперимента и виртуальных стендов как альтернатива натурным стендам. Таким образом, целесообразно разработать методику оценки эффективности разработки и внедрения цифрового моделирования при проектировании опытного образца авиационного двигателя нового поколения с целью обеспечения стратегической эффективности [Нечаев Ю.Н. и др., 1988].

Определены задачи цифрового моделирования, определены требования к виртуальному стенду, был проеден анализ существующих программных комплексов для построения виртуальных стендов. Для оценки эффективности цифрового моделирования была предложена функция эффективности моделирования, которая включает в себя параметры оценки эффективности.

Практический подход к повышению квалификации сотрудников на предприятиях путем использования искусственного интеллекта

Омельченко В.В., Лукьянов М.О.

АО «КТРВ», г. Королев

В последние годы тема искусственного интеллекта (ИИ) стала основным объектом в сфере IT-разработки. Несмотря на постоянное развитие научного подхода к ИИ, квалификация работников на производстве не возрастает с той же скоростью, что и требования технологий. Для понимания работы методов искусственного интеллекта необходим новый подход к обучению, который позволит повысить квалификацию рабочих на производстве. Технология, описываемая в статье, предлагает методологию интеграции искусственного интеллекта (ИИ) в производственную среду и использования знаний сотрудников в рамках двустороннего обучения.

Этот двусторонний метод обучения должен способствовать созданию более эффективных технических решений ИИ внутри предприятия, а также повышению квалификации сотрудников. В настоящий момент имеется много литературы о научных подходах к ИИ, однако отсутствуют широко применяемые методы повышения квалификации работников с производственной направленностью.

Для полной интеграции технологии на предприятии необходимо учитывать не только технические аспекты, но также квалификацию персонала и внутреннюю организацию производства. Интеграция искусственного интеллекта может быть успешной только при участии всех сотрудников предприятия, а не только специалистов по информационным технологиям.

Для демонстрации разработанного метода обучения приводится пример сборочной линии, интегрированной в учебную систему производства. В качестве наглядности к визуализации изображения и самого процесса была выбрана сборочная линия.

Для классификации неисправностей используются алгоритмы машинного обучения в виде двух отдельных архитектур нейронных сетей.

Автоматизированная система управления запасами и поставщиками

Пяткова Е.В., Тареева Е.Д., Лузик А.Д.

Научный руководитель — Антипов Д.В.

Самарский университет, г. Самара

Управление поставками является актуальной проблемой для современных компаний. Ведение эффективных поставок является ключевым фактором для обеспечения успешной работы организации. Для достижения эффективности в управлении поставками необходимо учитывать две основные стороны этой проблемы: управление запасами и оценка поставщиков.

Управление запасами играет важную роль в обеспечении бесперебойной работы компании. Недостаточные запасы могут привести к простоям в производстве, а избыточные запасы могут снизить эффективность использования ресурсов и увеличить затраты на хранение и утилизацию. Для оптимизации управления запасами была разработана автоматизированная программа, которая позволяет компаниям эффективно планировать и контролировать свои запасы.

Модель запасов, разработанная в рамках данной программы, содержит полный список используемой и производимой продукции, а также статистические данные о ее расходе и приходе. Данные обрабатываются с использованием методик ABC- и XYZ-анализа, что позволяет выявить ресурсы, на которых следует сосредоточить усилия на наиболее значимых продуктах. В результате получается лаконичная таблица с объемом потребления и коэффициентом вариации, которая помогает компаниям принимать обоснованные решения по управлению запасами.

Другим важным аспектом управления поставками является оценка поставщиков. Выбор надежных и качественных поставщиков является ключевым фактором для обеспечения бесперебойного снабжения компании необходимыми ресурсами. Для оценки поставщиков также была разработана автоматизированная программа, которая позволяет компаниям проводить анализ и выбирать наиболее подходящих поставщиков.

Результаты научного исследования, проведенного в рамках разработки данной программы, могут быть полезны для компаний, стремящихся увеличить эффективность своей деятельности и уменьшить расходы на управление поставками. Разработка инструментов для работы с поставками является важным шагом в развитии компании, так как они положительно влияют на конкурентоспособность и эффективность бизнеса.

Управление поставками является одной из ключевых задач для современных компаний. Оптимизация управления запасами и выбор надежных поставщиков позволяют компаниям снизить затраты, повысить эффективность использования ресурсов и обеспечить бесперебойную работу организации. Разработка автоматизированных программ для управления поставками является важным шагом в развитии организации.

Методика оценки портфелей инноваций на предприятиях ракетно-космической отрасли в рамках диверсификации производства

^{1,2}Родионов Н.В., ¹Загидуллин Р.С.

Научный руководитель — ²Хаймович А.И.

¹АО «РКЦ «Прогресс»,

²Самарский университет, г. Самара

Научно-технологическое развитие аэрокосмической отрасли Российской Федерации в условиях пандемии и политических изменений характеризуется усилением акцента на повышение технологического суверенитета новейших собственных разработок. Рейтинг Российской Федерации по глобальному инновационному индексу составляет 47 позицию и в обеспечении повышения данного показателя диверсификация гражданской продукции на предприятиях оборонно-промышленного комплекса способствует выходу Российской Федерации на лидирующие позиции инновационного рейтинга. В качестве инструментария повышения инновационной активности собственных разработок разработана методика оценки портфелей инноваций, целью которой является повышение качества эксплуатационных характеристик изделий и увеличение рентабельности предприятий аэрокосмической отрасли Российской Федерации. При этом решены поставленные задачи, которые представляют собой реализацию этапов методики. На первом этапе формируется патентный ландшафт проектируемого изделия. На втором этапе проведен анализ патентного ландшафта на предмет использования изобретений на стадиях жизненного цикла изделия. На третьем этапе проведено моделирование объема изобретений, подлежащих к использованию в составе изделия. Также сформированы портфели инноваций с последующей квалиметрической оценкой требований заказчиков к инновациям в части совершенствования конкурентоспособности изобретений по технико-экономическому эффекту и рискам их освоения и внедрения в производственную деятельность. На четвертом этапе проведена квалиметрическая оценка технического и экономического эффектов от потенциального использования собственных инновационных разработок, полученных на базе патентного ландшафта. На пятом этапе осуществлена оценка

взаимосвязи роста технического и экономического эффектов и уровня удовлетворения требований заказчиков изделия. Апробация методики выполнена в рамках модернизации катера «Аквалайн» разработки ракетно-космического центра «Прогресс» в интересах представителей министерства обороны Российской Федерации. Полученные практические результаты позволяют достичь повышения эксплуатационных характеристик не менее чем на 10 %, снижения стоимости создания изделия более, чем на 20 %, а также повышению инновационной емкости изделия на 70 %. Экономический эффект от использования проекта оценивается в 35 000 000 рублей при оформлении собственных результатов интеллектуальной деятельности в качестве нематериальных активов, под залог которых можно осуществить капитализацию средств на реализацию инновационного проекта по созданию катера «Аквалайн».

**Формирование отраслевой экосистемы подготовки
высококвалифицированных кадров для инновационно-технологического
развития промышленного комплекса**

Сайгина Д.В.

Научный руководитель — Семина А.П.

МАИ, г. Москва

Научный консультант — Басова В.П., АНО «Корпоративная сетевая академия»

Современное развитие российской экономики в условиях процессов глобализации, цифровизации, сложной эпидемиологической ситуации, связанной с пандемией COVID-19, изменения ценностей и социальной напряженности, а также формирования новой технологической парадигмы сопровождается соответствующей спецификой развития промышленности, когда на первый план выходят импортозамещение, экономическая и информационная безопасность, а также обеспечение и развитие всех основных составляющих научно-производственного потенциала организаций и предприятий основных отраслей отечественной промышленности и, прежде всего, оборонно-промышленного комплекса (ОПК) РФ как основы обеспечения обороноспособности государства.

Образовательная экосистема, как и любая экосистема, в своей сущности использует взаимовыгодный подход: с одной стороны — кадры, которые в ней обучаются, могут получать огромный перечень знаний и навыков из-за возросших и более эффективных методик обучения, которые возникают за счет взаимодействия с представителями высокотехнологичных организаций и предприятий ОПК; с другой стороны — промышленность получает кадры с необходимыми компетенциями, отвечающими большинству запросов, поступающих от предприятий и организаций ОПК.

Теоретическая значимость диссертационного исследования заключается в возможности использования его основных положений для разработки программ развития экосистемной модели подготовки высококвалифицированных кадров для промышленности в организациях и на предприятиях всех форм собственности в составе основных производственных комплексов РФ, а также при формировании соответствующих образовательных программ и программ ДПО в профильных образовательных учреждениях.

Практическая значимость диссертационного исследования определяется прикладным характером проведенного исследования, его практической направленностью, которая представлена конкретными методами, предложенными в рамках общего механизма, применение которого позволяет значительно повысить уровень эффективности подготовки высококвалифицированных кадров для промышленности. Применение разработанных методов и процедур модернизации нормативно-правового обеспечения развития экосистемы подготовки высококвалифицированных кадров для промышленности, систем наставничества и профориентации, методики по формированию контрольных цифр приема в образовательные учреждения для подготовки квалифицированного персонала для промышленности, а также формирования и внедрения прогрессивных информационных систем управления подготовкой высококвалифицированных кадров для промышленности в современных инновационных и финансовых условиях способствует улучшению процесса принятия решений и проведению необходимых изменений в организациях и на предприятиях высокотехнологичных отраслей промышленности.

Подготовка высококвалифицированных кадров для промышленных высокотехнологичных предприятий может быть рассмотрена как отдельная экосистема, являющаяся неотъемлемым компонентом (подсистемой) производственных и университетских экосистем и объединяющая их отдельные элементы. Экосистема подготовки кадров, по аналогии с биологическими экосистемами, формируется из организаций производственного, научно-образовательного и государственного секторов, взаимодействующих между собой в процессе подготовки и дальнейшего профессионального развития работников промышленных инновационных предприятий.

Управление образовательно-карьерной траекторией команд за счет формирования профессиональных компетенций и специальной подготовки в проектном менеджменте промышленных организаций

Семина А.П.

Научный руководитель — Федотова М.А.

МАИ, г. Москва

Различные российские и зарубежные исследования, которые проводят компании на анализ групповой эффективности, подтверждают важность правильного формирования и развития команды в проекте. В соответствии с ФЗ от 28 июня 2014 г. № 172-ФЗ «О стратегическом планировании в Российской Федерации» в Минэкономразвития разработали стратегию «О стратегическом планировании в Российской Федерации и стратегии социально-экономического развития Российской Федерации до 2035 года», в которой в статье 8 пункта 9 отмечается важность грамотного кадрового обеспечения, повышения производительности труда, а соответственно и работы с командой.

В первой части работы был проведен анализ различных подходов и теорий к командной работе, рассмотрены различные исследования по командной и групповой эффективности, изучена история развития термина «команда»; сформулированы свои определения понятий «команда», «команда проекта», «развитие команды» и введен новый термин «образовательно-карьерная траектория команды проекта» на базе понятий, связанных с историей исследования групповых форм организации труда.

Во второй части проведен анализ социально-психологических и организационно-экономических параметров, которые влияют на команду в проекте; разработана концептуальная схема формирования и развития команды по этапам процесса жизненного цикла проекта в промышленной организации. При реализации образовательно-карьерной траектории необходимо проводить обучение членов команды на этапе «барахтания», «делегирования», а также при завершении данного проекта. Помимо обучения на этих же этапах принимаются решения о карьерном развитии. Оценка команда проходит первичную и 2 повторные. Одну в середине проекта (например, оценку по профессиональным компетенциям), другую на завершении проекта. Оценка на этапе закрытия проекта проводится с учетом получения результатов по проекту. Так, например, в элемент оценки входит проведение итогового совещания по проекту, оценка 360 градусов. На этапе завершения проекта для продолжения развития образовательно-карьерной траектории принимается решение по дополнительному обучению и по поддержании компетенции команды в целом.

Идея автора состоит в том, что команда при завершении проекта не распадается, а продолжает дальше работать вместе. Преимущество этой идеи состоит в том, что в следующем проекте организации не придется проводить формирование и первоначальную оценку команды заново, команда уже является слаженной и сработанной и может намного быстрее, чем другие команды, начать реализацию проекта. Также предлагается начинать формировать команду уже на этапе концепции (в классической модели команду формируют на этапе реализации) проекта для того, чтобы к началу реализации проекта мы смогли оценить различные команды и с помощью прогноза будущей эффективности подобрать наиболее продуктивную.

В третьей части сформирована система оценки и развития команды, в том числе воронка оценки, группа параметров оценки, управленческие решения и решения по обучению на каждом этапе воронки оценки. Предложена оценка будущей продуктивности команды проекта с помощью применения когнитивной карты проекта. Провели оценку 2 команд на предприятии, выявили наиболее эффективную с помощью построения когнитивной модели.

Список использованной литературы:

1. Семина А.П., Федотова М.А. Обзор практики компаний в работе с командами // Экономика, предпринимательство и право. — 2020. — Т. 10. — № 2. — С. 365-376. (0,9 п.л./авт. 0,7 п.л.).
2. Семина А.П. Анализ мирового опыта решения проблем в области развития систем обучения персонала // Наука и бизнес: пути развития. — 2020. — №2(104). — С. 137-140. (0,4 п.л./авт. 0,3 п.л.).
3. Семина А.П. Анализ моделей и подходов в формировании команды компании // Вестник Алтайской академии экономики и права. — 2020. — № 12-2. — С. 399-404 (0,5 п.л./авт. 0,4 п.л.).
4. Семина А.П. Влияние командной формы организации труда на эффективность организации. Формирование "СУПЕРКОМАНДЫ" // Московский экономический журнал. — 2021. — № 11. (0,5 п.л./авт. 0,4 п.л.).
5. Семина А.П. Исследование влияния концепции wellbeing на эффективность удаленной команды // Московский экономический журнал. — 2022. — Т. 7. — № 2. (0,3 п.л./авт. 0,3 п.л.).

Имитационная модель системы производства, технического обслуживания и ремонта авиационной техники на предприятиях авиационной промышленности

Сидоров В.Е.

Научный руководитель — Железняков А.О.

ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Обеспечение исправности и работоспособности сложных технических систем на предприятиях авиационной промышленности определяет необходимость своевременного проведения мероприятий по техническому обслуживанию и ремонту. Однако длительные и непрогнозируемые простои в связи с высокой загруженностью персонала, нечеткость организации ремонтной деятельности, отсутствие необходимых запчастей приводят к увеличению сроков ремонтов и обслуживания сложных технических систем. Прогнозирование отказов сложных технических систем, потребного количества сил и средств, а также времени для восстановления исправности сложных технических систем является достаточно сложным процессом.

Как показывает практика, ремонт проводится в экстренном режиме, во время выполнения периодических или регламентных работ, а отказы устраняются по факту их обнаружения. В данных обстоятельствах работникам предприятий приходится затрачивать значительный объем времени на сбор, обработку и анализ информации, что значительно усложняет планирование, подготовку и учет как ремонтной деятельности, так и работ по обслуживанию.

Внедрение разработанной имитационной модели системы производства, технического обслуживания и ремонта авиационной техники на предприятиях авиационной промышленности является экономически обоснованным с точки зрения сокращения затрат на техническое обслуживание и ремонт, приводя к снижению потерь от простоев, путем планирования и перераспределения работников предприятия в зависимости от их загруженности, позволяя получать и предоставлять более точную и своевременную информацию по организации работ.

Разработанная имитационная модель системы производства, обслуживания и ремонта авиационной техники на предприятиях авиационной промышленности позволяет проводить анализ, обобщать полученные результаты загруженности персонала и применять их при формировании рациональной (оптимальной) численности персонала отделов занимающихся вопросами производства, в зависимости от загруженности и поставленного плана, а также перераспределение персонала отделов занимающихся вопросами технического обслуживания и ремонта в зависимости от интенсивности поступающих заявок на ремонт, а также плана выполнения профилактических работ по поддержанию уровня исправности сложных технических систем. Также имеется возможность, на основе результатов анализа статистических данных, о характерных неисправностях выпускаемой продукции, так и эксплуатируемых сложных технических системах и их составляющих планировать необходимое количество финансовых средств для закупки (производства) рационального (оптимального) количества

запасных частей, для оперативного восстановления исправности, с целью экономии и рационального (оптимального) их расходования на предприятиях ОПК.

Совершенствование системы формирования и развития кадрового потенциала промышленного предприятия

Фокин А.С., Хромова Д.С.

АО «РПЗ», г. Раменское

Актуальность данного исследования проистекает из современных условий развития экономики.

В связи с увеличением уровня конкуренции и проведением модернизации производственного процесса через применение инновационных технологий, промышленным предприятиям необходимо улучшать управление кадровым потенциалом. Профессионализм и компетентность персонала становятся все более важными для успешной работы предприятий. В связи с этим требуется внедрение новых знаний и навыков, что определяет разработку более рациональных систем управления кадровым потенциалом. Это поможет повысить уровень конкурентоспособности и рентабельности промышленных предприятий благодаря максимизации эффекта от использования кадрового персонала.

Современные экономические условия диктуют свои правила, чтобы все промышленные предприятия совершенствовали процессы управления своим кадровым потенциалом. Это связано в первую очередь, с повышением уровня конкуренции и необходимостью изменений в производственном процессе через внедрение инновационных технологий и методов управления. Важным фактором успешного развития таких предприятий является профессионализм и компетентность персонала, который должен применять новые знания и навыки в работе. В связи с этим, промышленные предприятия должны разрабатывать рациональные системы управления кадровым потенциалом, обеспечивающий рост уровня конкурентоспособности и рентабельности деятельности промышленных предприятий посредством максимизации эффекта от использования кадрового персонала.

Экономическое устаревание специализированных активов и его последствие для предприятий аэрокосмической области

Чубышкин Д.М.

Научный руководитель — Косорукова И.В.

МФПУ «Синергия», г. Москва

Специализированные активы играют важную роль в достижении конкурентных преимуществ на рынке, однако со временем подвергаются устареванию, что может снизить их стоимость и эффективность. Эта проблема особенно актуальна для Российской Федерации в связи с ограничениями и санкциями со стороны Европейского Союза и Соединенных Штатов. Кроме того, страна и ее регионы страдают от высокой степени импортозависимости от высокотехнологичной наукоемкой продукции, в частности в аэрокосмической промышленности. Специализированный актив — это актив, который невозможно реализовать отдельно от всего бизнеса из-за его уникальности, особого назначения, конструкции, конфигурации, модификаций, размера или локации. В аэрокосмической сфере специализированные активы характеризуются сложно вычисляемой стоимостью, долгим сроком службы и специфическими характеристиками, что делает их использование исключительным для конкретной деятельности. Рассматриваются признаки экономического устаревания активов, такие как изменение рыночных котировок, технологические изменения и запреты на производство. Также рассматриваются в статье особенности специализированных активов, такие как техническая сложность и синергия с другими активами, ограничения их продажи и оценка стоимости через затратный подход и определение стоимости через денежные потоки и риск. Анализируются последствия экономического устаревания активов, такие как снижение стоимости продукции или потери рынка сбыта, необходимость замены специализированных активов или обновления, а также ограничение возможностей внедрения новых технологий и инноваций

Центр интегрированной дополнительной подготовки специалистов на базе Московского авиационного института

Шакин А.Д., Лухманова Д.А.

МАИ, г. Москва

Работа посвящена разработке проекта по созданию центра интегрированной дополнительной подготовки специалистов на базе МАИ в качестве востребованных компетенций для студентов и выпускников, с привлечением ресурсов всех институтов университета.

Сокращение подготовки менеджеров, экономистов, а также ряда выпускников технических институтов с пяти до четырех лет привело к тому, что в учебных планах пропали очень важные дисциплины, непосредственно связанные с производственной деятельностью.

В частности, у экономистов остались всего две дисциплины: организация производства и организация и нормирование труда. Но и эти две дисциплины оказались, по сути, выхолощены, так как должны опираться на представление студентами конструктивных особенностей производимой техники и технологических процессов ее производства. Сложность авиационной и ракетно-космической техники и технологий настойчиво требуют вернуть объектовую часть подготовки в стены высших учебных заведений.

Несколько лет назад в университете действовала практика параллельного обучения. То есть студенты старших курсов технических институтов (факультетов) могли параллельно получать экономическое образование и на выходе иметь два диплома.

Сегодня целесообразно вернуть эту практику, а также распространить ее на возможность противоположного процесса.

В частности, выпускники пятого института являются востребованными на предприятиях ОДК, многие уже на старших курсах начинают работать, например, на заводе им. Чернышова. При прекрасных знаниях в области экономики и менеджмента они абсолютно не компетентны в двигателях, что не может не создавать для них проблем, либо же придя на Иркут или в ОКБ Сухого выпускники могут столкнуться с той же проблемой в области самолетостроения.

И вот тут на помощь должна прийти предложенная интегрированная программа. Которая позволит выпускнику или старшекурснику получить дополнительные «объектно-ориентированные» знания в требуемой области.

В ходе написания работы были изучены учебные программы всех двенадцати институтов (факультетов) университета и определены знания, умения и навыки, которые они дают студентам и которые могут быть востребованы.

Разработка программы привлечения и адаптации потенциальных молодых специалистов для работы на авиационном предприятии

Яблокова В.В.

Научный руководитель — Мезина Н.А.

МАИ, г. Москва

Основа любого предприятия (организации) — это персонал, который эффективно использует разные виды ресурсов, находящиеся в распоряжении предприятия. В свою очередь ресурсы определяют экономические показатели предприятия и его конкурентоспособность.

Качество производимой продукции, а также достижение целей предприятия напрямую зависит от эффективности работы персонала.

Большую роль на предприятии имеет вопрос формирования кадров особенно в современных кризисных условиях. Предприятие заинтересовано в привлечении кадров с высоким профессиональным потенциалом, так как это является залогом повышения его конкурентоспособности. Для предприятия (организации важно), чтобы новые сотрудники, придя на работу быстро адаптировались на своем новом рабочем месте. Всесторонняя и быстрая адаптация - залог настроения на длительные, крепкие трудовые отношения.

К сожалению, придя на новое рабочее место работники могут увидеть несоответствие реального положения вещей с ожиданиями, поэтому многие работники покидают предприятие в первые три месяца после трудоустройства. Сотрудник, придя на новое место работы, может испытывать чувство отчуждения. Предотвратить это призвана система адаптации.

К ключевым показателям эффективной адаптации можно отнести: чувство собственной причастности к работе организации, ощущение себя членом коллектива.

Управление адаптацией является важной задачей при работе с персоналом организации. Работник, придя на новое рабочее место, вступает в процесс взаимодействия с организацией, он постепенно входит в новые профессиональные и социально-экономические условия труда.

Грамотный проект адаптации позволяет снять многие аспекты неопределенности в отношении внутренней среды организации для нового сотрудника, параллельно являясь эффективным мотивационным инструментом, который помогает руководителю сохранить коллектив и развивать его в творческом направлении.

Цель проекта состоит в разработке предложений и алгоритма совершенствования существующего процесса привлечения и адаптации молодых специалистов авиационного ОКБ Сухого.

Алфавитный указатель авторов

А

Абасова М.М.69
Абу Фадда Т.М.146
Агеев А.Г.17
Алексеева П.А.183
Алексенцев А.А. 39, 149
Алешин К.Г.112
Андреева Э.Э.194
Анисимов Н.С.39
Антонов К.А.78
Арефин В.В.112
Артошин А.А.113
Афанасьев И.Д.114
Афонина Е.В.69
Ахтамьянов Р.М.149

Б

Бабанина О.В.43
Бадаев П.А.82
Байдаков А.О.52
Балабанова В.А.75
Балашов А.Ю.95
Баранов М.С.92
Баранова М.В.49
Башенина Е.М.147
Беличенко М.В.140
Белобородов Е.О.115
Белоконь Д.Г.147
Белоусов Д.А.70
Беляков А.А.127
Бергер Де Соуза Тирза
Охана.92
Березин Евгений40
Блинов П.А.106, 125
Блодов Е.С.93
Богачев А.А.161
Боков П.А.93
Больших А.А.128
Боровских Е.И.128
Бородин И.Д.129
Боршевский С.А.129
Бубликов М.А.148
Букирёв А.С.116

В

Валиев А.А.121
Валиуллин В.В.105

Варкентин В.В.100
Ватаева Е.Ю.70
Вершинина Т.Д.183
Ветошкин В.А.147
Вивчарь Р.М.96
Винникова23
Вовняков А.О.18
Волков А.А.41
Воробьев А.Р.42
Воронка Т.В.18

Г

Габбасов А.Р.148
Габдуллина М.И.149
Гайдайчук Е.А.19
Галанова А.П.17
Галиев Р.Н.82
Гарановский Н.В.131
Гасанбеков К.Н.43
Гаспарян Г.А.184
Гладышев Н.С.27
Глухов С.А.83
Гогаев Г.П.54
Гойхман А.В.132
Гончарова В.И.71
Горчаков А.С.20
Гречкин Н.Л.70
Григорьев Д.П.80
Гритчин Д.М.35, 44
Гуденко А.В.168
Гудков Д.А.117
Гунчин В.К.128
Гураков Н.И.44
Гюльмагомедов Н.Х. 95

Д

Давыдов А.А.62
Данилов М.Д.105
Двухрядко Е.М.88
Дериглазов А.Н.135
Джафаров Э.Э.56
Дмитриев В.К.88
Дмитриев И.Н.71
Должанский М.П.86,
118
Доманин Е.А.84
Дорожкин М.А.141
Дорофеев С.В.140
Дунаев В.В.95

Дуняшев Д.А.119
Дураев С.С.21

Е

Евдокимов Д.В.149
Ежов А.Д.35, 62
Екимовская А.А.133
Елена Ю.Г.191
Емельянов А.А.84
Ерескин И.С.19, 26
Ериков К.М.56
Ермаков Д.П.117
Ермилов А.С.95
Ерошков В.Ю.40
Ершов Д.С.84
Есипов Е.Н.96

Ж

Жарков Д.С.71
Жигунов М.И.23

З

Заварзин С.В.179
Зайцев И.М.109
Зайцева В.А.185
Залата Р.В.72
Захаров С.Л.150
Землянская А.П.186
Земцова Н.В.150
Зубков Н.В.187

И

Иванов И.А.33
Иванова П.И.23
Ивашков С.С.74
Идрисов Д.В.46
Исаев М.А.89
Исправникова О.В.134
Исрафилов Р.Р.84

К

Кабальнов А.К.47
Казанцева А.А.187
Калитаев А.В.79
Калюжный Г.П.48
Камиль Р.Ж.191

Каплунова Е.А.	188
Карина А.Б.	174
Качурин А.О.	32
Кашин Д.Д.	86
Кириллов В.С.	26
Кирюшкина А.С.	113
Киселев В.П.	62
Киселев Д.Ю.	120
Кобелева В.А.	150
Кобец И.И.	30
Коваленко В.Д.	189
Ковбасюк М.А.	192
Ковтунов С.С.	152
Коган А.М.	153
Козлов А.Е.	190
Колганов И.А.	87
Коломзаров О.В.	44
Колпакчи И.С.	34
Коневская Е.Е.	190
Коробов А.С.	49
Коровин В.В.	27
Король Д.Г.	86
Котович И.В.	153
Кривень Г.И.	171
Крылов К.А.	154
Крылов П.В.	97
Крюкова А.К.	74
Кувшинова Т.Ю.	191
Кузнецов А.Ю.	50
Кузнецов М.К.	48
Кулешов Е.Ю.	87
Кулешова В.А.	154
Куликов С.С.	89
Кульбашный И.А.	88
Кумарин А.А.	92
Куплевацкий Д.В.	100
Куприянова Я.А.	24
Купряшов А.В.	155
Курушина И.А.	192
Кутурин Н.С.	194

Л

Лавринов Р.С.	98
Ларин Е.А.	120
Лебедев В.В.	121
Леонов А.В.	157
Липатов М.А.	159
Литарова А.А.	46, 50
Лобов В.А.	121
Логинов П.А.	122
Логунова А.А.	51
Лузик А.Д.	197
Лукащук А.А.	159

Лукьяненко С.Н.	99
Лукьянов М.О.	197
Лунев В.С.	194
Лухманова Д.А.	203
Ляхов П.А.	52

М

Магрицкий А.С.	161
Макарин М.А.	123
Макаров И.К.	123
Макеев И.Р.	162
Малых Д.А.	100
Мариняк А.И.	53
Мартенюк Н.Е.	117
Маслиев А.А.	24
Матвеев С.С.	50
Межуев Д.А.	88
Мельников Д.Е.	135
Миленин А.С.	67
Милославский Я.Г.	124
Михайлов А.А.	18
Михайлов Е.А.	42
Мокров Р.А.	112
Морина З.В.	101
Морозов М.С.	126
Мосийчук М.М.	164
Мусатов Д.В.	51
Мухина А.М.	195

Н

Набиева Д.Г.	196
Надюк А.Д.	53
Накрайников А.Д.	25
Нгуен Ван Нгок.	137
Немцев Д.В.	54
Неретин Ф.А.	165
Никитина В.О.	72

О

Овакимян Д.Н.	19, 26
Овчинников А.А.	149
Омельченко В.В.	197
Орешечкин С.С.	109

П

Павлов Л.В.	103
Панов С.В.	56
Пасичная М.М.	107
Пашков И.В.	57
Пелевин В.С.	39

Переяслов Ю.В.	142
Петров И.Н.	147
Петрова Э.Р.	58
Петрухин В.А.	75
Печенкин А.П.	166
Печенкин Н.С.	88
Пискунов Н.С.	142
Подборцев А.В.	88
Подомарёв И.А.	103
Полетаев А.О.	44, 153
Попов А.Д.	44
Попов А.М.	138
Поспелов Г.А.	26
Потапов М.А.	168
Потапов Н.Д.	59
Походенко М.В.	112
Приходько В.И.	127
Просная О.А.	21
Прохоренко И.С.	43
Пуртов А.И.	126
Пяткова Е.В.	197
Пятыго М.И.	104

Р

Рагушин К.Б.	23
Радмир С.З.	198
Разживин В.А.	147
Ральников Я.В.	174
Рахматуллин Р.Р.	105
Ремшова А.Е.	146
Родин В.Д.	44
Родионов Н.В.	198
Розанова У.А.	76
Ромадов С.В.	30
Ронжин Д.А.	154
Ронжин И.В.	77
Рубан К.Е.	169
Румянцев Н.Е.	27
Рыжков М.Ю.	59
Рыжов Н.М.	170
Рыжова Е.С.	171
Рыманова А.Н.	128
Рябинкин М.С.	78
Рязанов Д.М.	113
Рязанцев К.С.	33

С

Савина Д.Б.	139
Савкин А.В.	78
Сайгина Д.В.	199
Самсонов К.С.	106, 125
Север А.В.	60

Селивановский И.Е.	171
Семёнов А.Г.	146
Семенуха О.В.	172
Семина А.П.	200
Семичастнов А.Е.	91
Сергеев Д.В.	172
Сивуха Д.В.	105
Сидоров В.Е.	201
Сидорова Ю.Ю.	185
Синяев А.Э.	123
Смирнов Д.Д.	18
Соловьев И.В.	174
Солопенко А.Д.	114
Сотсков А.А.	29
Спирагин В.В.	79
Суворов С.М.	21
Сукманов И.В.	174
Сухачёв К.И.	80
Сухов Е.А.	140
Сухоруков П.В.	148
Сучков Р.В.	51
Сюрсин Е.С.	79

Т

Талалаева П.И.	62
Тареева Е.Д.	197
Терехов А.А.	80
Тимонин В.К.	34
Тихомирова М.А.	58
Торубаров И.С.	175
Тошцаков А.М.	62
Трахман Р.А.	30
Триадский Н.Н.	32
Трифонов Г.И.	176
Трофимов А.М.	114
Туряк В.В.	63

У

Уколов Д.А.	106
Унченко И.В.	84

Ф

Федоренко Д.С.	141, 142
Федоринов А.Ю.	143
Федоров А.В.	134
Федоров А.С.	143
Феофилов Д.С.	30
Фокин А.С.	178, 202
Фролова Е.О.	64, 121
Фурсов В.А.	66

Х

Хакимов Д.Р.	32
Хмелева К.М.	179
Ходунов В.А.	89
Ходырев Т.В.	180
Хорошевский К.А.	42
Хромова Д.С.	202
Хубулова А.П.	50

Ц

Цымбал М.Р.	91
-------------	----

Ч

Чаркин Д.В.	67
Черников А.А.	126
Чубарев С.А.	79
Чубычкин Д.М.	202
Чувиковская Е.К.	23
Чуйко Д.С.	106, 125

Ш

Шабалов А.А.	32
Шакин А.Д.	203
Шалынков С.А.	33
Шарунов А.В.	144
Шевко А.В.	34
Шевченко М.О.	107
Шестаков Д.А.	80
Шилов М.С.	35, 153
Ширяев А.А.	67
Шишкин Р.А.	179

Щ

Щеблыкин Д.А.	67
Щегольков А.В.	150
Щур П.А.	180

Э

Эспиноза Валлес.	92
------------------	----

Ю

Юдаев С.А.	170
Юдин А.Д.	107
Юронин М.В.	108
Юртаев А.А.	39

Я

Яблокова В.В.	203
Якимов Н.С.	181
Яковлева В.В.	36
Яковлева К.П.	80
Якубовский С.В.	109
Янгалин Г.Р.	112
Ярцев И.М.	71

ISBN 978-5-00218-808-6



Сборник аннотаций конкурсных работ XV Всероссийского
межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ
и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники
и технологий «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики»

mforum@mai.ru
<https://mforum.mai.ru>

Издательство «Перо»
109052, Москва, Нижегородская ул., д. 29-33, стр. 15, ком. 536
Тел.: +7 495 973-72-28, 665-34-36
Подписано в печать 30.10.2023. Формат 148×210.
Бумага офсетная. Усл. печ. 13 л. Тираж 300 экз. Заказ 997.

Организатор



МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Партнёры и спонсоры



ПАО «Объединенная
авиастроительная
корпорация»



АО «Объединенная
двигательостроительная
корпорация»



АО «Корпорация
«Тактическое ракетное
вооружение»



ПАО «РКК «Энергия»
им. С. П. Королёва»



РОСКОСМОС

Госкорпорация
«Роскосмос»



АО «Вертолёт
России»



АО «Кронштадт»



АО «ОКБ
«Аэрокосмические системы»



НП «Клуб выпускников
МАИ»

