СБОРНИК ТРУДОВ XV ВСЕРОССИЙСКОЙ СТУДЕНЧЕСКОЙ НАУЧНОЙ ШКОЛЫ

«АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ДЕКАДА» 2022

УДК 629.78 ББК 22.317 С23

С23 Сборник трудов XV Всероссийской студенческой научной школы «Аэрокосмическая декада». — М.: Издательство «Перо», 2022. — 269 с.

ISBN 978-5-00204-563-1

Аэрокосмическая декада проводится Московским авиационным институтом ежегодно с 2008 года. В 2022 году местом проведения выбран оздоровительно-учебный центр «Ярополец» МАИ.

2022 год — первый год Десятилетия науки и технологий в России, направленного на привлечение в науку молодёжи, вовлечения исследователей и разработчиков в решение важных для страны задач, повышения доступности информации о достижениях российской науки. Это ставит перед организаторами и участниками Аэрокосмической декады новые научные цели и задачи.

Участниками научной школы стали студенты из ведущих вузов страны, осуществляющих подготовку кадров для авиационной и ракетно-космической отраслей: Московского авиационного института, государственного Балтийского технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Воронежского государственного университета, Казанского технического национального исследовательского технического университета имени А. Н. Туполева, Комсомольского-на-Амуре государственного университета, Рыбинского государственного авиашионного технического Санкт-Петербургского университета имени Π. Α. Соловьева, государственного университета аэрокосмического приборостроения, Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва, МГТУ ГА.

Из года в год повышается уровень представляемых научноисследовательских работ в рамках секций конференции, что позволяет надеяться на дальнейшее развитие отечественной науки в области авиации и космонавтики.

> УДК 629.78 ББК 22.317

ISBN 978-5-00204-563-1

© Авторы, 2022

Оглавление

| Разработка миостимуляционного костюма для |
|--|
| использования в микрогравитации космонавтами |
| Авдиевский Максим Викторович, Бовтута Антон |
| Дмитриевич, Корниенко Андрей Игоревич12 |
| PR в деятельности предприятий аэрокосмической |
| отрасли Аверина Алина Дмитриевна16 |
| К вопросу о необходимости внедрения механизма |
| аварийного сброса топлива на гражданских |
| авиалайнерах нового поколения Аглиуллина Эмилия |
| Азатовна21 |
| Техническое зрение БАС и алгоритмы детектирования |
| особых точек Анисимов Глеб Юрьевич, Семенюк |
| Ксения Алексеевна, Шейгец Андрей Викторович26 |
| Оценка и расчет проектных параметров |
| малоразмерного космического аппарата, |
| предназначенного для отработки отдельных научно- |
| технических решений по Луне Баранов Олег Алексеевич, |
| Момот Елена Юрьевна34 |
| Создание автономной системы управления ракетой- |
| носителем на твердотопливном ракетном двигателе с |
| возможностью передачи данных на наземную станцию |
| Бобров Денис Александрович, Юденков Вениамин |
| Эдуардович, Уткин Владислав Витальевич |
| Система удаленного управления Бобылев Артем |
| Алексеевич, Осипов Алексей Александрович41 |
| Разработка миостимуляционного костюма для |
| использования в микрогравитации космонавтами |
| Γ |

| Бовтута Антон Дмитриевич, Авдиевский Максим |
|--|
| Викторович, Корниенко Андрей Игоревич46 |
| Снижение потерь трения в электронасосных агрегатах |
| в бортовых системах охлаждения летательных |
| аппаратов Боровской Семен Александрович, Кривенко |
| Марина Юрьевна50 |
| Директивный технологический процесс как |
| неотъемлемая часть современной индустриальной |
| модели производства Волков Кирилл Александрович 54 |
| Стратосферные беспилотные дирижабли Воронин |
| Антон Павлович57 |
| Разработка многоразового ракетного двигателя на |
| твердом топливе Геращенко Роман Алексеевич, |
| Руденко Михаил Сергеевич61 |
| Философия проектирования информационно- |
| управляющего поля кабины экипажа гражданского |
| воздушного судна Головин Даниил Альбертович, Лунев |
| Евгений Маркович, Пономарев Кирилл Алексеевич 66 |
| Оценка эффективных режимов работы |
| магниторезонансного плазменного двигателя |
| Грабовский Иван Игоревич69 |
| Разработка приложения для внутренних коммуникаций |
| как способ повышения эффективности |
| производственной деятельности Дорошкевич Софья |
| Олеговна |

| Влияние случаиных процессов на имитационную модель |
|--|
| замкнутой системы автопилота самолета Дружинин |
| Алексей Алексеевич78 |
| Вращающиеся системы – новый вид космических |
| аппаратов Екимовская Анна Алексеевна |
| Разработка модели ракеты «ЧМ-1» с активной |
| системой спасения Жердев Никита Алексеевич, |
| Марченко Светлана Валерьевна85 |
| Анализ методов оценки безопасности ЛА и его систем |
| Жульева Анна Денисовна88 |
| Технология выполнения отверстий под |
| высокоресурсные соединения при стыковке отъемной |
| части крыла с фюзеляжем самолета Загородний |
| Алексей Евгеньевич90 |
| Автоматизированная система анализа гербер файлов |
| для повышения качества трассировки печатных плат в |
| технике специального назначения Зимин Артемий |
| Александрович95 |
| Самолеты амфибии Бартини Иванников Егор |
| Дмитриевич97 |
| Особенности гиперзвукового оружия Иванова Ульяна |
| Ивановна100 |
| Метод намотки композитных конструкций роботом |
| манипулятором Калашников Алексей Сергеевич, |
| Калашникова Диана Андреевна104 |

| Проектирование бортового комплекса модельной |
|---|
| ракеты с активной системой спасения Ковалев Денис |
| Андреевич, Калашников Алексей Сергеевич108 |
| Проблемы разработки пособия по техническому |
| английскому языку в помощь студентам лингвистам - |
| переводчикам для аэрокосмической отрасли Кокутина |
| Александра Сергеевна |
| Численное исследование формирования пелены |
| охладителя за одиночным отверстием различной |
| геометрической формы Колесова Анна Александровна |
| 117 |
| Метод генерации решётчатых структур для |
| аддитивного производства основанный на |
| вокселизации Коробов Константин Сергеевич121 |
| Использование композиционных материалов в |
| ракетостроении Косовский Семен Владимирович, |
| Шинкарюк Николай Сергеевич, Тихомиров Александр |
| Андреевич128 |
| Модульные БПЛА в образовательном процессе Кутилин |
| Глеб Михайлович131 |
| Методика и информационная поддержка планирования |
| технического обслуживания технологического |
| оборудования при экспериментально-опытном |
| производстве Лосев Дмитрий Алексеевич, Фридман |
| Валентина Дмитриевна135 |
| Применение аддитивных технологий и топологической |
| оптимизации для облегчения авиационных агрегатов |

| Мазуров Кирилл Алексеевич, Коробов Константин |
|---|
| Сергеевич |
| Перспективы и проблематика использования |
| композитных материалов в аэрокосмической отрасли в |
| нынешней ситуации Макаров Владимир Александрович |
| |
| Сравнение результатов баллистического расчета |
| ракеты-носителя измерительного оборудования с |
| результатами лётных испытаний Мальцева Оксана |
| Александровна, Карасев Богдан Сергеевич, Подгорная |
| Владислава Игоревна |
| Разработка конструкции малогабаритного |
| плазмотрона для напыления покрытия на внутренние |
| поверхности Марченко Светлана Валерьевна 147 |
| Материалы в самолетостроении: прошлое, настоящее |
| и будущее Мингазов Арслан Исламович152 |
| Использование машинного обучения в протезировании |
| и ортезировании Михалева Светлана Дмитриевна 156 |
| Проектирование установки по исследования аэропоники |
| в условиях космической станции Михеев Владимир |
| Ильич, Кудрицкий Аркадий Николаевич, Клебан Глеб |
| Александрович, Хасин Алексей Андреевич, Субботин |
| Родион Сергеевич159 |
| Расчет первоначальных параметров |
| демонстрационного КА для увода космического мусора |
| с ССО Момот Елена Юрьевна, Баранов Олег |
| Алексеевич163 |

| Рооототехнические комплексы в оослуживании ЛА |
|---|
| Осипов Алексей Александрович, Бобылев Артем Алексевич167 |
| Anerceeou410/ |
| Технология монтажа топливной системы в |
| центроплане самолета с применением аддитивных |
| технологий Пидорич Данил Константинович170 |
| К вопросу о перспективных разработках в сфере |
| космонавтики и многоразовых космических кораблей |
| Плахин Дмитрий Кириллович173 |
| Разработка системы спасения спортивной модели |
| ракеты Погодаев Александр Александрович, Руденко |
| Михаил Сергеевич178 |
| Перспективы использования дирижаблей в |
| гражданских и научных целях Покровский Алексей |
| Владимирович |
| Использование аддитивных технологий в изготовлении |
| пресс-форм для литья по выплавляемым моделям в |
| условиях опытного производства Поляков Сергей |
| Дмитриевич, Богатов Артемий Андреевич186 |
| Разработка программного обеспечения для пуско- |
| наладочных работ БПЛА Прохоров Дмитрий Львович, |
| Сертаков Вадим Владимирович |
| Контроллер тяговых электродвигателей многоцелевого |
| гусеничного робота Родин Федор Михайлович192 |
| Космические пенетраторы как перспективные |
| устройства для освоения космического пространства |
| |

| Рыкалин Андреи Владимирович, Языков Михаил |
|---|
| Дмитриевич196 |
| Влияние формы следования импульсов тока МДО |
| титана и его сплавов на адгезионную прочность |
| клеевого соединения Савельев Добрыня Олегович 199 |
| Приложение для распознавания рукописных цифр |
| Савосина Арина Александровна203 |
| Расчёт базовых проектных параметров элементов |
| системы транспортно-технического обеспечения для |
| программы освоения окололунного пространства |
| Семашкин Никита Михайлович206 |
| Проблемы перевода навигационной информации в |
| аэропорту (с немецкого языка на английский и русский) |
| Семенова Ольга Константиновна209 |
| Практическая разработка квадрокоптера и его |
| программного обеспечения Сертков Вадим |
| Владимирович, Прохоров Дмитрий Львович214 |
| К вопросу о патриотическом воспитании в вузе: |
| страницы истории отечественного авиационного |
| двигателестроения, которыми мы гордимся Слепнёва |
| Дарья Алексеевна218 |
| Создание стенда для испытаний черного ящика на |
| воздействие морского давления Ткачук Мария Олеговна |
| |
| БПЛА – как средство борьбы с птицами в аэропортах |
| Точилин Егор Ленисович Плаксин Артем Олегович 226 |

| Подготовка и проведение экспертизы материалов на |
|---|
| примере прохождения экспортного контроля в МАИ |
| Фридман Валентина Дмитриевна |
| Управление линейными непрерывными |
| детерминированными системами с накоплением |
| информации о состоянии Хвошнянская Елизавета |
| Аркадьевна233 |
| Антиадгезионные наноструктурированные |
| фторуглеродные покрытия на полимерных материалах |
| с наведенным поверхностным зарядом Ходырев Тимур |
| Васильевич, Коваленко Игорь Андреевич, Щур Павел |
| Александрович237 |
| Применение VR/AR технологий при выборе угла |
| стреловидности крыла самолета Черкунов Максим |
| Алексеевич |
| Деятельность советского авиаконструктора Н.Н. |
| Поликарпова Чернега Антон Алексеевич244 |
| Использование БПЛА для экологического мониторинга |
| состояния атмосферного воздуха Чернышук Андрей |
| Олегович, Громаков Антон Алексеевич, Шпилевой |
| Александр Дмитриевич247 |
| Анализ системы предупреждения столкновений |
| самолетов в воздушном пространстве (TCAS) Шейгец |
| Андрей Викторович, Анисимов Глеб Юрьевич251 |
| Применение аддитивных технологий для изготовления |
| формообразующей оснастки Щербина Юрий |
| Вячеславович |

| Михаил Дмитриевич, Рыкалин Андрей Владимирович |
|--|
| обосновывающих эффективность комплекса Языков |
| технического обеспечения космических программ, |
| старт» как элемента системы транспортно- |
| Оценка базовых проектных параметров РКК «Морскої |

Разработка миостимуляционного костюма для использования в микрогравитации космонавтами

Авдиевский Максим Викторович,
Бовтута Антон Дмитриевич,
Корниенко Андрей Игоревич
Научный руководитель – Прокопенко Д.А.
МАИ, Москва

tavdmax1202@gmail.com, toxapakk@yandex.ru

Проблема атрофии мышц стоит особенно остро для каждого члена экипажа МКС. Для поддержания своего здоровья, космонавты регулярно выполняют физические упражнения на специальных тренажерах и уделают этому большую часть своего рабочего времени.

Основываясь на опыте Александра Ивановича Лазуткина, наша команда может выделить несколько основных проблем:

- физические нагрузки занимают большую часть времени, которую возможно было бы превратить в полезную деятельность для науки, самих космонавтов;
- если космонавт перевыполнит поставленную нагрузку, по указаниям штаба, ему придется сократить время на спорт/научную деятельность в пользу восстановления сил.

Данные проблемы побудили нас поставить цель — увеличить время работы над научными проектами, минимизировать время восстановления здоровья космонавта.

На пути к достижению цели наша команда поставила задачи:

- 1) найти изделие со схожим принципом работы, изучить его;
- 2) собрать первый протопит миостимуляционного костюма;

- 3) выявить ряд проблем, возникающих при использовании костюма другими, не похожих друг на друга, людьми;
- 4) доработать прототип, работающий под индивидуальные особенности носителя;
- 5) совместное производство оболочки костюма с AO «НПП «Звезда»;
 - 6) производственные испытания;
 - 7) непосредственное использование костюма.

устройство В сочетании другими тренажерами позволяет улучшить физическое состояние космонавта и при этом сократить время космонавта спортом. Электромиостимулятор, за счет электрических импульсов будет вынуждать угнетаемые которые сложнее всего разрабатывать мышшы, условиях космической станции, сокращаться, что не даст этим мышцам атрофироваться, а ЭМГ датчики, находящиеся в непосредственной близости, будут через расшифрованную, усиленную снимать не мышцами картину активации двигательных нейронов. Датчики крепятся к мышцам с помощью присосок. Поспе присоски использования костюма, утилизировать. Количество необходимых присосок на полет зависит от количества пребывания космонавта на станции. За одну процедуру тратится от 15 присосок. При сокращении мышц, создается напряжение, за которыми следят датчики, И ПО ним полноценную картину состояния мышц. Благодаря циркуляции крови, которую создают миостимуляторы, будет улучшаться кровоток, способствует что регенерации Также отечности. И снятия электростимуляция определенной мышечной группы, непосредственно тренировкой, проводимая перед помогает количество включить максимальное

мотонейронов, а, следовательно, и максимально эффективно провести тренировку. Из-за условий микрогравитации, которые фигурируют на МКС, мы отказались от клея и пайки при проектировании. Электрическая схема состоит из микроконтроллера Arduino Uno, который является центром всех программ, монитора, на который выводятся результаты, ЭМГ миостимуляторов. Использование датчиков представленных нами ЭМГ датчиков не приводить ни к каким помехам, так как у них нет радиоизлучения. Все выводы миостимуляторов контактов через каналы находятся в непосредственной близости к мышцам, что позволит избежать лишних действий с прикреплением устройства. Под каждого космонавта будет шиться собственный тренажер. В связи с тем, что в нашей схеме нет шумных механизмов устройств, проект является бесшумным производит никакой вибрации. Весь костюм сделан из гипоаллергенных материалов, и в случае нагрева не выделяет вредных и опасных для жизни веществ. Монитор находится на запястье, ЧТО позволит космонавту следить за всеми данными, не снимая тренажер, по космонавта может желанию установлен в другое место. Заряжается аккумулятор через динамо-втулку от 2х динамо-машин. Их можно установить на велоэргометре или беговой дорожке. Устройство имеет опцию подключения к бортовому компьютеру для сохранения и передачи данных. Питается вся электрическая схема от аккумулятора. Напряжение составляет 5-12 Вольт, что является абсолютно безопасным для жизни любого человека. Хранение устройства предусматривается в контейнере. Доставляется на станцию электромиостимулятор в том

же кейсе. Срок службы устройства определяется сроком службы аккумулятора, и составляет 1,5 года в среднем. При использовании тренажеров, которые используются сегодняшний космонавт вырабатывает день, достаточное количество тестостерона, который является гормоном, участвующем процессе активно миофибриллярной гипертрофии. Наш проект будет являться хорошим дополнением к уже имеющимся, так как мышцы, стимулируемые им, будут получать нужный им тестостерон, который будет вырабатываться у космонавта во время тренировок.

Подводя итог вышесказанному, наша команда считает, что необходимо внедрять миостимуляционные костюмы для минимизации времени восстановления физического состояния космонавта для более плодотворной работы над научными исследованиями или задачами, поставленных штабом.

Список использованных источников:

- 1. «Изобретения и самоделки», статья про электростимуляцию мышц. Источник: https://izobreteniya.net/elektrostimulyator-myshcz-svoimirukami/.
- 2. «schiller». Источник: https://www.schiller.ru/profile/articles/stress/142/
- 3. Семенов Б.Ю. Силовая электроника для любителей и профессионалов. М «Солон-Р», 2001. 333 с.
- 4. Мышцы-коферменты. Источник: https://www.sites.google.com/site/kofermenty/myscy
- 5. Алексеев С.М., Уманский С.П. Высотные и космические скафандры. М,: Наука, 1973.
- 6.Спасский В.А. Физиолого-гигиеническое обеспечение полетов в скафандре. М., Медгиз, 1940.

PR в деятельности предприятий аэрокосмической отрасли

Аверина Алина Дмитриевна Научный руководитель – Краснянский Д. Е. МАИ, Москва

averina alinka@inbox.ru

Данная статья посвящена исследованию PR-структур и их деятельности в аэрокосмической отрасли. В частности, рассмотрению ее роли и значимости на авиационных предприятиях. Также анализируются различные PR-инструменты продвижения брендов компаний авиационной сферы, выделяются методы обработки и управления информационными потоками и формы взаимодействия PR-служб авиационных организаций со средствами массовой информации.

Актуальность данной проблемы обусловлена тем, что аэрокосмическая отрасль является перспективным направлением для развития экономики не только страны, но и мира в целом, что указывает на особую необходимость продвижения и информационного сопровождения. В стратегии развития авиационной промышленности усовершенствование заложено высокотехнологического направления экономики безопасности национальной стороны И конкурентоспособности. Основными сложностями продвижения продукции на авиационном является специфический спрос, что требует особых PRтехнологий для их продвижения. В свою очередь целевой неосведомленность аудитории преимуществах российской авиационной техники и услуг предполагает маленький процент обращения со стороны клиентов, а также отсутствие позитивного имиджа. PR-структуры оказывают огромное влияние на процессы в жизни организации, а также на авиационную промышленность в России.

Цель: проанализировать использование PRтехнологий в аэрокосмической отрасли на примере ПАО «Объединенной авиастроительной корпорации».

Ключевые слова: PR-технологии, авиация, продвижение, средства массовой информации, PR-структуры.

PR в аэрокосмической отрасли получил развитие благодаря демократизации общества, расширению информационных технологий, значимости конкуренции и ее переходу на символические образы и смыслы. направление деятельности Данное ответственность за выполнение таких функций, как благоприятного коммуникативного создание пространства, деловой репутации, имиджа компании. [3] Все вышеперечисленное необходимо для успешного функционирования предприятий аэрокосмической отрасли.

Рассмотрим и проанализируем использование PR-технологий на одной из крупнейших в российской авиастроительной корпорации авиастроительная корпорация». «Объединенная сайте «ОАК» отмечается «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 научнотехнического задела для создания востребованных рынком передовых авиационных комплексов нового поколения» [2]. Выполнение этой и других задач невозможно без работы PR-структур. В данной организации все PR-обязанности выполняет прессслужба. Есть отдельные специалисты ответственные за введение социальных сетей, а также за дизайн и видеомонтаж различных роликов. ДЛЯ корпорация ведет свою деятельность в разных регионах России, консолидируя множество производственных и конструкторских направлений, что требует регулярного своей работе, налаживание информирования плодотворных деловых отношений как со СМИ, так и со партнерами. Чтобы их работа эффективный характер, РR-служба должна пользоваться доверием как своей собственной организации, так и СМИ [1]. Так пресс-служба «ОАК» осуществляет управление информационными потоками, используя официальный сайт со свободным доступом, где публикуются все события и инфоповестки с фото и видеосопровождением. Помимо такого канала распространения информации, как официальный сайт используются различные социальные сети: телеграмм, вконтакте и другие. Также огромный спектр функций выполняет корпоративный журнал, который является специализированным изданием для производителей и непосредственных потребителей продуктов промышленности. Проанализировав авиашионной данные каналы распространения информации, можно что на официальном сайте в равном отметить. количестве публикуются новости, различные статьи о данном предприятие. В социальных сетях основной акцент делается на регулярных пресс-релизах, корпоративный журнал в большей мере наполнен специальными статьями, экспертными сообщениями и фоторепортажами. Уделяется и отдельное внимание инвесторам и акционерам, для которых каждый год составляются презентации, посвященные обзору и

анализу авиационного рынка. А это в свою очередь налаживает информационное партнерство.

Media relations имеет огромное значение для «Объединенной авиастроительной продвижения корпорации». Формирование со СМИ доверительных отношений является одной из основных задач прессслужбы. Для этого организовываются конференции и брифинги, на которых освещают и комментируют важную для общественности новость информационный повод. пресс-служба информирования выполняет аналитическую деятельность. Осуществляет СМИ, мониторинг анализирует информационные определяет проблемные места поводы и ДЛЯ ликвидирования.

Рассмотрим специальные мероприятия, позволяющие выстраивать коммуникацию с целевой широкой общественностью. аудиторией И участников таких является ИЗ одним крупных мероприятий, как «МАКС», форум «Армия». Это помогает формированию доброжелательных отношений с обществом, другими организациями и предприятиями, органами власти. Помимо этого, у участников данных мероприятий возможность есть выйти на международную арену и заключить выгодные для них способствовать договоры. Также это может привлечению инвестиции и спонсорства.

Таким образом, проанализировав PR-технологии, которые используются пресс-службой «Объединенной авиастроительной корпорации», можно воспроизвести целостную картину о роли PR в аэрокосмической промышленности. Авиация — это сложный технологический бизнес, стремительно развивающийся на международной арене. Требования и ожидания к

авиации достаточно высоки, именно поэтому присутствует огромная необходимость в безупречном имидже. Бренд в авиационной отрасли выступает гарантией качества перевозок. Это означает устойчивость и жизнеспособность авиации.

Аэрокосмическая отрасль нуждается в регулярном управлении информационными потоками. Эффективное использование PR-технологий является конкурентным преимуществом. Одна из задач PR-специалистов — это перевоплощать техническую информацию в доступный для восприятия материал как для журналистов, так и для конечного потребителя.

Список использованных источников:

- 1. Катлип Скотт М., Сентре Аллен Х., Брум Глен М. Паблик рилейшенз. Теория и практика. М.: Издательский дом «Вильямс», 2005.
- 2. Официальный сайт Объединенной авиастроительной корпорации. Электронный ресурс: Объединенная авиастроительная корпорация (ОАК) (uacrussia.ru)
- 3. Чумиков А.Н., Бочаров М.П. Связи с общественностью: теория и практика. М.: Дело, 2006. 552 с.

К вопросу о необходимости внедрения механизма аварийного сброса топлива на гражданских авиалайнерах нового поколения

Аглиуллина Эмилия Азатовна Научный руководитель — Аристова Н. С. КНИТУ-КАИ, Казань aea23022003@gmail.com

Вопрос о необходимости наличия системы аварийного сброса топлива является значимым на современном этапе развития гражданской авиации в нашей стране. В данной работе затрагивается проблема отсутствия аварийного слива топлива на большинстве современных пассажирских самолетах. Этот вопрос является особенно актуальным в сегодняшних реалиях с точки зрения экологической безопасности, а также безопасности пассажиров и сохранения целостности самолета.

В настоящее время на многих пассажирских самолетах, выпускаемых как отечественными, так и иностранными производителями, отсутствует такая важная, функция, как аварийный сброс топлива. К данной функции нет у большинства зарубежных моделей (например, Boeing 737, а также современные модификации -NG/Max, Airbus A320, Embraer 175/195, Bombardier, Dassault) и у многих российских самолетов (например, SSJ разработанный компанией «Гражданские самолёты Сухого» и Ту-214, разработанный ОКБ Туполева). В очередь это обусловлено экологическими первую требованиями. Большая часть самолетов, выпущенных в СССР обладали такой возможностью (например, Ил-62 и Як-42).

Цель исследования состоит в проведении комплексного анализа функции аварийного слива

топлива на современных среднемагистральных узкофюзеляжных пассажирских самолётах, на которых эта функция в настоящий момент не предусмотрена, и оценка необходимости ее установки.

Известно, что самолеты имеют два типа ограничений по массе: максимальный взлетный и посадочный вес (причем в основном, максимальный взлетный вес намного больше максимального посадочного веса). Более того, существуют строгие ограничения на вес самолёта, заходящего на посадку и превышать этот лимит ни в коем случае нельзя, так как это может стать причиной крушения авиалайнера.

Не стоит забывать, что при посадке самолет претерпевает дополнительные нагрузки, происходит некий удар шасси о поверхность земли, при этом нагрузка идет и на крылья, и на фюзеляж, и на само шасси. Если при посадке самолет будет весить больше допустимой массы, то некоторые структурные элементы могут не выдержать и сломаться, а на борту может возникнуть взрыв и пожар.

Аварийная посадка — это преждевременная посадка самолета в чрезвычайной ситуации. Она может потребоваться при возникших технических неисправностях судна, при необходимости экстренной медицинской помощи одному из пассажиров или членов экипажа. Наиболее частой причиной аварийной посадки медицинские раз-таки являются пассажира на борту, если бы самолету пришлось вырабатывать топливо перед такой посадкой в течение нуждающийся экстренной нескольких часов, медицинской помощи пассажир не имел бы шансов на качественное и быстрое её получение. Поэтому во многих случаях так необходим аварийный сброс топлива.

Аварийный сброс топлива – процедура, используемая в экстренных ситуациях воздушным судном для быстрого уменьшения его веса, путем слива топлива. Стоит заметить, аварийный слив топлива не производится, если внештатная ситуация на борту позволяет уменьшить количество топлива с помощью выработки топлива в зоне ожидания. В том случае, если аварийный слив топлива неизбежен, командир воздушного судна (ВС) должен связаться с диспетчером и далее следовать инструкциям из летного руководства (ЛР).

При операции по сбросу топлива принимаются меры предосторожности, чтобы другие воздушные суда не попадали в такие зоны. Аварийный слив топлива производиться на высотах и скоростях, указанных в летном руководстве для данного летательного судна. Обычно, на достаточно большой высоте (минимум 6000 футов, AGL). Выброшенное на такой высоте топливо рассеется до того, как достигнет земли.

Отсутствие данной функции у современных среднемагистральных узкофюзеляжных самолетов во многом объясняется тем, что они спроектированы с учетом возможной посадки с избыточным весом, конечно, это делается только в экстренных случаях, и после чего требуются различные проверки технического обслуживания.

Так. если даже самолет совершит удачное приземление превышением максимального то всё равно потребуются его посадочного веса, дорогостоящая экспертиза. В экспертную комиссию для оценки полученных повреждений после подобной правило, включаются представители научно-исследовательских промышленности И институтов, которые дают заключение о возможной дальнейшей эксплуатации воздушного судна. При этом в формуляре самолета будет сделана запись о внештатной ситуации.

Не стоит забывать, что после подобной жесткой посадки могу произойти структурные повреждения самолета, которые в дальнейшем могут привести к списанию летательного аппарата, но самое главное могут пострадать пассажиры на борту.

К сожалению, одна из подобных ситуаций произошла совершенно недавно, а именно 6 мая 2019 года. Самолет Sukhoi Superjet 100 следующий рейсом (Москва-Мурманск) из-за критических обстоятельств уже через пять минут после взлета запросил экстренную посадку. Так как данный самолет среднемагистральных узкофюзеляжных, то на нем не предусмотрена функция экстренного была топлива, из-за чего пилотам пришлось сажать самолет при посадочном весе, превышающим допустимый, т.е. практически с полными баками. В итоге, при посадке самолет претерпел колоссальные нагрузки на шасси и фюзеляж, и задняя часть самолета загорелась. Причиной возгорания, как сообщил капитан воздушного судна Е.Евдокимов, стали полные баки. Как заявляли другие независимые эксперты, масштаб трагедии усугубило то, что самолет был полностью заправлен. В результате трагедии погибли 41 человек. Возможно, если бы у этого самолета была функция аварийного слива топлива, то можно было бы опустошить баки и посадить самолет с допустимым посадочным весом. В этом случае посадка не была бы настолько жесткой и многих жертв можно было бы избежать.

Таким образом, можно прийти к выводу, что функция аварийного сброса топлива должна быть предусмотрена на современных среднемагистральных

узкофюзеляжных пассажирских самолетах, таких как Ту-214 и SSJ 100. Исходя из ситуации, пилоты смогут сами решить: сбросить топливо, приземлиться с превышенным посадочным весом или выработать топливо, летая в зоне ожидания.

Стоит еще раз подчеркнуть, что аварийный сброс топлива производится только тогда, когда дальнейшее условий продолжение полета безопасности ИЗ невозможно и пилотам воздушного судна нужно в кратчайшее довести массу самолета время посадочного значения, чтобы непосредственно сложившейся произвести посадку самолета экстренной ситуации.

Список использованных источников:

- 1. Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов // https://sudact.ru/law/aviatsionnye-pravila-chast-23-normy-letnoi-godnosti/aviatsionnye-pravila/razdel-e-silovaia-ustanovka/komponenty-toplivnoi-sistemy/23.1001/
- 2. Воздушный кодекс РФ, статья 58, пункт 1.3 https://rulaws.ru/Vozdushnyy-kodeks/
- 3. Энциклопедия «Авиация». М.: Большая Российская Энциклопедия. Свищёв Г. Г.. 1998.

Техническое зрение БАС и алгоритмы детектирования особых точек

Анисимов Глеб Юрьевич, Семенюк Ксения Алексеевна. Шейгец Андрей Викторович Научный руководитель - Назаренко П.А. ГУАП, Санкт-Петербург gleb.jonas@mail.ru

Беспилотные авианионные системы в нынешних реалиях выполняют большое количество операций, помогая как в поиске людей, так и в локализации пожаров. Не редко в таких случаях используется видеосъемка или так называемое «техническое зрение». Также компьютерное зрение применяется и в навигации БАС. Неточное определение очагов возгорания или ложное обнаружение человека ведет к потере времени, необходимого для локализации пожара или спасения жизни человека. В навигации, неточное определение посадочной зоны, влечет за собой финансовые расходы по ремонту, а что еще хуже к покупке нового аппарата. Оборудование, устанавливаемое на БАС, предполагает работу с алгоритмами детектирования особых точек получаемого (эталонного) изображения. В статье пойдет речь о таких алгоритмах, как: ORB (Oriented FAST and Rotated BRIEF), AKAZE (Accelerated-KAZE) и BRISK (Binary Robust Invariant Scalable Keypoints).

Алгоритм ORB

ORB представляет собой слияние детектора ключевых точек FAST (FAST Keypoint Orientation) и бинарного дескриптора BRIEF с модификациями для повышения производительности. Сначала применяется детектор FAST, который создает в окрестности каждой точки изображения окружность равную 16 пикселям для обнаружения угловых точек. Затем оценивается яркость

точек на окружности по сравнению с яркостью ее центра. В случае, когда таких точек найдется больше 3/4, то центр окружности можно считать особой точкой. Затем применяется мера угла Харриса [1], чтобы среди всех найденных особых точек оставить только наиболее подходящие.

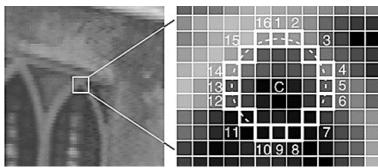


Рисунок 1. Радиус точки FAST детектора

После детектора ключевых точек FAST в работу дескриптор BRIEF. которого вступает задача детектировании при объекта вращении. Дескриптор имеет вид вектора длиной 256, который представляет из себя результаты бинарных тестов в радиусе особой точки. Сравниваются значения яркости в окрестности, но с большим радиусом. Вся битовая характеристика BRIEF обладает значительной дисперсией, которая достигает значения 0.5. Особенность заключается в том, что как только вектор совпадает с направлением ключевой точки, то его дисперсия становится более рассредоточенной. Большое значение дисперсии делает функцию более понятной, потому что её реакция на входные значения будет более существенной

Алгоритм АКАZE

АКАZЕ основан на нелинейной диффузионной фильтрации, подобной КАZE, но его нелинейные масштабные пространства построены с использованием вычислительной структуры Fast Explicit Diffusion (FED), которая отвечает за поиск ключевых точек изображения. Алгоритм строит пирамиду изображений (пирамидальная структура) для увеличения скорости нелинейных пространственных вычислений в масштабе.

Детектирование особых точек происходит с помощью построения функциональной детерминанты для каждого компонента нелинейных масштабных преставлений L_i исходного изображениям, а затем вычисление определителя:

$$L_{H}^{i} = \sigma_{i,norm}^{2} (L_{xx}^{i} L_{yy}^{i} - L_{xy}^{i^{2}}), \qquad (1)[2]$$

где L_{xx}^{i} , L_{yy}^{i} , L_{xy}^{i} - производные і-го изображения второго порядка, $\sigma_{i,norm}$ - коэффициент, определяемый масштабом изображений, на котором вычисляется значение функции.

Дескриптор AKAZE основан на модифицированном двоичном алгоритме локальной разности (Modified-Local Difference Binary, M-LDB). Работает он следующим образом: для особой точки, найденной в ограниченном масштабе (σ_i), применяются первые производные L_x и L_y , затем, основываясь на полученных данных, все рассматриваемые области ориентируются в направлении заданным детектором.

Алгоритм BRISK

BRISK в качестве детектора особых точек изображения использует FAST, а роль дескриптора выполняет BRIEF. Как только особые точки были обнаружены строится пирамида, которая состоит из 4

внешних октав c_i и 4 внутренних октав d_i , i = 0...3 [3]. Это делается для того, чтобы алгоритм «узнавал» фотографию с разных ракурсов. Формирование октав происходит путем уменьшения исходного изображения (c_0) в 2^i раза. А внутренние октавы уменьшаются в $\frac{2}{3}2^i$ раза от c_0 и располагаются между c_i и c_{i+1} .

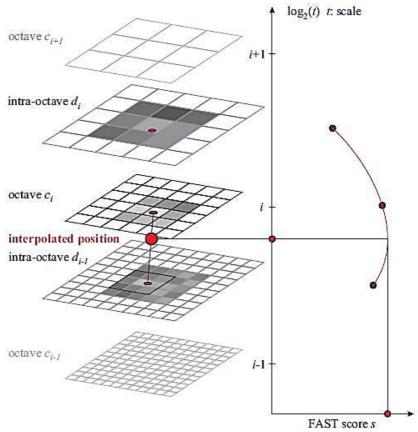


Рисунок 2. Поиск особой точки с максимальным значением S [4]

Дескриптор BRIEF, учитывая набор ключевых точек (с уточнением до субпикселей и соответствующих значений масштаба с плавающей запятой), составляется в виде двоичной строки путем объединения результатов сравнения яркости. Сравнение яркости происходит с помощью разбиения области вокруг особо точки на 60 участков. Чтобы достичь инвариантности вращения (узнаваемости участка с любого ракурса) дескриптором определяется характерное направление каждой ключевой точки.

Сравнение и результаты

Проводим сравнение рассматриваемых в работе алгоритмов ORB, AKAZE, BRISK основываясь на результатах, полученных в ходе экспериментов. Входные данные по таблицам: 100 фотографий с ярко выраженными деталями. Обращаю внимание, что сравнение фотографий происходит с разных ракурсов, то есть ракурс «эталонной» фотографии отличается, от ракурса фотографии, для которой совершается поиск.

Работа выполнена в приложении для ОС «Android» разработанной Патиным Михаилом Владиславовичем.

Пояснения к таблицам:

- ullet « v_{\max} » -максимальная скорость выполнения операции. Параметр v_{\max} ={0.7, 0.75, 0.8, 0.85, 0.9}.
 - «Сжатие» количество пикселей.
- «Время» время, затраченное на выполнение операции. Единица измерения секунды.
 - «Групп» количество определенных групп.
- «Ложных групп» группы, в которых все сопоставления ложные.

- «Ошибки в группах» если есть как минимум две схожих фотографии в группе, то каждая не схожая с этими двумя считается ошибкой.
- «Фотографии без группы» фотографии, которые не были определены в какую-либо группу.
- «Кол-во связей» число связей, по которым были определены группы, связи фотографий без групп не учитываются.

Таблица 1. Лучшие результаты работы программы. Фотографии высокого качества

| Метод | $v_{ m max}$ | Сжатие | Время сек. | Групп | Ложных групп | Ошибок в группах | Фотографий без группы | Кол- во связей |
|-----------|--------------|--------|------------|-------|-----------------|------------------------|--------------------------|----------------------|
| ORB | 0.8 | 300 | 35 | 39 | 3 | 1 | 12 | 4002 |
| ORB | 0.75 | 600 | 35 | 38 | 1 | 0 | 15 | 4024 |
| BRISK | 0.8 | 300 | 115 | 42 | 0 | 0 | 2 | 6695 |
| BRISK | 0.75 | 600 | 550 | 43 | 0 | 0 | 0 | 13862 |
| AKAZ E | 0.8 | 300 | 26 | 38 | 0 | 1 | 14 | 3315 |
| AKAZ E | 0,9 | 600 | 262 | 41 | 0 | 0 | 5 | 14631 |

При работе программы наилучшие результаты показал алгоритм BRISK. Алгоритм выбран лучшим по сравнению с AKAZE из-за наименьших показателей параметров «ошибок в группах» и «фотографий без группы».

Таблица 2. Лучшие результаты работы программы. Фотографии с шумом

| Метод | $v_{ m max}$ | Сжатие | Время сек. | Групп | Ложных групп | Ошибок в группах | Фотографий без группы | Кол- во связей |
|-------|--------------|--------|------------|-------|-----------------|------------------------|--------------------------|----------------------|
| ORB | 0.8 | 300 | 34 | 35 | 2 | 2 | 19 | 2073 |
| ORB | 0.9 | 600 | 176 | 38 | 0 | 3 | 12 | 4655 |
| BRISK | 0.85 | 300 | 430 | 41 | 0 | 1 | 6 | 4250 |
| BRISK | 0.8 | 600 | 3264 | 42 | 0 | 1 | 2 | 6044 |

| AKAZE | 0.8 | 300 | 23 | 34 | 3 | 6 | 20 | 1996 |
|-------|------|-----|-----|----|---|---|----|------|
| AKAZE | 0.85 | 600 | 219 | 40 | 0 | 1 | 5 | 6165 |

В случае, когда на фотографии добавлен шум, лучшие результаты показал алгоритм AKAZE. Данный алгоритм выбран лучшим из-за наименьшего количества ошибочных, ложных групп и фотографий без группы.

Таблица 3. Лучшие результаты работы программы. Размытые фотографии

| Метод | $v_{ m max}$ | Сжатие | Время сек. | Групп | Ложных групп | Ошибок в группах | Фотографий без группы | Кол- во связей |
|-------|--------------|--------|------------|-------|-----------------|------------------------|--------------------------|----------------------|
| ORB | 0.75 | 300 | 21 | 34 | 0 | 0 | 26 | 2246 |
| ORB | 0.85 | 600 | 32 | 32 | 4 | 4 | 23 | 2736 |
| BRISK | 0.75 | 300 | 6 | 22 | 1 | 0 | 51 | 994 |
| BRISK | 0.8 | 600 | 6 | 30 | 4 | 1 | 34 | 1272 |
| AKAZE | 0.85 | 300 | 17 | 33 | 4 | 6 | 21 | 1922 |
| AKAZE | 0,8 | 600 | 21 | 38 | 0 | 0 | 14 | 2936 |

Первенство забирает алгоритм AKAZE. Дескриптор наилучшим образом справился при размере изображения 600 пикселей, показав 0 ложных групп и 0 ошибок в группах, хотя ORB при размере изображения 300 пикселей не уступает в выше перечисленных параметрах, но имеет большее количество фотографий без групп.

Вывод

В двух из трех проведенных экспериментов лучшим себя показал алгоритм АКАΖЕ. Для работы при тушении пожаров БАС людей И поиска спутниковыми имеющимися снимками алгоритм AKAZE обеспечит высокие параметры точности обнаружения человека или очага возгорания.

Точность обнаружения человека позволит поисково-спасательной группе самым быстрым образом найти и помочь потерявшемуся.

Точная локализация пожара позволит БАС быстро приступить к ликвидации очага пожара или препятствию его распространения, в том числе своевременно среагировать службам спасения.

Если рассматривать техническое зрение, как помощник в навигации БАС (посадке), то алгоритм АКАZЕ позволит свести обнаружение ложных мест посадки к минимуму, что в свою очередь уменьшает затраты на ремонт и время на поиски потерявшихся БАС.

Список использованных источников:

- 1. Краснобаев, Е. А. Сравнение бинарных дескрипторов особых точек изображений в условиях искажений / Е. А. Краснобаев, Д. В. Чистобаев, А. Л. Малышев // Компьютерная оптика. 2019. Т. 43. № 3. С. 434-445.
- 2. Патин, М. В. Сравнительный анализ дескрипторов особых точек изображений с внедрением алгоритмов под операционной системой «Android» / М. В. Патин. URL: https://dspace.spbu.ru/bitstream/11701/3991/1/st010290.pdf (дата обращения: 13.03.2022).
- 3. Karami, E. Image Matching Using SIFT, SURF, BRIEF and ORB: Performance Comparison for Distorted Images / E. Karami, S. Prasad, M. Shehata. URL: https://arxiv.org/ftp/arxiv/papers/1710/1710.02726.pdf (дата обращения: 13.03.2022)
- 4. Антипова, Е. А. Разработка приложения для поиска ресурса по характерному изображению на примере сайта библиотеки комиксов / Е. А. Антипова. URL:

 АптироуаEA_2019.pdf

(utmn.rhttps://elib.utmn.ru/jspui/bitstream/ru-tsu/4455/1/AntipovaEA_2019.pdfu) (дата обращения: 13.03.2022).

- 5. Чеканов, М. О. Исследование влияния природы рентгеновских изображений на качество детекции и дескрипции особых точек / М. О. Чеканов, О. С. Шипитько // Сенсорные системы. 2020. Т. 34. № 2. С. 156-171.
- 6. Shaharyar Ahmed Khan Tareen. A Comparative Analysis of SIFT, SURF, KAZE, AKAZE, ORB, and BRISK / Shaharyar Ahmed Khan Taleem, Zahra Saleem // International Conference on Computing, Mathematics and Engineering Technologies. 2018.

Оценка и расчет проектных параметров малоразмерного космического аппарата, предназначенного для отработки отдельных научно-технических решений по Луне

Баранов Олег Алексеевич, Момот Елена Юрьевна МАИ, Москва dekabrict1999@gmail.com

Международная космическая станция представляет собой космический форпост уже более 20 лет. Она является идеальной платформой для изучения различных сфер жизнедеятельности человека, космоса и разработки научных проектов. Получив новые знания от международного космического проекта, а также по результатам автоматических миссий, изменились требования к современным программам исследования и освоения Луны и окололунного пространства.

Для современных лунных миссий предъявляются новые требования какими являются двухпусковые и более схемы запуска, использование схем перелета типа

WSB, грависферный перелет [1], а также наличие навигационного обеспечения в режиме реального времени. Для этих требований существует ряд частных научно-технических задач, некоторые из которых могут быть отработаны при помощи малых KA.

Для решения целевых задач требуется запуск нескольких малых КА. Прототипом данного средства может быть CubeSat U. Масса может варьироваться от 1,33 кг и более, зависит от конфигурации и количества кубических модулей.

Малый космический предполагает доставку в качестве попутной полезной нагрузки или в составе группового запуска (не рассматривается). Предлагается устанавливать КА в переходный отсек [2] или ферму между ПН и РБ, который обеспечит импульс $\Delta V \sim 3200$ м/с для перехода на траекторию перелёта к Луне.

При использовании таких способов запуска стоит ввести условия:

- космический аппарат не должен воздействовать на основную полезную нагрузку и систему в целом;
- космический аппарат должен соответствовать требованиям и контролю интерфейсов ICD и IRD, которые предоставляет разработчик РКК (KA).

В качестве перелетной орбиты рассматривается траектория обходного типа WSB, смысл которого заключается в экономии характеристической скорости для входа на окололунную орбиту.

Лунный перелет по траектории WSB сравнению с перелетом по Гомановской траектории преимуществ. Если рассматривать имеет МНОГО возможность выхода с Земли на низкую околоземную орбиту (LEO) на высоте 200 километров и перехода на лунную орбиту (LLO) на низкую высоте километров, перелет по WSB экономит около 25% характеристической скорости на торможение у Луны, необходимого для захвата Луной. Далее выполняется гравитационный маневр у Луны, затем перелет в точку Лагранжа L1 в системе Земля-Солнце и с последующим выходом на NRHO (высокие эллиптические галоорбиты) с параметрами 2500х75000 км.

Увеличение затрат Vx на перелет между NRHO и поверхностью Луны в сравнении с LLO во многом компенсируются использованием энергоэффективных траекторий доставки грузов. Таким образом, NRHO могут рассматриваться в качестве базового варианта орбиты размещения ОЛПП. Вместе с тем, поддержание NRHO требует еженедельных коррекций. Анализ источников [3] указывает TO, на что затраты характеристической скорости не превысят 50 м/с по участку TLI-NRHO. Выбор целевой орбиты пал на высокую окололунную полярную орбиту Н=1000км по схеме грависферного перелета [1], затраты ΔV на участке перелета TLI-HLO оцениваются в 335 м/с.

С учетом того что требуется резервирование на всех этапах разработки, то КА должен обладать запасом $\Delta V \sim 400\,$ м/с. Если аппарат весит 250 кг на момент начала перелета к Луне, то требуемая масса топлива рассчитывается по формуле Циолковского. При первичных расчетах масса топлива составила 26 кг. Также стоит учитывать тот факт, что для поддержания и корректировки траектории тоже требуются запасы характеристической скорости и топлива, поэтому этот показатель берется с запасом $\sim 40\,$ кг.

В настоящее время утверждены «Основные положения основ государственной политики Российской федерации в области космической деятельности на период до 2030 года», в которых в качестве приоритетного направления рассматривается

Программа исследования и освоения Луны и дальнего космоса. Решение этой задачи предполагает создание определенной инфраструктуры обеспечения таких полетов. Одним из её основных элементов является инфраструктура навигационного обеспечения космических аппаратов, находящихся на орбитах Луны или орбитах перелета Земля — Луна — Земля, а также КА на орбитах дальнего космоса.

При успешном выполнении вывода КА на полярную лунную орбиту, его главная задача будет состоять в приеме сигнала околоземных ГНСС. Проблемой приёма сигнала околоземных ГНСС у Луны является падение мощности, которое пропорционально квадрату расстояния. Решение состоит в использовании антенны с требуемым коэффициентом усиления порядка 25 дБ и диаметром ~ 1,5 м [4].

Предполагается использование этой же антенны для приёма-передачи телеметрической и научной информации.

С учётом планов зарубежных агентств в области исследования и освоения Луны, проект имеет перспективы международной кооперации как инструмента разделения затрат и технических рисков.

Список использованных источников:

- 1. Зарубин Д.С., Муртазин Р.Ф. «Космический порт для доставки экипажа на поверхность Луны». Космическая техника и технологии № 2(25)/2019
 - 2. https://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/fs/OSA.html
- 3. Roland Martinez, Whitley R. «Options for staging orbits in cislunar space». 1.03.2016
- 4. Зарубин Д.С., Михайлов М.В. «Перспективы применения околоземной ГНСС в качестве инфраструктуры для навигационного обеспечения

лунных миссий». Инженерный журнал: наука и инновации №10 (118)/2021

Создание автономной системы управления ракетойносителем на твердотопливном ракетном двигателе с возможностью передачи данных

на наземную станцию

Бобров Денис Александрович, Юденков Вениамин Эдуардович, Уткин Владислав Витальевич БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург bobr143341@yandex.ru

Разработка и создание ракеты — трудоемкий процесс, включающий в себя расчеты, разработку конструкции, и создание программно-аппаратного комплекса. Студенческим конструкторским бюро «Военмех» была разработана сверхлегкая блочномодульная ракета-носитель (РН) [1].

Одним из этапов создания ракеты-носителя была программно-аппаратного разработка комплекса. Данный комплекс содержит различные датчики, с помощью которых определяются такие параметры, как: влажность, температура, барометрическое давление, скорость, тяга и координаты. В основе программноаппаратного комплекса лежит микроконтроллер Espressiv ESP32 [2]. Главная задача программноаппаратного комплекса – определение момента апогея и подача сигнала на отделение полезной нагрузки (ПН) и системы спасения РН. Для этого реализовано 2 системы определения апогея (Рис. 1). Первая система основана на барометрическом датчике, который отслеживает высоту полета ракеты относительно уровня моря и в момент снижения производит отделение ПН и системы

спасения РН. Вторая система основана на акселерометре и секундомере. С помощью акселерометра считываются перегрузки во время старта ракеты-носителя и далее запускается таймер на 23 секунды — это время достижения ракетой-носителем апогея, полученное в ходе баллистического расчета. По истечении таймера подается сигнал на отделение ПН и системы спасения РН.

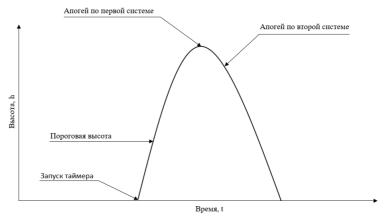


Рисунок 3 - Системы определения апогея

Так же возможности головного микроконтроллера позволяют создать радиоканал для передачи полной телеметрии 2.4 ГГц (Рис.2). Одновременно с этим в плате установлен дополнительный радио модуль с частотой 430 МГц, передающий координаты аппарата для реализации одной из систем поиска ракеты. В программно-аппаратном комплексе предусмотрена установка SD карты как дублирующей системы записи данных, на которую сохраняются данные телеметрии.

{"millis":258920,"Packet":490,"deployed_accel":true,"flight":true,"deployed_bar":true,"save":true,"height":2249,"bmp388":("temperature":40.08852865,"pressure":78525,"altitude":2349},"mpu6050":{"acceleration":{"x":-11.041015625,"y":-0.396972656,"z":0.031738281},"gyro":{"x":0.52038574,"y":0.707885742,"z":-0.755310059}}}

Рисунок 4 - Пример пакта данных получаемых с ракеты

время разработки ракетыэтап во носителя — это обеспечение безопасности стартовой ограничением на Первым срабатывания команды. системы разделения является ожидание стартового наземной станшии. без которого пакета OT электроника находится В режиме ожидания. Следующим ограничением является запрет на выброс ПН и системы спасения по первой системе определения апогея, основанной на барометре, до достижения высоты 50 м. Вторую систему отделения ПН и системы спасения, основанную на акселерометре и таймере, ограничивает пороговое значение для запуска таймера, равное перегрузке в 4 G. Далее приведена циклограмма полета (Рис. 3).

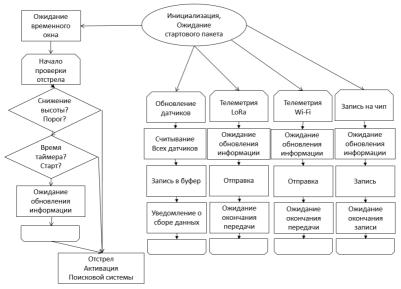


Рисунок 5 - Циклограмма полета РН

Для тестирования программно-аппаратного комплекса было проведено 2 пуска. Первый пуск был тестовый и запускался на 150 метров, где система

полностью выполнила задачи, поставленные перед ней, и выбросила парашют в апогее. Второй пуск производился на чемпионате «Cansat в России» [3]. Разработанный программно-аппаратный комплекс показал себя надёжным в работе.

Список использованных источников:

- 1. Мальцева, О. А. Проектирование сверхлёгкой ракеты-носителя измерительного оборудования «РН-Д1» / О. А. Мальцева, В. Э. Юденков, О. И. Голованских // XLVII Гагаринские чтения 2021 : Сборник тезисов работ XLVII Международной молодёжной научной конференции, Москва, 20–23 апреля 2021 года. Москва: Издательство "Перо", 2021. С. 617-618.
- 2. Espressiv ESP32 [Электронный ресурс]. URL: https://www.rlocman.ru/datasheet/data.html?di=277787&/E SP32 (дата обращения 05.09.2022).
- 3. Cansat в России [Электронный ресурс]. URL: https://roscansat.com/ (дата обращения -05.09.2022).

Система удаленного управления

Бобылев Артем Алексеевич, Осипов Алексей Александрович Научный руководитель — Рипецкий А.В. МАИ, Москва bobylev1234@gmail.com

В наше время технология Motion Capture — технология захвата движений, получила широкое распространение. В VR захват движений используется для оцифровки тела и передачи его положение в виртуальную среду. В кино же для анимирования. Также постепенно набирает популярность управление роботами посредством жестикуляции. Робот реализует заложенный алгоритм по совершению определенного

жеста. Сама технология ярко проявила себя в 2004 году в мультипликации.

Но не только этими сферами ограничено ее применение. В аэрокосмической отрасли существуют направления, для которых Motion Capture является актуальной интеграцией. Такими направлениями является подготовка космонавтов. Условия работы со сложным оборудованием в невесомости или открытом космосе требуют использования множества разных подходов и оборудования. Также при отработке различных требуется учитывать индивидуальные сценариев анатомические особенности космонавтов.

За время своего существования были выработаны разные методики считывания. Из них на данный момент широко распространены оптические, магнитные, механические и гироскопические системы.

Оптические реализуются посредством зрения. Они захватывают движения машинного ориентируясь ПО точкам маркерам, которые расположены на костюмах актеров. Сами маркеры контрастно отличаются от окружения. Положение камер с последующей считывает c нескольких триангуляцией данных, отследить что позволяет движение в разных плоскостях. Минусом данного подхода является неточность захвата и возможность "путаницы" (ошибок при трекинге) в случае работы нескольких человек рядом.

Магнитные осуществляют позиционирование за счет изменение магнитного потока, который считывается ресиверами. Роль маркеров выполняют магниты (рис. 1).

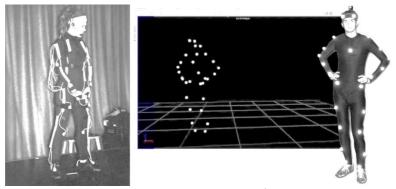


Рисунок 1 - Магнитный и оптический способы захвата

Механические же работают посредством сенсоров, расположенных на суставах, которые определяют углы сгиба (рис. 2).

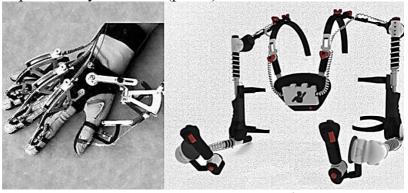


Рисунок 2 - Механический и инерциальный способы захвата

При работе над проектом был разработан прототип системы для кисти в виде CAD модели, оптимизированный под 3D печать. Также была создана математическая модель вычислений для работы с полученными данными.

Методикой работы является считывание угла наклона конечностей реостатом, повторяющим движение сустава. Считывание производит

микроконтроллер. Данные об углах с микроконтроллера передаются на компьютер, чтобы оптимизировать расчеты. Пк же реализует математическую модель (рис. 3).

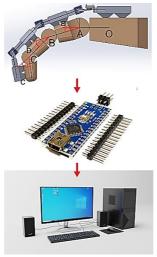


Рисунок 3 - Реализация методики

Данную систему возможно интегрировать процесс подготовки космонавтов и инженеров, для отработки обслуживания самолетов и другой сложной устранения неисправностей, отработке действий в условиях невесомости и открытого космоса, а также в случае возникновения нештатной ситуации на борту самолет, без использования МКС или на дорогостоящего специализированного оборудования. Также возможна интеграция в сферу управления манипуляторами, для ситуаций, когда требуется решить физической нестандартную задачу, но недостаточно, а использование техники затруднено. Такой подход к управлению нативен, что позволяет быстро освоить управление.

В ходе создания прототипов была проведена оптимизация под 3D печать, что позволяет сделать систему легкодоступной. Была создана математическая модель, для расчетов положения конечностей (рис. 4).

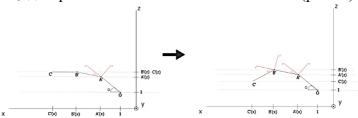


Рисунок 4 - Упрощенная математическая модель

Так же обозначены перспективы дальнейшего проектирования под разные участки тела, с оптимизацией расхода материала и быстроты расчетов. Список использованных источников:

- 1. Теоретические основы протезов нижних конечностей Б. С. Фарбер, А. С. Витензон.
- 2. "Google академия" [Электронный ресурс]. URL:https://scholar.google.ru/
- 3. "Internet library" [Электронный ресурс]. URL: https://web.archive.org/

Разработка миостимуляционного костюма для использования в микрогравитации космонавтами

Бовтута Антон Дмитриевич, Авдиевский Максим Викторович, Корниенко Андрей Игоревич Научный руководитель – Прокопенко Д.А. МАИ, Москва andreykor2003@gmail.com

Проблема атрофии мышц стоит особенно остро для каждого члена экипажа МКС. Для поддержания своего здоровья, космонавты регулярно выполняют физические упражнения на специальных тренажерах и уделают этому большую часть своего рабочего времени.

Основываясь на опыте Александра Ивановича Лазуткина, наша команда может выделить несколько основных проблем:

- физические нагрузки занимают большую часть времени, которую возможно было бы превратить в полезную деятельность для науки, самих космонавтов;
- если космонавт перевыполнит поставленную нагрузку, по указаниям штаба, ему придется сократить время на спорт/научную деятельность в пользу восстановления сил.

Данные проблемы побудили нас поставить цель — увеличить время работы над научными проектами, минимизировать время восстановления здоровья космонавта.

На пути к достижению цели наша команда поставила залачи:

- 1. найти изделие со схожим принципом работы, изучить его;
- 2. собрать первый протопит миостимуляционного костюма;

- 3. выявить ряд проблем, возникающих при использовании костюма другими, не похожих друг на друга, людьми;
- 4. доработать прототип, работающий под индивидуальные особенности носителя;
- 5. совместное производство оболочки костюма с AO «НПП «Звезда»;
- 6. производственные испытания;
- 7. непосредственное использование костюма.

устройство в сочетании с тренажерами позволяет улучшить физическое состояние космонавта и при этом сократить время занятий космонавта спортом. Электромиостимулятор, за счет электрических импульсов будет вынуждать угнетаемые мышцы, которые сложнее всего разрабатывать условиях космической станции, сокращаться, что не даст этим мышцам атрофироваться, а ЭМГ датчики, находящиеся в непосредственной близости, будут через снимать не расшифрованную, усиленную мышцами картину активации двигательных нейронов. Датчики крепятся к мышцам с помощью присосок. присоски После использования костюма, утилизировать. Количество необходимых присосок на полет зависит от количества пребывания космонавта на станции. За одну процедуру тратится от 15 присосок. При сокращении мышц, создается напряжение, которыми датчики, ним следят И ПО полноценную картину состояния мышц. Благодаря циркуляции крови, которую создают миостимуляторы, способствует будет улучшаться кровоток, что регенерации Также И снятия отечности. электростимуляция определенной мышечной группы, проводимая непосредственно перед тренировкой,

помогает включить максимальное количество мотонейронов, а, следовательно, И максимально эффективно провести тренировку. Из-за условий микрогравитации, которые фигурируют на МКС, мы отказались от клея и пайки при проектировании. Электрическая схема состоит из микроконтроллера Arduino Uno, который является центром всех программ, монитора, на который выводятся результаты, ЭМГ миостимуляторов. Использование датчиков И представленных нами ЭМГ датчиков приводить ни к каким помехам, так как у них нет радиоизлучения. Все выводы миостимуляторов контактов через каналы находятся в непосредственной близости к мышцам, что позволит избежать лишних действий с прикреплением устройства. Под каждого космонавта будет шиться собственный тренажер. В связи с тем, что в нашей схеме нет шумных механизмов устройств, проект является бесшумным производит никакой вибрации. Весь костюм сделан из гипоаллергенных материалов, и в случае нагрева не выделяет вредных и опасных для жизни веществ. находится Монитор запястье, на ЧТО позволит космонавту следить за всеми данными, не снимая тренажер, по желанию космонавта может быть установлен в другое место. Заряжается аккумулятор через динамо-втулку от 2х динамо-машин. Их можно установить на велоэргометре или беговой дорожке. Устройство имеет опцию подключения к бортовому компьютеру для сохранения и передачи данных. Питается вся электрическая схема от аккумулятора. Напряжение составляет 5-12 Вольт, что является абсолютно безопасным для жизни любого человека. Хранение устройства предусматривается в контейнере. Доставляется на станцию электромиостимулятор в том

же кейсе. Срок службы устройства определяется сроком службы аккумулятора, и составляет 1,5 года в среднем. При использовании тренажеров, которые используются вырабатывает сегодняшний день, космонавт достаточное количество тестостерона, который является активно участвующем процессе гормоном, миофибриллярной гипертрофии. Наш проект будет являться хорошим дополнением к уже имеющимся, так стимулируемые им, будут получать как мышцы, нужный им тестостерон, который будет вырабатываться у космонавта во время тренировок.

Подводя итог вышесказанному, наша команда считает, что необходимо внедрять миостимуляционные костюмы для минимизации времени восстановления физического состояния космонавта для более плодотворной работы над научными исследованиями или задачами, поставленных штабом.

Список использованных источников:

- 1 «Изобретения и самоделки», статья про электростимуляцию мышц. Источник: https://izobreteniya.net/elektrostimulyator-myshcz-svoimirukami/.
- 2 «schiller». Источник: https://www.schiller.ru/profile/articles/stress/142/
- 3 Семенов Б.Ю.Силовая электроника для любителей и профессионалов. М «Солон-Р», 2001. 333 с.
- 4 Мышцы-коферменты. Источник: https://www.sites.google.com/site/kofermenty/myscy
- 5 Алексеев С.М., Уманский С.П. Высотные и космические скафандры. М,: Наука, 1973.
- 6.Спасский В.А. Физиолого-гигиеническое обеспечение полетов в скафандре. М., Медгиз, 1940.

Снижение потерь трения в электронасосных агрегатах в бортовых системах охлаждения летательных аппаратов

Боровской Семен Александрович, Кривенко Марина Юрьевна Научный руководитель — Бобков А.В. КнАГУ, Комсомольск-на-Амуре <u>borovskoysemen@gmail.com</u>

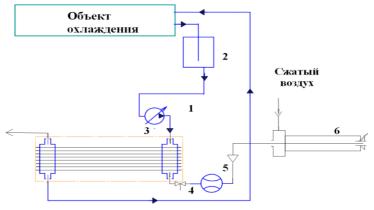
Одним из основных элементов оптикоэлектронных систем (ОЭС) в летательных аппаратах
(ЛА) являются инфракрасные приёмники (ИКприёмники). Высокая эффективность работы ИК
датчиков обеспечивается работой при температуре 77К
и ниже. Требования, предъявляемые к аэрокосмическим
системам охлаждения:

- минимальная масса;
- минимальная потребляемая мощность;
- высокая надёжность, исключающая необходимость ремонта.

В ЛА в системах охлаждения одним из направлений является применение вихревых труб [1]. На рис.1 представлена схема вихревой системы с пластинчато—ребристым теплообменником. Для обеспечения высокой эффективности важно обеспечить циркуляцию рабочей жидкости по закрытому контуру с минимальными потерями.

Центробежные электронасосные агрегаты (ЭНА) малой мощности (N≤300 Вт) обеспечивают движение рабочей жидкости по закрытым контурам системы термостатирования (СТС) летательных аппаратов (ЛА). На ЭНА приходится значительная часть потребления электроэнергии. Снижение энергопотребления

электронасосными агрегатами, является актуальной проблемой улучшения систем термостатирования ЛА.



1 — насос; 2 — расширительный бачок; 3 — теплообменник; 4 — вентиль регулировки расхода; 5 — расходомер; 6 — вихревая труба Рисунок 6. Вихревая система охлаждения с пластинчато— ребристым теплообменником

Общие расходы мощности на потери N_{Σ} в электроприводе ЭНА суммируются из нескольких компонентов [2]:

$$N_{\Sigma} = N_{cT} + N_{Tp} + N_{M} + N_{A}, \qquad (1)$$

где N_{ct} - потери в стали якоря от гистерезиса и вихревых токов; N_{tp} - потери трения; N_{tm} - потери в меди обмоток; N_{tm} - добавочные потери при нагрузке.

В ЭНА ЛА статор и ротор приводов разделяет экранирующая гильза, что позволяет погрузить ротор в рабочую жидкость. Величина мощности потерь трения на каждом фрагменте ротора $\left(N_{\text{тр.р}}\right)_i$ определится по формуле:

$$(N_{\text{Tp.p}})_{i} = 10^{-3}k_{i} \cdot \rho \cdot n^{3}d_{pi}^{4}(d_{pi} + 5 \cdot L_{pi}), (2)$$

где k_i - коэффициент трения, зависящий от числа Рейнольдса Re_i в зоне i -го фрагмента ротора; ρ -

плотность теплоносителя; n - число оборотов ротора; d_{pi} - диаметр i-го фрагмента ротора; L_{pi} - длина i-го фрагмента ротора.

Выражение (2), с пропорциональностью $\left(N_{\text{тр.p}}\right)_i \sim d_{\text{pi}}^5$, показывает, что целесообразно снизить размеры диаметра ротора, а именно, основного элемента насосной части — рабочего колеса.

Одним из конструктивных способов уменьшения диаметра рабочего колеса d_{pk} является осуществление принципа многоступенчатости. Следствием применения многоступенчатости является увеличение коэффициента быстроходности каждой ступени n_s . При переходе в электронасосных агрегатах от одно к двухступенчатому, диаметр рабочего колеса должен уменьшиться с $32\cdot10^{-3}$ м до $23\cdot10^{-3}$ м, а в трехступенчатом варианте до $19\cdot10^{-3}$ м. Коэффициент быстроходности увеличивается с n_s =67 до n_s =112 и n_s =152. Такие изменения параметров являются допустимыми с технологической и выгодными с энергетической точек зрения.

Рис. 2 демонстрирует диаграмму изменения потерь на трение $N_{\text{тр.р.}}$, приведённых к полезной мощности электронасосных агрегатов $N_{\text{пол}} = \rho \cdot \dot{V} \cdot H$. Рост количества ступеней, сопровождаемое уменьшением диаметральных габаритов РК, позволяет существенно снизить данный вид потерь (почти в 3 раза для трехступенчатого варианта исполнения), приближая их уровень к характеристикам полноразмерных промышленным ЭНА.

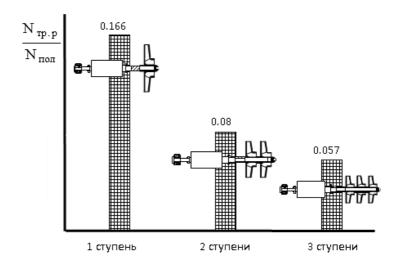


Рисунок 2 - Уровень снижения относительных потерь трения при росте числа ступеней ЭНА

Представленный в статье способ уменьшения расходов на трение о ротор в электронасосных агрегатах допустим и для других лопаточных машин малой мощности, таких как, компрессоры или вентиляторы аэрокосмического предназначения, радиальные габариты приводной и нагнетательной частей ротора которых соразмеримы. Его применение позволяет уменьшить потери трения о ротор и снизить мощность, потребляемую агрегатом для работы.

Список использованных источников:

- 1. Давгялло А.И. Аэрокосмические бортовые криогенные системы охлаждения / Давгялло А.И., Некрасова С.О., Сармин Д.В. и др. / электрон. учеб. пособие / М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева Самара, 2013. 139 с
- 2. Буренин В.В., Гаевик Д.В., Дронов В.П. и др. Конструкция и эксплуатация центробежных герметичных насосов. М.: Машиностроение, 1977. 152 с.

3. Лабораторный курс гидравлики, насосов и гидропередач / Под ред. С.С. Руднева и Л.Г. Подвиза. - М.: Машиностроение, 1974. - 416 с.

Директивный технологический процесс как неотъемлемая часть современной индустриальной модели производства

Волков Кирилл Александрович Научный руководитель — Асланян И.Р. МАИ, Москва kirill99volkov@yandex.ru

Российские корпорации ОПК с индустриальной моделью до сих пор имели базу на предприятиях полного цикла, которые обладали всеми переделами: от заготовительного производства до финальной сборки, а Изделия выпускаться также испытаний. начали в массовой кооперации специализированных предприятий, именно схемы организации a производственной деятельности за последние 50 лет в наукоемких высокотехнологичных И выделках в современном мире значительно изменились.

новейших моделях индустриализации, внедряющихся в такие компании, как: «Объединенная корпорация», двигателестроительная «OAK» «Вертолеты России», на рост гражданского сегмента акцентируется большее внимание не только за счет проектов, уже находящихся в СП, но и за счет новых проектов; на дальнейшую систематизацию активов; на и расширение кооперационных выстраивание в соответствии с жизненным циклом продуктов технологических цепочек, на ликвидацию дублирующих производственных звеньев.

Начиная с 2017 года произошла реструктуризация индустриальной модели «ОДК», «ОАК»:

- 1) Оптимизировались производственные площади. Ранее, на предприятиях были выделены огромные площади, которые не соответствовали количеству выпускаемой продукции.
- Оптимизировались 2) производственные процессы. В «ОАК» входят десять предприятий, производством занимающихся финальным выпускают которых ИЗ авиатехники, часть продукцию. однотипную В составе производственных мощностей более приходились на низшие переделы продукции (литейные и кузнечные производства, выпуск инструмента и оснастки), а на занятых в них работников расходовались около 40% всего фонда оплаты труда.
- 3) Оптимизировалась продуктовая линейка. Ранее, выпускалось около шести военных и военно-транспортных самолетов, при этом еще около пяти разрабатывалось. Аналогичная ситуация и в гражданской авиации.

Опираясь на базовые и уже известные технологические процессы (ТП), этап научных конструкторских работ по новым продуктам включает в себя создание ТТХ.

Такие директивные документы являются конкретной подразделом технологической документации. Лишь после вступления конструктивных особенностей и решений по принципу разрабатывается литеры 01, так называемая директивная (новая) технологическая документация. В разработке документов предусмотрено: таких производства уменьшение повторного цикла

себестоимости, обеспечение НО вместе с этим производимости более качественных и надежных изделий; определение основных направлений в ремонте изготовлении изделия; самого обеспечение необходимых требований выполнения И норм безопасности при производстве.

Для разработки директивного ТП механической обработки рабочей лопатки III ступени турбины ГТД необходим анализ данных ТП на предприятиях отрасли, сравнить методы обработки деталей, провести анализ современных механообрабатывающих станков для лопаточного производства.

Рабочая лопатка — один из наиболее сложных компонентов. Выход из строя такого изделия может привести к полной потере ГТД. Высокие температуры, переменное влияние струи пара — все это является негативной составляющей цикла эксплуатации лопаток в двигателях. Основой лопаток являются ее профильная часть и хвостовик. Обе части изделия обтекаются сильным паром. Профильная часть в своих габаритах определяется из отношения среднего диаметра ступени к ее длине, а хвостовик подбирается по параметрам исходя из нагрузочной силы, которая на него действует. Для последних ступеней двигателя с наиболее нагруженными лопатками применяются хвостовики с торцевой заводкой ёлочного типа.

ТП обработки лопатки вбирает в себя множество повторяющихся операций, в наше время которые возможно выполнить, используя всего один станок. Это позволит значительно сократить длительность цикла производства при переустановке лопаток.

Проведена работа, в ходе которой представлен директивный технологический процесс,

обеспечивающий сокращение времени обработки детали и увеличивающий серийность деталей.

Список использованных источников:

- 1. Безъязычный В. Ф., Основы технологии машиностроения: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2013.-568 с.: ил.
- 2. Технология автоматизированного производства лопаток газотурбинных двигателей / В. А. Полетаев . М. : Машиностроение, 2006 . 256 с.
- 3. А.Г. Косилова и Р.К.Мещерякова "Справочник технолога-машиностроителя" в 2-х томах, изд. Москва "Машиностроение" 1986г.
- 4. Маталин А.А. "Технология машиностроения" Москва Изд-во "Машиностроение",1985.

Стратосферные беспилотные дирижабли

Воронин Антон Павлович Научный руководитель – Рыжков В.В. ВГТУ, Воронеж antokha.voronin@mail.ru

Ha сегодняшний день тема, связанная беспилотными дирижаблями, очень актуальна, так как они смогу заменить традиционные спутники земли. Основное назначение данных стратосферных аэростатов является сеть коммуникаций: интернет, мобильная связь. Так же возможно применение и в военных целях, например, как наблюдательный пункт. Высоты, на которых аэростаты будут функционировать 20-22 км, так как на данной высоте плотность воздуха меньше и скорость ветра достигаете около 10 м/с. А также фактором является гражданская авиация, летающие до 12 км, и ни каким образом дирижабли не затруднят воздушные полеты.

Основным преимуществом дирижабля перед традиционными спутниками Земли является финансовая сторона. Запуск спутника на орбиту очень дорогой процесс. Так же по завершению срока эксплуатации спутника, он остается на орбите. По этим причинам во многих странах, в том числе и России, ведутся разработки стратосферных аэростатов. Рассмотрим отдельно одну отечественную разработку.

Компания «Авгуръ-РосАэроСистемы» работает над тремя проектами семейства «Беркут» (рис.1): Беркут ЕТ - предназначен для экваториальных широт; Беркут МL - для средних широт; Беркут HL - для высоких широт. Разница между этими моделями дирижаблей показана в таблице 1.



Рисунок 1 - Стратосферный беспилотный дирижабль «Беркут»

Таблица 1. Характеристики дирижаблей семейства «Беркут»

| Модель | Беркут | Беркут ML | Беркут HL |
|-----------------------------------|--------|-------------|------------|
| | ET | | |
| Объем оболочки, м ³ | 192000 | 256000 | 320000 |
| Длина, м | 150 | 200 | 250 |
| Максимальный диаметр, м | 50 | 50 | 50 |
| Площадь элементов | 3500 | 5800 | 8000 |
| солнечной батареи, м ² | | | |
| Количество движителей | 3 | 5 | 7 |
| Общий вес, кг | 13500 | 18000 | 22500 |
| Зона географической | 0-30 | 30-45 град. | 45-60 гад. |
| широты | град. | | |

Высота эксплуатации трех прототипов составляет 20-23 км, а время пребывания на высоте до очередного технического обслуживания - 6 месяцев. Благодаря полезной нагрузки, составляющей около 1000 кг, дирижабль способен поднять в воздух аппаратуру, за счет которой осуществляется зондирование поверхности земли, передача данных, связь. Один «Беркут» способен обслужить территорию площадью 1 миллион квадратных метров и увеличить пропускную способность канала.

Так же существуют и проблемы данных аппаратов. Одной из основных проблем является удержание дирижабля в заданном географическом диапазоне. Днем солнечные панели напрямую питают двигатели и аппаратуру, а также часть энергии идет на подзарядку аккумуляторов, которые предназначены для питания электроники в ночное время суток. Стоит отметить что, за счет аккумуляторов вес дирижабля увеличивается и уменьшается полезная нагрузка.

На данный момент самый перспективный способ получения энергии является система топливных элементов (ячеек). Вместо аккумуляторов на борту располагается бак с водой и часть энергии с солнечных панелей подается на расщепление воды на кислород и водород. В ночное время суток в топливных ячейках водород и кислород обратно превращаются в воду, тем самым вырабатывается энергию для питания двигателей и аппаратуры. Было бы возможным использование накопленной воды из атмосферы, в виде воздушных паров, для создания энергии, но рассматриваемые дирижабли эксплуатируются на высотах, где влажность воздуха нулевая.

Два других способа удержания дирижабля над заданной территорией это: за счет подзарядки

сверхвысокими электромагнитными излучениями или привязные аэростаты. Недостаток данных способов является введение зон отчуждения, в которых запрещены полеты.

Создание данных беспилотных стратосферных дирижаблей позволит улучшить информационную структуру. Один аэростат будет способен заменить большое количество сотовых вышек, вести зондирование поверхности земли. Также дирижабли являются экологическими, бюджетными и простыми в обслуживании.

Список использованных источников:

- 1. А.П. Воронин, В.В. Рыжков, В.В. Самохвалов, Солнечная энергия в авиации / II Международная научно-практическая конференция «Альтернативная и интеллектуальная энергетика». 2020.
- 2. Лисейцев Н.К., Самойловский А.А. Современное состояние, проблемы и перспективы развития самолетов, использующих солнечную энергию для полета / Труды МАИ. 2012. № 55. С. 11.
- 3. Высотная аэростатическая платформа «Беркут» [Электронный ресурс]: Режим доступа: World Wide Web. URL: http://rosaerosystems.ru/projects/obj687
- 4. Стратосферные дирижабли: Конкурент спутникам связи [Электронный ресурс]: Режим доступа: World Wide Web. URL: https://techinsider-ru.turbopages.org/techinsider.ru/s/science/8534-stratosfernye-dirizhabli-konkurent-sputnikam-svyazi/

Разработка многоразового ракетного двигателя на твердом топливе

Геращенко Роман Алексеевич, Руденко Михаил Сергеевич СибГУ им. М.Ф. Решетнева, Красноярск Geromik03@gmail.com

Ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ) – является одним из первых ракетных двигателей, нашедший практическое применение [1]. Их активная разработка началась в 40-е годы XX века, но и сейчас они по-прежнему применяются.

Существуют РДТТ разных размеров в зависимости от их предназначения (например, боковые ускорители космического многоразового корабля «Space Shuttle», и малые двигатели мягкой посадки космического корабля «Союз-МС» [2-3]). Практически все РДТТ одноразовые, это обосновывается или разрушением корпуса ракеты после выведения полезного груза, или невозможностью повторно заполнить твердым топливом корпус ракеты в связи особенностью конструкции. Но современные тенденции космонавтики требуют от ракетоносителей много разовости, по причине снижения себестоимости одного запуска. Пока что, схема повторного запуска отработанной ступени, была осуществлена ракетой с ЖРД (Falcon 9, Falcon Heavy), но в перспективе потребуется и от ракет с РДТТ.

Целью данной статьи является разработка конструкции РДТТ, который может быть использован более одного раза.

В связи с этим, были поставлены требования, которые должен удовлетворять многоразовый РДТТ:

- 1. Конструкция корпуса, должна обеспечивать сменность заряда.
- 2. Материал корпуса должен выдерживать многоразовое горение твердого топлива.
- 3. Сменность соплового блока, для возможности обеспечения работы с использованием различных топлив.
- 4. Возможность за короткое время сменить твердотопливный заряд.
 - 5. Возможность дистанционного запуска.

отработки технологии Для изготовления многоразового РДТТ нами предлагается конструкция модельного РДТТ, разработанная по упрощенным Основные алгоритмам. геометрически размеры рассчитаны приближенно ПО эмпирическим книги[4]. зависимостям, МЫТКЕВ ИЗ Была разработана конструкция:

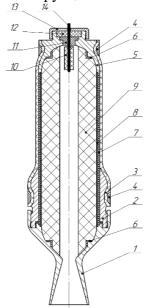


Рисунок 1 - Схема многоразового РДТТ

Сменность сопла 1 достигается применением резьбового соединения с переходником 2. С целью облегчения конструкции РДТТ основная часть корпуса стеклопластикового Переходник 2 и заднее днище 5 вклеиваются в корпус в процессе его намотки. Для продольной фиксации слоев и укрепления тонкостенной оболочки корпуса в местах образующей наклона угла 4. применяются вставки выполняемые вращения намоткой углеродной нити, пропитанной эпоксидной смолой. Топливная шашка 9 центрируется в корпусе двигателя при помощи вставок 6, вклеиваемых в шашку в процессе ее заливки. Теплоизоляция стенок корпуса в процессе горения заряда происходит за счет самого топлива. Во избежание прогара корпуса в конце горения заряда используются два слоя теплоизоляционного материала: из алюминиевой фольги 8, в котором формуется шашка; из асбестовой ткани 7, пропитанной эпоксидной смолой и намотанной на готовую шашку. Так как топливный заряд вкладывается в корпус, в горения возможны его колебания процессе продольном направлении. Для предотвращения этого накручиванием необходимо перед сопла резиновое кольцо на нижнюю вставку 6. Для зажигания заряда используется воспламенитель 10, который крепится с помощью втулки 11 из эпоксидной смолы в заднем днище 5. Для предотвращения попадания газов к ракете используется изолятор 12, фиксируемый крышкой 13. Поджёг воспламенителя осуществляется от бортовой сети ракеты через провода, подсоединенные к проволоке 14.

Рассмотренная конструкция обладает рядом достоинств по сравнению с остальными схемами РДТТ:

1) Возможность многократного использования.

- 2) Возможность использования сопел различной формы или замены сопел в случае ухудшения их качества в процессе эксплуатации.
- 3) Сочетание композиционных материалов, обладающих высокими удельными характеристиками с металлическими элементами, которые хорошо обрабатываются, прочны и стойки к высоким температурам.

Однако описанная конструкция обладает и рядом недостатков, которые требуется устранить перед использованием для запуска ракет, либо отработать экспериментально:

- 1) Утяжеление соплового блока за счет применения резьбового соединения.
- 2) Сложность изготовления и высокая цена металлических деталей.
- 3) Сложность расчета на прочность соединения металла с композитом, что требует проведения дополнительных экспериментов по расчету формы и размеров креплений.
- 4) Сложность изготовления топливных шашек заданной формы.
- 5) Сложность очистки камеры после использования.

Таким образом, как и для любой другой многоразовой системы, для начала отработки конструкции необходимо рассчитать или подобрать экспериментально такие размеры конструкции, материалы и формы деталей, чтобы обеспечивалось снижение цены конструкции при каждом повторном применении. То есть цена N использований данного двигателя должна быть ниже цены N использований аналогичных по характеристикам N одноразовых двигателей.

В дальнейшем планируется проведение необходимых испытаний конструкции двигателя с целью выявления недостатков и точный расчет размеров всех элементов для последующих испытаний двигателя на стенде.

Список использованных источников:

- 1. Лавров Л.Н, Болотов А.А, Гапаненко В. И. и др. Конструкций ракетных двигателей на твердом топливе М.: Машиностроение, 1993 215 с.
- 2. NASA SPACE SHUTTLE, Solid Rocket Boosters. URL: https://www.nasa.gov/returntoflight/system/system_SRB.ht ml. (дата обращения: 09.09.2022)
- 3. РКК «Энергия» Транспортный пилотируемый корабль "Союз МС". URL: https://www.energia.ru/ru/iss/soyuz-ms/soyuz-ms.html. (дата обращения: 09.09.2022)
- 4. Тестоедов Н.А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракетносителей / Н.А. Тестоедов, В.В. Кольга, Л.А. Семенова. Сибирский государственный аэрокосмический университет им. акад. М. Ф. Решетнева, 2014. 308 с.

Философия проектирования информационноуправляющего поля кабины экипажа гражданского воздушного судна

Головин Даниил Альбертович,
Лунев Евгений Маркович,
Пономарев Кирилл Алексеевич
Научный руководитель — Неретин Е.С.
МАИ, Филиал ПАО «Корпорация «Иркут»
«Центр комплексирования», Москва

В работе предложена концепция построения информационно-управляющего поля (ИУП) кабины применением экипажа c стендов поискового моделирования, позволяющая значительно нагрузку на экипаж за счёт применения единого подхода созданию философии кабины экипажа, включая построение индикации всех элементов пультов управления.

Разработка философии кабины экипажа является одним из ключевых аспектов безопасности управления воздушным судном. Несмотря на повышение уровня автоматизации управления самолётом, процесс принятия решения экипажем в нештатных ситуациях является многовариантным, в том числе содержащим ошибки. Для разработке экипаж, при снижения нагрузки на философии кабины большое внимание уделяется созданию интуитивно-понятного представления всего объёма информации, используемого при выполнении полёта, и оптимизации взаимодействия с сенсорным и сенсомоторным полем.

Основным средством отображения информации на современных самолётах являются широкоформатные индикаторы. Основными элементами управления и ввода информации являются пульты кабины экипажа. Вместе с большим количеством различных органов управления

они составляют единое ИУП кабины экипажа, совершенствование которого, повышает ситуационную осведомленность и рациональность действий. Расположение каждого элемента кабины экипажа, а также отображение любого элемента на синоптической странице широкоформатного индикатора, включая их габариты, цвет, яркость, способ управления скрупулёзно прорабатываются с точки зрения эргономики, комфорта визуального восприятия, психологических особенностей человека.

Одним из основных этапов при разработке кабины создание еë модели является специализированных стендах поискового моделирования (прототипирования). Далее необходимо проведение отработки моделирования длительного этапа разработанных моделей элементов информационноуправляющего поля (ИУП) кабины экипажа не только в представителей инженерно-технического присутствии персонала, но и экспертов: линейных пилотов, лётчиковиспытателей, лётчиков-сертификаторов. Только после результатов предложенной получения анализа философии кабины экипажа и её одобрения всеми участниками требований озвученными учётом руководящих документов, приступать онжом реализации элементов её ИУП.

В работе предложена концепция построения ИУП кабины экипажа с применением стендов поискового моделирования на примере стенда прототипирования филиала «Корпорация ПАО «Иркут» «Центр комплексирования», одобрение получившее представителей российских экипажей лётных корпорации авиакомпаний. лётчиков-испытателей «Иркут», лётчиков-сертификаторов ФГУП ГосНИИ ГА, позволяет значительно повысить качество и сократить сроки разработки философии кабины экипажа, обеспечивает единую идеологию управления всем ИУП кабины, включая интерактивные и пассивные элементы, что, в свою очередь, позволяет существенно снизить нагрузку на экипаж по сравнению с существующими решениями, применяемыми на современных самолётах гражданской авиации.

Разработка математических моделей всех элементов ИУП кабины экипажа проводилась в средах разработки MATLAB Simulink и ANSYS SCADE, автоматизация работы стенда — при помощи комплекса TechSAT, а также разработанного на языках программирования Python и С# программного обеспечения.

Список использованных источников:

- 1. Иванов А. С., Неретин Е. С. Разработка методики управления информационным полем кабины экипажа гражданского самолета // Международный информационно-аналитический журнал «Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык». № 4 (27). Декабрь 2020. Режим доступа: http://ce.if-mstuca.ru/wp-content/uploads/2020/04/Ivanov_Neretin_CE_2020-4.pdf 07.07.2022.
- 2. Neretin E. S., Lunev E. M., Grigoriev N. M., Ivanov A. S. Aircraft cockpit information field control methodology // Journal of Physics: Conference Series. № 1958. 2021. Режим доступа: https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1958/1/012031 07.07.2022.

Оценка эффективных режимов работы магниторезонансного плазменного двигателя

Грабовский Иван Игоревич Научный руководитель - Гурьянова М.М. РГАТУ имени П.А. Соловьева, Рыбинск parsec1.34@gmail.com

Традиционно, в области двигателестроения, для оценки эффективности двигателей применяют такие характеристики как тяговый и энергетический КПД [1]. численных распределению ИХ значений некоторых определяющих параметров строят кривые рабочих режимов. Из всего возможного набора кривых выбираются наиболее эффективные кривые рабочих формируют которые нишу применения режимов, рассмотренного класса двигателей. При этом, определяя применения двигателя, формируются перспективы его развития в рамках заданной концепции и корреляции с параметрами отсечки (физических и технических ограничений).

существующих Для электрических ракетных двигателей (ЭРД) уже найдены соответствующие оптимумы работы и определены перспективы и границы применимости [2-3]. Однако для неклассических схем таких как магниторезонансный плазменный двигатель (МРПД), оценка эффективности по линиям рабочих режимов ранее не проводилась. Поэтому для определения перспектив развития и поиска ограничений концепции магниторезонансного ускорения рабочего разработана методика расчета была тела соответствующих интегральных показателей эффективности.

Особенности конструкции МРПД определяют и ряд характеристик, которые не связаны с КПД, но

определяют эффективность двигателя как устройства в составе космического аппарата (КА) или двигательной установки (ДУ). В разработанном методе оценки эффективности, такие параметры отнесены к корреляционным параметрам отсечки и учитываются они на предельных случаях работы двигателя.

В разработанной методике расчета учитывается влияние 4 наиболее энергоёмких и ключевых систем двигателя: магнитная система контрагирования, система ускорения, компенсации заряда И ионизации. Наибольший энергетический вклад специфику работы МРПД отражающий магнитная система контрагирования. Поэтому за основу разработанной методики расчета была методика расчета существующая постоянных электромагнитов. Произведенный расчет по методике [4] позволил создать опытную экспериментальную установку имитирующую принцип работы системы контрагирования в МРПД на электронах. Входные данные расчета были заданы с учетом возможности экспериментально верифицировать метод расчета в соответствии с параметрами МРПД.

Верификационная модель расчета электромагнита во многом опирается на ряд опытных коэффициентов и в рекомендуемом хорошо функционирует только Поэтому диапазоне. ДЛЯ оценки мощностных характеристик МРПД на различных режимах работы и в особенности на предельных режимах необходимо использовать модифицированный метод расчета. При этом этот метод расчета основывается на верификационном расчете, но новый возможности рафинируется от тех элементов расчета, которые связаны со средними оценками тех или иных величин. Вместе с абстрагированием меняется

порядок расчета, так как предполагается что на предельном режиме работы, ограничиваясь кривой стали, магнитная индукция намагниченности критическом зазоре остается постоянной и геометрия полюса рассчитывается из интегральных параметров МРПД. На режимах до насыщения стали по кривой расчет ведется итерационным намагниченности согласии расчетом интегральных метолом c параметров МРПД.

Верификация аналитического расчета происходит в два этапа: верификация численными методами расчета и верификация экспериментом. Расчетные величины индукции магнитного поля согласуются аналитическим расчетом, как в стали магнитопровода, области критического зазора. При этом расчетная величина вектора общей критической силы составляет 275,26 Н. Так как в аналитическом расчете задавалась величина общей критической силы равная 294,2 Н, то разница в величине общей критической силы составляет 18,94 Н, что составляет 6,43 % отклонения от абсолютной величины. С учетом множества опытных коэффициентов и графо-аналитического метода расчета кривым намагниченности ПО такое отклонение приемлемо. Аналогичные отношения были проверены на меньшем масштабе экспериментально. При этом потребляемая мощность малого масштаба составляла 146,5 Вт а расчетная 142,23 Вт. Это позволило сделать вывод о верификации расчета и справедливости последующего анализа результатов по линиям рабочих режимов.

На основе разработанной методики расчета и определения тягового КПД проведен анализ мощностных характеристик МРПД на различных рабочих режимах. Для наглядности представления

тенденции развития и перспектив МРПД представлен график линий рабочих режимов на рисунке 1. Область оптимального применения МРПД в текущей постановке описывается кривыми от 10^5 до 5.10^5 м/с. Эта область представляет малый интерес, так как находится на областей применения границе электростатических двигателей. Наиболее перспективной является область применения ЭРД на двух последующих режимах. При росте доли оптимизации системы контрагирования в массогабаритном отношении, ЭРД на данном режиме будет существенно превосходить аналогов. Последние 3 режима не рассматриваются как перспективные в ближайшее время, так как присутствуют различные эффекты, снижающие КПД релятивистские накладывающие свои ограничения на смежные системы в ЭРД.

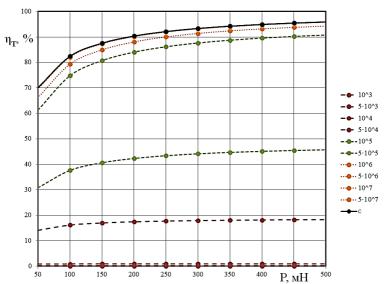


Рисунок 1 - Линии рабочих режимов МРПД

Список использованных источников:

- 1. O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D.F. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review. 2021. P. 30.
- 2. Krejci D., Lozano P. Space Propulsion Technology for Small Spacecraft // Proc. IEEE. 2018. Vol. 106, № 3. P. 362–378.
- 3. Holste K. et al. Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer // Rev Sci Instrum. 2020. P. 55.
- 4. М.А. Любчик. Расчет и проектирование электромагнитов постоянного и переменного тока, под общей редакцией проф. Б.Ф. Вашуры. Типография Госэнергоиздата, Москва, Шлюзовая набережная, 10. 1959 г, 225 с.

Разработка приложения для внутренних коммуникаций как способ повышения эффективности производственной деятельности

Дорошкевич Софья Олеговна Научный руководитель - Власова С.В. МАИ, Москва doroshkevich so@mail.ru

Эффективность внутренних коммуникаций предприятий в условиях информационных перегрузок групповых бизнес чатов, обилия ссылок и необходимости регистрации личных сообщений сотрудников требуют совершенствования.

Актуальность данной работы определяется необходимостью упрощения виртуального общения производственного участников внутри шикла предприятий аэрокосмических более за счет эффективного использования мессенджеров.

Гипотеза исследования заключается в предположении о возможном повышении эффективности деятельности организаций при облегчении коммуникации в рамках отдельно взятой компании на базе интернет-приложения, концепция и наполнение которого будут разработаны автором данной работы.

Изучение работ А. А. Петровой, Н. И. Чекаловой, А.В. Гавур и А.А. Кузьмичевой позволяет автору считать внутренние коммуникации на предприятиях эффективной бизнес-функцией для решения следующих задач:

- 1. Содействие сотрудничеству между подразделениями.
- 2. Распространение информации среди сотрудников в кратчайшие сроки.
- 3. Предупреждение неадекватного отношения руководителей к коммуникациям.
- 4. Обеспечение сосредоточенности на корпоративных целях.

Использование сотрудниками мобильных приложений (Mobile Apps) значительно улучшает эффективность общения в режиме always-on, позволяет коммуницировать асинхронно, вести долговременные диалоги онлайн, анализировать списки бесед, контролировать списки отправленных сообщений в корпоративных мессенджерах.

Изучив информационные, аналитические, организационные и коммуникативные средства внутреннего общения в компаниях, автор сравнил два популярных инструмента-субститута коммуникации: брифинги/совещания и корпоративные социальные сети (КСС). Проведено интервью со специалистами по

управлению персоналом аэрокосмического кластера, результаты которого представлены в таблице 1.

Таблица 1. Анализ эффективности брифингов и КСС

(составлено автором)

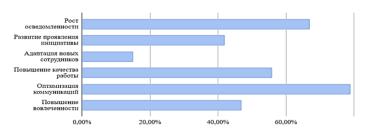
| Параметр сравнения | Брифинг/совещание | Корпоративные социальные сети |
|----------------------------|--|---|
| Присутствие | Очное или беспрерывное, в течение связи онлайн | Онлайн, без обязательного постоянного присутствия |
| Планирование | За определенный период времени; подобрать время так, чтобы участники смогли присутствовать | Не требуют. |
| Затраты времени | От 30 минут и более | От 1 минуты |
| Структуриро- ванность | Возможно провести отдельные б/с для разных подразделений (с увеличением затрат времени) | Опция рассылки позволяет сообщить важную информацию нескольким подразделениям сразу |
| Дополнительн ые условия | Место/техника, рассчитанная на видеосвязь, платформа для видео связи | Наличие смартфона |

Данные таблицы 1 показывают преимущество КСС в качестве инструмента повышения эффективности трудовой деятельности, что привело автора к идее разработать собственное приложение для дальнейшего улучшения оперативности КСС.

Дополнительный анализ данных опроса, проведенного платформой HeadHunter среди 138

компаний, из которых 25% уже используют КСС, подтверждает гипотезу.

Таблица 2. Преимущество использования КСС как вида внутренних коммуникаций



разработать универсальное Предлагается приложение с рабочим названием «Цель 1», в которое будут встроены групповые и личные чаты, to do lists, доски, без связи с облачными хранилищами. Задача: отсутствие открытой публикации личных контактов при регистрации сотрудников, а только указание ФИО, должности, отдела. Для ускорения передачи сообщений не используется личный номер или электронная почта вся коммуникация находится сотрудника, приложения. Главной функцией мессенджера станет возможность обмена информацией, рассылки уведомлений, создания бесед, диалогов только по названию отдела и должности. Также необходима опция чатов для выполнения мелких задач с назначением сроков и ответственных, что ускорит старты диалогов, а management software field также ДЛЯ выездных сотрудников.

По результатам исследования сделаны следующие выводы:

1. Упрощение внутренних коммуникаций на предприятиях способствует росту эффективности осознанности восприятия информации сотрудниками.

- 2. КСС является наиболее технологичным и перспективным инструментом выстраивания внутренних коммуникаций, в частности, для предприятий аэрокосмоса.
- 3. Разработка автором интернет-приложения для улучшения внутренней бизнес коммуникации позволит поднять эффективность корпоративных мессенджеров.

Список использованных источников:

- 1. Чекалова Н.И. Антикризисный PR в системе внутренних коммуникаций на авиатранспортном рынке // Научный вестник МГТУ ГА, 2009. URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=12990945 (дата обращения: 03.09.2022)
- 2. Петрова А. А. Корпоративная социальная сеть в менеджменте. URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=42360176 (дата обращения: 31.08.2022)
- 3. Перкова Е.П. Система внутренних коммуникаций промышленных мероприятий // Современные тенденции в экономике и управлении, 2015. URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=49065812 (дата обращения: 08.09.2022)
- 4. Александрова И.А., Реутова Н.В., Сапожников С.Ю. Деловые коммуникации Забайкал. гос.ун-т. Чита : 3аб Γ У, 2018. 137 с.
- 5. Сафина А.А. Коммуникационный менеджмент. Казан. ун-т, 2015.-104 с.
- 6. Болдырева Н.В. Роль и значение внутренних коммуникаций в условиях современного бизнеса // Вестник евразийской науки, 2018. URL: https://esj.today/53ecvn118.html (дата обращения: 05.09.2022)

7.

Влияние случайных процессов на имитационную модель замкнутой системы автопилота самолета

Дружинин Алексей Алексеевич Научный руководитель – Демченко А.Г. МГТУ ГА, Москва drusalexey@gmail.com

Статическая динамика автоматических систем изучает поведение под воздействием случайных управляющих и возмущающих сигналов, которые более точно соответствуют реальной действительности, чем детерминированные воздействия, изучаемые в классической Теории Автоматического управления (ТАУ). В качестве примера такой система рассматриваем автопилот самолета по одному из каналов.

Автопилот — это средства автоматического и стабилизации углового управления положения самолёта путём автоматического отклонения рулей (рулей высоты, руля направления, элеронов) при возникновении отклонений текущих значений углов тангажа, курса и крена от заданных [1]. В ней полезным сигналом являются сигналы, поступающие на вход автопилота и определяющие требуемый закон движения случайными помехами самолета, является непрерывные изменения лобового сопротивления и подъемная силы самолета вследствие порывов ветра, колебаний плотности атмосферы и другие причины [2].

В работе представлены результаты применения метода математического моделирования и применения метода математического моделирования к решению задач статистической динамики с помощью имитационной модели.

Рассмотренный автопилот описывается системой линеаризованных дифференциальных уравнений, из которых мы в ходе математических преобразований коэффициенты, определяем необходимые все параметры, законы управления системы ДЛЯ дальнейшего построения математической ee имитационной модели в среде SimInTech.

После смоделируем случайные сигналы, которые каким-то образом будут влиять на замкнутую систему и делать ее динамически неустойчивой.

Следующем шагом будет определения основных характеристик случайного процесса — методом математического вывода, а также с помощью построенной имитационной модели. Такие как математическое ожидание, дисперсия, корреляционная функция, ошибка дисперсии и т.д.

В ходе анализа полученных значений и графиков мы сможем определить оптимальное значения постоянной времени для элементов замкнутой системы автопилота, которое минимизирует суммарную дисперсию ошибки и позволяет сделать автопилот достаточно устойчивым.

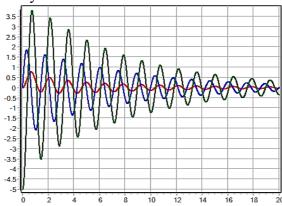


Рисунок 1 - Переходные процессы устойчивого автопилота самолета

В моделировании, продемонстрировано на рис. 1, после минимизирования суммарной дисперсии ошибки позволяет сделать вывод что, самолет стал более устойчивее при возникновение постоянного случайного воздействия на него.

Список использованных источников:

- 1. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов. М.: Транспорт, 1995. 448 с.
- 2. Глухов В.В.Статическая динамика автоматических систем. М.: МГТУ ГА, 2003. 20 с.
- 3. Bargmann V., Michel L., Telegdi V.L. Precession of the polarization of particles moving in a homogeneous electromagnetic field // Phys. Rev. L. 1959. V. 2. P. 435.

Вращающиеся системы – новый вид космических аппаратов

Екимовская Анна Алексеевна Научный руководитель – Лебедев В.В. МАИ, Москва any_ekimovskaya03@mail.ru

Цель работы — обеспечить орбитальное маневрирование космического аппарата (КА) без использования химического топлива: исключение из состава КА опасных веществ, энергетическое обеспечение малых КА.

Традиционные конструкции космических аппаратов практически полностью исчерпали предел своих технических возможностей. Для дальнейшего освоение космического пространства нужны принципиально новые технические решения. Вращающиеся космические системы являются новым

предложением в развитии космической техники. В настоящее время всё больше внимания начинают уделять малым космическим аппаратам для построения глобальных группировок связи и дистанционного зондирования Земли. Уменьшение аппаратов не решило, напротив, космических обострило проблему энергетического обеспечения и межорбитального маневрирования объектов. конструкции малого размера нельзя разместить топливо двигательной работы установки, проектируют небольшие объекты ДЛЯ определённых орбит без возможности маневрирования в космосе. Актуальной стала новая задача замены энергии химического топлива другими видами орбитального обязательно безопасными, ДЛЯ маневрирования малых КА.

Объектом исследования являются вращающиеся космические системы, как тросовые, так и жёсткие. изучение обоих вращающихся видов конструкций. Предмет исследования связан комплексом характеристик нового вида космических аппаратов. Для тросовых систем сначала были изучены нагрузки, возникающие в гибких связях при вращении орбитального [1]. изучение Затем началось маневрирования вращающихся систем после разрыва связи [3,4]. Вращательная энергия системы может быть использована для получения маневрового импульса. Например, для безопасного возвращения КА на Землю с низкой орбиты нужен тормозной импульс не более 100 м/с. Такую скорость обеспечит вращающаяся тросовая или жёсткая система радиусом 100 метров с угловой скоростью вращения 1 рад/с после разрыва связи. Это приемлемые технические характеристики, особенно для беспилотных КА. Для пилотируемых КА вращение системы, конечно, с меньшими скоростями, позволяет создать искусственную гравитацию. Таким образом, задача сразу стала системной, комплексной. Суть технического предложения приведена на схеме на рис.1. Так как система вращается, то векторы скоростей изменяют направление. Вектор центра масс КА должен лежать в плоскости вращения. Разрыв троса надо выполнить управляемо, то есть в момент, когда скорость от вращения одного груза сонаправлена скорости центра масс КА, а скорость другого груза противоположно направлена. Тогда после разрыва троса или жёсткой связи первый груз получит разгонный импульс и увеличит высоту апогея, а второй груз затормозится и уменьшит высоту перигея.

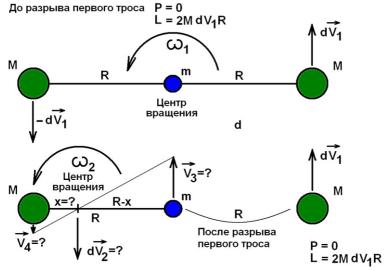


Рисунок 1 - Получение импульса для орбитального манёвра после разрыва троса

Для проверки выдвинутой гипотезы и предложенного технического решения были проведены тестовые расчёты. Для орбитального манёвра Гомана нужны два импульса, поэтому тросовая система должна

иметь две разрывающиеся связи, в перигее для поднятия апогея, а потом в апогее для поднятия перигея при восходящем манёвре. При нисходящем — всё наоборот. На рис.2 показан пример расчёта по комплексу

авторских программ [1].

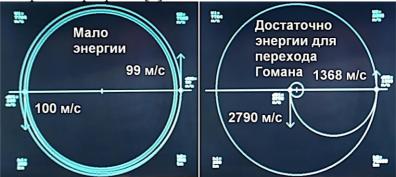


Рисунок 2 - Пример тестового расчёта орбитального перехода Гомана

Выводы по работе.

- 1. Безопасность обусловлена отсутствием на борту КА химического топлива. Для маневрирования используется энергия вращения.
- 2. Вращающаяся система аккумулятор механической энергии. Для пилотируемых КА вращение быстрее 1 град/с не допустимо по медицинским ограничениям, для беспилотных КА ограничений нет.
- 3. Раскрутку системы можно выполнить либо на Земле перед стартом в случае малых КА под обтекателем, либо на орбите. Во втором случае требуется топливо, но оно будет сразу израсходовано, не нужно хранить на орбите опасные вещества.
- 4. В РКК «Энергия» разработан проект возвращения КА с помощью качающейся тросовой системы. Если качательное движение способно

перевести КА на другую орбиту, то вращение и подавно повторит то же самое.

- 5. Этим способом можно уменьшить засорение орбит, возвращая объекты на Землю.
- 6. Подана заявка на патент на изобретение (2021126157) «Способ межорбитального маневрирования КА» [4].
- 7. Разработана учебная установка для демонстрации сил во врщающейся тросовой системе. Подготовлена вторая заявка на патент на изобретение.

Список использованных источников:

- 1. Екимовская А.А. Применение табличного редактора Microsoft Excel для решения задачи о космической тросовой вращающейся системе / Научнометодическое издание: Материалы XXXI конференции «Современные информационные технологии в образовании». Ред. Группа: Алексеев М.Ю. и др. Фонд новых технологий в образовании «БАЙТИК», ИТО-Троицк-Москва, 2-3 июля 2020. 572 с. ISBN 978-5-89513-468-9. С.507-511.— Эл. ресурс: https://lk-ito.bytic.ru/uploads/files/materials.pdf
- 2. Екимовская А.А. Применение вращающихся тросовых космических систем для орбитального перехода Гомана / Ред. Группа: Алексеев М.Ю., Алексеева О.С., Калабухова Д.А., Киревнина Е.И. Научно-методическое издание. Материалы IV Всероссийской конференции «Умный мир руками детей» (Электронное издание), Троицк-Москва, 29-30 июня 2021 г. 224 с. Ил. С.84-90. ISBN 978-5-89513-495-5.
- 3. Екимовская А.А. Орбитальный переход Гомана посредством вращающихся тросовых систем / VI Музруковские чтения: Материалы Международной научно-практической конференции, 25-29.09.2021 г. –

ГБПОУ СПТ им. Б.Г.Музрукова, отв. за вып. И.В.Столяров: Саров, Интерконтакт, 2021. – 422 с. – ISBN 978-5-6045873-1-7. – С.41-46.

4. Екимовская А.А. 11 класс. Способ межорбитального маневрирования космического аппарата. Заявка на патент на изобретение RU № 2021126157, приоритет от 06.09.2021 г.

Разработка модели ракеты «ЧМ-1» с активной системой спасения

Жердев Никита Алексеевич, Марченко Светлана Валерьевна Научный руководитель — Руденко М.С. СибГУ им. М.Ф. Решетнева, Красноярск zherdev.nikita98@mail.ru achi.trunaki@gmail.com

Основная задача студенческого конструкторского бюро (СКБ) «Старт» является развитие инженерного потенциала студента, за счет внедрения практико-ориентированного метода обучения. Создание модели ракеты, где студенты могут проявить инженерное творчество, от задумки до реализации способствует этому [1].

СКБ «Старт» образовано на кафедре Летательных аппаратов в 2017 году (ИКТ, СибГУ им М.Ф. Решетнева) [2] и специализируется на проектирование, конструирование и производстве ракетной техники, в частности модели ракет.

Ракета «ЧМ-1» разработана в рамках Всероссийского чемпионата «Старт с Восточного», который ежегодно проводится на площадке АмГУ в городе Благовещенск. Требования для начального проектирования модели ракеты:

- Активная системы спасения.
- Возможность приема телеметрии с электроники во время полета.
 - Ограничение массы до 1 кг.
 - Импульс модельного двигателя 100 Н·с.
 - Имитация полезного груза.

Для изготовления основных частей ракеты (корпуса, стабилизаторов и обтекателя) использовали композиционные материалы, потому что в ракетомоделирование особое значение имеют характеристики, такие как: малый вес конструкции, устойчивость к осевым нагрузкам и возможность многоразового использования.

Было решено изготовить корпус модели ракеты из углепластика, потому что он является материалом с высокими удельными характеристиками, состоящий из углеволокнистого наполнителя и связующего вещества. Для связующего была выбрана эпоксидная смола ЭД-20 с отвердителем ПЭПА. Обоснованием для данного выбора служило высокая удельная прочность, высокая жёсткость, высокая износостойкость получившегося композиционного материала.

Метод для изготовления корпуса модели был выбран метод ручной намотки, так как сравнительно простой процесс изготовления. Создание стабилизаторов происходило методами ручного лазерной формования И резки. Обтекатель изготавливался помощи метода вакуумного при формования, проводилась заранее выкладка на выфрезерерованной форме.

Для обеспечения устойчивости во время полета, необходимо рассчитать и обеспечить оптимальное расположение центра давления и центра тяжести ракеты. Было использовано программное обеспечение

Ореп Rocket. По результатам расчета центр тяжести находится от начала обтекателя на расстояние 46,6 см, а центр давления 76,9 см, что составляет запас устойчивости 5,84 калибра. Основные характеристики модели ракеты «ЧМ-1» представлены в таблице 1.

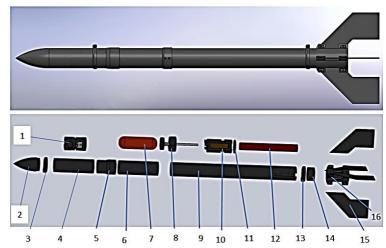


Рисунок 1 - Трехмерная модель ракеты «ЧМ-1»

1 - полезная нагрузка; 2 - обтекатель; 3-направляющее кольцо; 4-корпус $\Pi\Gamma$; 5 — переходник; 6- корпус системы спасения; 7-парашют; 8 - система спасения; 9 - корпус основной; 10 - бортовой комплекс;

- 11- фиксатор двигателя; 12 двигатель; 13 направляющее кольцо;
- 14 шпангоут; 15 стабилизаторы;
- 16 крепление стабилизаторов.

Таблица 1 - Массогабаритные характеристики модели ракеты

| № | Характеристика | Значения |
|---|---------------------|----------|
| 1 | Сухая масса, гр | 662 |
| 2 | Стартовая масса, гр | 836 |
| 3 | Масса ПГ, гр | 57 |

| 4 | Длина ракеты, мм | 963 |
|---|---|------|
| 5 | Диаметр корпуса, мм | 52 |
| 6 | Диметр ракеты со стабилизаторами, мм | 238 |
| 7 | Удлинение ракеты | 18,5 |

По результатам пуска, модель ракеты «ЧМ-1» достигла высоты полета 236,6 метров, активная система спасения сработала штатно, раскрыв парашют после достижения апогеи высоты.

Список использованных источников:

- 1. Разработка экспериментальной модели ракеты «Capella-M» с целью развития профессиональных навыков студентов В.В.Майоров, А.Ю.Демина, П.В. Фадеенков / Решетневские чтения, 2021, стр. 36-37.
- 2. Сибирский государственный университет науки и технологий им. академика М.Ф.Решетнева / Институт космической техники [Электронный ресурс] URL: https://sibsau.ru/departments/334/ (дата обращения: 05.09.2022)

Анализ методов оценки безопасности ЛА и его систем

Жульева Анна Денисовна Научный руководитель – Константинов И.А. МАИ, Москва annamails@yandex.ru

На сегодняшний день анализ безопасности воздушного судна является наиболее приоритетным направлением в авиационной отрасли в виду стремительно растущего числа систем, их сложности и взаимной интеграции друг в друга.

действующей нормативной Согласно предполагается документации, использование нескольких метолик ДЛЯ оценки безопасности летательного аппарата (далее – ЛА) и его систем, среди которых: FFBD диаграммы, деревья отказов Марковские цепи. Каждый из этих методов имеет как свои преимущества, так и свои недостатки.

Процесс анализа безопасности ПΑ тем сложнее, чем сложнее исследуемая система и количество связей между ее элементами. Если существует системы большое количество всевозможных состояний и она реализовывает большое количество функций, то использование первых двух оценки безопасности достаточно методов ДЛЯ затруднительно. Это связано с тем, что в методах FFBD диаграмм и деревьях отказов для проведения анализа предполагается использование группы Однако объем информации и множество различных могут быть оценены без должной состояний не информационной системы. Дерево отказов в свою очередь может быть построено автоматически на основе функциональной модели авиационной системы, но каждое конкретное дерево будет описывать только одну функцию верхнего уровня. В результате требуемое количество деревьев отказов должно быть не меньше количества функций, которая реализует данная система. Всех этих недостатков лишен Марковский анализ, который на сегодняшний день, с учетом сложности авиационных систем, является более универсальным инструментом оценки безопасности ЛА.

Недостатком Марковского метода в анализе безопасности систем ЛА можно считать высокую сложность построения моделей и наличие более существенных вычислительных мощностей для

решения полученных систем дифференциальных уравнений.

В настоящем докладе дается качественная оценка методов оценки безопасности систем ЛА с применением Марковского анализа на примере системы торможения современного ЛА.

Список использованных источников:

- 1. AP МАК P-4761 Руководство по методам оценки безопасности систем и бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации." от 2010.
- 2. Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems ARP4754A, 2010r.
- 3. Резчиков А.Ф., Кушников В.А., Хуртин Д.Н. Вероятностный анализ безопасности самолета ИЛ-76ТД. Компьютерные науки и информационные технологии, Материалы Международной научной конференции, Саратов 2012г.
- 4. Фам Суан Чыонг Анализ безопасности функционирования систем летательных аппаратов при воздействии дестабилизирующих факторов: автореф. дис. ... канд. т.н. наук: 05.13.01. Москва, 2014.

Технология выполнения отверстий под высокоресурсные соединения при стыковке отъемной части крыла с фюзеляжем самолета

Загородний Алексей Евгеньевич Научный руководитель — Марьин С.Б. КнАГУ, Комсомольск-на-Амуре <u>aleksey_yz@mail.ru</u>

Одним из ответственных этапов окончательной сборки самолета является процесс выполнения отверстий по стыку бортовой нервюры отъемной части крыла (ОЧК) с центропланом (ЦП) самолета. Качество

выполненных отверстий влияет на ресурс планера и безопасность использования воздушного судна, что делает процесс разделки наиболее ответственным этапом в агрегатной сборке планера.

В данной статье рассматривается технологический процесс выполнения отверстий по нижним панелям ЦП совместно с нижним поясом бортовой нервюрой ОЧК ближнемагистрального самолета SSJ-100 реализуемый на предприятии ПАО «Корпорация «Иркут» «Региональные самолеты» в г. Комсомольске-на-Амуре.

Технологически разделку отверстий по нижним панелям ЦП совместно с нижним поясом бортовой нервюры можно разделить на три этапа:

- 1. Предварительная сверловка 248 отверстий (Ø10H12) по нижним панелям ЦП совместно с нижним поясом бортовой нервюры.
- 2. Разделка, раскатка 124 отверстий (Ø12H9) 1-ой очереди по нижним панелям ЦП совместно с нижним поясом бортовой нервюры.
- 3. Разделка, раскатка второй половины отверстий 2-ой очереди по нижним панелям ЦП совместно с нижним поясом бортовой нервюры.

Наиболее затратными являются предварительные операции выполнения отверстий, т.к. требуют больших финансовых затрат на проектирование и изготовление технологической оснастки, в качестве которой используются кондукторы для сверления отверстий.

Кондукторы выполнены из алюминиевого сплава В95 (см. рисунок 1), имеют сложную геометрию, повторяющую поверхность ЦП. Для компенсации перепада высот, т.к. панель ЦП имеет зоны переменной толщины, на кондукторах имеются компенсирующие упоры разной высоты. Для увеличения ресурса

отверстий кондуктора, в конструкции предусмотрены запрессованные закаленные стальные втулки [1].

Перед установкой кондукторов предварительно рассверливаются направляющие отверстия с Ø2,7 мм до Ø6 мм (в каждой панели по 4 отверстия), затем устанавливается кондуктор при помоши технологических втулок и болтов. Технологические втулки служат для выполнения отверстий меньшего диаметра. Запрессованная закаленная втулка имеет размеры, соответствующие для установки сверлильной автоматической подачей машины режущего инструмента.

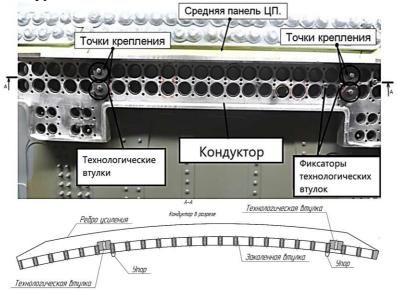


Рисунок 1 - Кондуктор для сверловки отверстий по средней нижней панели $\Pi\Pi$

Алгоритм выполнения отверстий имеет следующую последовательность (см. рисунок 2). В данном алгоритме не учитывается 1-ая и 2-ая очередь разделки и раскатки отверстий.



Рисунок 2 - Алгоритм выполнения отверстий

Показателем качества выполненных отверстия является отверстия раскатки замер каждого ДО Минимальное нутромером И после раскатки. приращения диаметра после раскатки должно быть не менее 0,015 мм.

Анализ технологического процесса выполнения отверстий по нижним панелям ЦП совместно с нижним поясом бортовой нервюры ОЧК показал, что данный процесс онжом улучшить при использовании робототехники. Ha данный момент времени робототехника не является дорогим лостаточно средством технологического оснащения, что делает данное решение перспективным.

Применение робототехники существенно ускорит процесс стыковки и повысит качество выполнения высокоресурсных соединений, т.к. будет исключен частично человеческий фактор. Стоит отметить тот факт, что полностью исключить ручные работы нельзя, т.к. при выполнении отверстий имеются проблемные зоны. Проблемными зонами являются 1-я и 2-я стенки ЦП, кронштейны крепления обтекателя крыло-фюзеляж (ОКФ). Данные проблемы обусловлены тем, что при имеющихся допусках на изготовление, по стенкам 1 и 2 не обеспечивается минимальная перемычка, что может учесть основной производственный рабочий (ОПР) и сместить крепеж в указанной зоне согласно допуску. По

кронштейнам ОКФ необходимо обеспечить положение проушины крепления согласно КД. Также имеется проблема при установке фитингов стыковочных. Фитинги имеют ступенчатую форму, что при совокупности факторов вызывает достаточные трудности непосредственно при установке крепежа, а именно геометрия шайбы может попадать на ступеньку фитинга стыковочного, что можно учесть при ручной сборке [2].

Данные проблемы можно учесть при работе частично робототехники, позволит что автоматизировать процесс выполнения отверстий по нижним панелям ЦП с существенным уменьшением технологической оснастки И значительным уменьшением ручного труда, либо полностью решить данные проблемы за счет использования протокола замеров для каждого воздушного судна, что позволит учесть смещение конкретной детали и автоматически адаптировать программу выполнения отверстий для конкретного воздушного судна.

Внедрение робототехники с учетом проблем существенно удешевит производство, снизит дорогой трудоемкость количество оснастки И выполняемых работ. Стоит отметить тот факт, что робототехника не требует таких вложений на обучение, в отличие рабочего персонала, т.к. для выполнения отверстий требуются слесаря-сборщики раскатки аппаратов летательных не ниже Перечисленные выше преимущества подтверждают применения робототехники перспективность ДЛЯ выполнения отверстий по нижним ЦП совместно с нижним поясом бортовой нервюры ОЧК.

Список использованных источников:

- 1. Гусева, Р. И. Проектирование и монтаж сборочных приспособлений: учеб. пособие / Р. И. Гусева, С. Б. Марьин. Комсомольск-на-Амуре : ФГБОУ ВО «КнАГУ», 2022. 99 с
- 2. Гусева, Р. И. К вопросу расчета точности сборки узлов и агрегатов планера самолета / Р. И. Гусева // Ученые записки Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета. 2011. N01-1(5). С. 16-22.

Автоматизированная система анализа гербер файлов для повышения качества трассировки печатных плат в технике специального назначения

Зимин Артемий Александрович Научный руководитель — Исаев В.В. МАИ, Москва trinal.fool@gmail.com

Трассировка — одна из наиболее трудоёмких проблем автоматизации проектирования электронных устройств и в тоже время качество трассировки влияет на поведение сигнала, он может быть отражен и достигнуть исходного контакта, ухудшив исходный сигнал. Это имеет большое значение в производстве печатных плат для бортовой электроники воздушных средств перемещения. Решение поставленной проблемы позволит повысить качество трассировки, за счёт преждевременного выявления недостатков проектировки.

Проблема в анализе трассировки является использование САПР, таких как Altium Designer, Cadens

Alegra Mentor, Graphic PCB и множество других, в свою очередь каждая программа имеет свою структуру. Однако существует промышленный стандарт гербер, с которым работают все современные CAD системы.

В ходе работы создана программа со следующими функциональными возможностями:

- 1. Парсинг файлов формата .xls, .xlsx.
- 2. Расчёт качества трассировки печатных плат.
 - 3. Вывод результата.

Расчёт качества трассировки печатной платы производится по формуле (1):

$$Q = k_1 * X_1 + k_2 * X_2 + k_3 * X_3 + k_4 * X_4 + k_5 * X_5 + k_6 * X_6 + k_7 * X_7$$
 (1)

Где, Q — качество трассировки, X_1 — количество переходных отверстий, X_2 — средняя длина дорожки, X_3 — ширина проводников, X_4 — количество слоёв, X_5 — процент площади металлизации, X_6 — класс точности, X_7 — площадь печатной платы. Величины нормированы.

 k_1 , k_2 , k_3 , k_4 , k_5 , k_6 , k_7 — коэффициенты, включающие в себя набор параметров, рассчитывающих вероятность успешного изготовления. В настоящее время это экспертная оценка, показывающая какой параметр больше влияет на надёжность, какой меньше.

Расчёт проводится при условии, что все введенные данные не обращаются в null. То есть переменным присвоены значения, введенные пользователем.

В настоящее время на рынке программного обеспечения имеются визуализаторы гербер файлов, но анализаторов фактически нет. Поэтому в ходе разработки и проектирования новой версии программы, реализованы следующие функциональные возможности:

- 1. Определение количества переходных отверстий.
- 2. Расчёт площади металлизации печатной платы.
- 3. Определение пересечённых дорожек и расчёт средней длины дорожки.
 - 4. Расчёт площади печатной платы.

Разработанные алгоритмы по парсингу файлов формата .GBR сведены к последовательной работе со строками и, в отдельных случаях, с изображениями.

Модифицированная версия программы позволит проектировщику вычислить качество трассировки печатной платы, без собственноручного нахождения переменных, путём парсинга гербер файлов и расчёта переменных для формулы (1).

Список использованных источников:

- 1. IPC-2221B. Общий стандарт проектирования печатный плат [Электронный ресурс]. URL: https://www.ipc.org/TOC/IPC-2221B.pdf (Дата обращения 04.08.2022).

Самолеты амфибии Бартини

Иванников Егор Дмитриевич Научный руководитель – Рыжков В.В. ВГТУ, Воронеж ivannikovegor@inbox.ru

Бартини Роберто Людовигович является одним из самых перспективных и гениальных советских авиаконструкторов 20 века. Ему принадлежит более 60

законченных проектов самолетов [1]. К этим проектам относятся революционные самолеты амфибии с вертикальным взлетом MBA-62 и BBA-14

Рассмотрим подробнее каждый из этих проектов отдельно.

Бартини разработал MBA-62 в 1962 году. Самолет амфибия имел ряд решений, опередивших время.

- 1. Катамаранная схема самолета, которая обеспечивала плавучесть амфибии даже при волнении 4-5 баллов.
- 2. Газоструйная система управления и аэродинамическая компоновка.
- 3. Взлетно-посадочные устройства, которые состояли из поплавков.

Эти решения позволяли осуществлять взлет и посадку на воду и сушу в любом месте. Однако этот проект в то время казался фантастическим и нереализуемым [2].



Рисунок 1 - Самолет амфибия МВА-62

Все наработки из MBA-62 были использованы в другом перспективном проекте Бартини, а именно в

BBA-14. Самолет разрабатывался, как эффективная мера предупреждения удара вражеских подводных лодок, оснащенных атомным оружием, которые могли беспрепятственно плавать вдоль побережья СССР.

ВВА-14 представляет собой самолет амфибию, способную вертикально взлетать с воды или суши. Также у самолета была неплохая крейсерская скорость — 640 км/ч и запас хода 2450 км.

В 1972 году был совершен первый полет ВВА-14, который продолжался в течении часа. Несмотря на необычную компоновку самолета, результаты были не хуже, чем у самолетов с традиционной компоновкой.

В будущем самолет был переделан в экраноплан для более высоких полетов.

Однако интерес к данному проекту после испытаний резко исчез ввиду сложного производства летательного аппарата, и из 3 опытных образцов был построен и испытан только один [3].



Рисунок 2 - Самолет амфибия ВВА-14

В заключении следует отметить оригинальность и революционность проектов Бартини, которые опередили время.

Список использованных источников:

1. Черкасова К.К. Роберто Людвигович Бартини: "Красный барон" и его роль в истории Таганрога / К. К. Черкасова, И. Б. Вакуленко // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. -2010. - № 3. -С. 36-37.

- 2. Львунина Е. А. Сбор и анализ неординарных конструкторских решений в авиационных проектах Роберта Людвиговича Бартини (1897-1974) / Е. А. Львунина, Ж. А. Пащенко // Успехи современного естествознания. -2011. -№ 7. -С. 146-147.
- 3. Заборовский М. Н. Авиаконструктор Роберт Орос ди Бартини / М. Н. Заборовский, О. В. Куропаткина, Е. С. Федорова // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н. Э. Баумана. -2015. -№ 6. С. 513-516.

Особенности гиперзвукового оружия

Иванова Ульяна Ивановна Научный руководитель - Калягин М.Ю. МАИ, Москва uylzolla8@gmail.com

Гиперзвуковой скоростью считается скорость свыше 5 махов. Первой ракетой, преодолевшей гиперзвук, стала немецкая Фау-2, разгонявшейся на завершающем участке полета до 6120 км/ч. В СССР разработка первой гиперзвуковой ракеты началась с проекта «X-90» в начале 1970-х годов, которая могла преодолеть несколько тысяч километров на скорости до 5 Махов - 6000 км/ч. В США в 60 - 70 - е годы были разработаны: экспериментальный ракетоплан X — 15, который достиг 6,7 махов; Dyna-Soar, а также Rockwell X-30 в 80-е годы. В СССР ответом стал гиперзвуковой самолет «Спираль». Однако позже советские и американские проекты были закрыты. Причиной неудач стало отсутствие на то время необходимых технологий,

которые решали бы две главные проблемы: перегрев корпуса и двигатель.

В начале 2000-х гиперзвуковая гонка возобновилась. Проекты разрабатывались в США, России, Германии, Китае, Великобритании и Австралии.

На данный момент различают следующие типы гиперзвуковых аппаратов:

1. Аэробаллистические.

Гиперзвуковые аэродинамические системы сбрасываются с самолета, при помощи ракеты разгоняются до гиперзвуковой скорости и продолжают движение по баллистической траектории. Примером является российская система «Кинжал».

2. Планирующие.

Такая система стартует по траектории, близкой к баллистической. Гиперзвуковые планирующие аппараты поднимаются на большие высоты, а затем, когда достигают апогея, начинают «падать» обратно в атмосферу, где и начинается управляемый полет.

К таким системам относятся: российский «Авангард», китайский «Дунфэн-17».

3. Крылатые.

Разгоняются ракетой до гиперзвуковой скорости, после чего используют воздушно — реактивный двигатель для поддержания скорости. Такая двигательная установка позволила использовать ракетыносители меньшего размера, чем у планирующих. Пример крылатой ракеты — российский «Циркон».

4. Гиперзвуковые самолеты.

Первый гиперзвуковой самолет появился в США в 1960-х годах. Дальнейшее развитие получили суборбитальные космические корабли. В СССР примером такого ЛА был проект «Спираль». Самолет выводился на орбиту ИСЗ, затем возвращался в

атмосферу, выполняя маневры на гиперзвуковой скорости.

Чтобы создать ГЛА, конструкторам необходимо было решить ряд технических проблем, а именно:

- 1. Высокий нагрев. С увеличением скорости набегающего потока. TO есть махов. увеличивается температура газа за ударной волной. При М≥6 температура на поверхности обтекаемого тела достигает 2000 К, а при температуре 5000 К происходит ионизация – образование положительных ионов и электронов. Чтобы преодолеть силу сопротивления встречного гиперзвуковому воздуха, приходится затрачивать часть энергии топлива, что сказывается на температуре внешней оболочке ГЛА. образом возникает проблема «теплового» барьера. Существуют методы активной и пассивной защиты от теплового нагрева. Пассивные способы тепловой защиты элементов ГЛА в основном включают применение многослойных покрытий металлокерамических плиток. К активным относится изменение потока газа, обтекающего ГЛА, а также охлаждение обшивки. Однако наиболее надежными являются методы тепловой защиты, основанные на явлении термоэлектронной эмиссии, то есть передаче тепловой энергии нагрева электронам, находящимся в конструкции защищаемом элементе соответствующего металла. Охлаждение происходит за счет выхода электронов из металла.
- 2. Ионизация проблемы со связью и наведением. Аппарат, летящий с гиперзвуковой скоростью, находится в облаке плазмы, вследствие чего блокируются и искажаются радиосигналы. Для решения данной проблемы можно использовать саму плазму в качестве антенны, либо бортовой генератор,

благодаря которому создается большой отрицательный заряд на антеннах ракеты. Таким образом, в последнем способе происходит отталкивание ионизированного потока плазмы.

3. Двигательные установки.

С ростом скорости полета резко повышается давление и устройствах температура В двигателя, также протяженность и площадь поверхностей диффузора и Поэтому В конструкциях ПВРД скоростей применяется гиперзвуковых торможение сверхзвукового потока в диффузоре и организация горения топлива в камере сгорания. ПВРД – прямоточный воздушно-реактивный двигатель – является самым простым в классе ВРД - воздушнодвигателей тепловых двигателей, реактивных использующих энергию воздуха окисления атмосферы. Чтобы уменьшить тепловые входные и выходные устройства ГПВРД выполняются не осесимметричными, а двухмерными, плоскими. При этом, ГПВРД интегрировано размещают под корпусом ЛА таким образом, чтобы нижняя поверхность ЛА использовалась В качестве поверхностей сжатия и расширения потока.

Постановка задачи: получение оптимальных и рациональных АД форм ГЛА.

Решение: задача построения оптимальной осесимметричной части фиксированной длины была решена еще Ньютоным. Важным элементом являлся передний торец, который являлся участком краевого экстремума. 1960-е годы рамках сопротивления Ньютона были решены вариационные задачи о построении оптимальных пространственных конфигураций. Сопротивление построенных конфигураций звездообразным оптимальных co

поперечным сечением оказались существенно меньше сопротивления «эквивалентных» по длине и объему круговых конусов.

Таким образом, ГЛА позволяют обеспечивать обороноспособность страны, в том числе сдерживать применение ядерного оружия, так как в случае угрозы страна может нанести быстрые и точные удары по противнику, невзирая на его системы ПРО.

Примерами современных ГЛА являются: российский «Авангард», «Циркон», «Кинжал, «Сармат», «Змеевик»; китайский «Синкун»; американский «Boeing X-51».

Перспективы: создание систем ПРО для перехвата гиперзвуковых ракет, воздушно — космических самолетов с ракетами на борту, способных находиться на орбите несколько лет; решение экологических проблем, а именно снижение вброса вредных веществ; улучшение экономических показателей — снижение затрат на эксплуатацию гиперзвуковых аппаратов при сохранении и улучшении тактико-технических характеристик.

Метод намотки композитных конструкций роботом манипулятором

Калашников Алексей Сергеевич, Калашникова Диана Андреевна Научный руководитель – Гирн А.В. СибГУ им. М.Ф. Решетнева, Красноярск fangy.ko@gmail.com

Технический прогресс в различных отраслях промышленности, особенно в авиационной и ракетно-космической технике, неразрывно связан с разработкой новых конструктивных решений и прогрессивных технологий на базе использования современных

высокопрочных волокнистых полимерных композиционных материалов, что объясняется стремлением оптимизировать и удешевить изделия за счет эксплуатации уникальных свойств композиционных материалов.

Намотка — это универсальный метод изготовления композитных конструкций повторяющимися витками нитей или лент в непрерывном автоматизированном режиме. Методом намотки можно получить любую выпуклую форму изделия, при условии, что намотку осуществляют с натяжением наматываемого материала [1].

Необходимость изготовления деталей сложной геометрии привела к разработке инновационных роботизированных ячеек с более чем 2 степенями свободы. В общем случае, роботизированная система намотки нитей состоит из промышленного робота, оснащенного системой подачи и укладки волокон, пропитанных смолой, вдоль направлений основных напряжений деталей сложной формы.

На рис.1 представлен пример такой системы, где 1 – промышленный робот КР 210 R3100; 2 – Стальные балки, соединенные с бетонной плитой; 3 – Позиционер КП1 пассивная часть; 4 – Позиционер КП1 – активная часть; 5 – стальной цилиндр – ось вращения; 6 – шпулярник, со встроенным натяжным механизмом; 7 – открытая ванна со смолой барабанного типа [2].

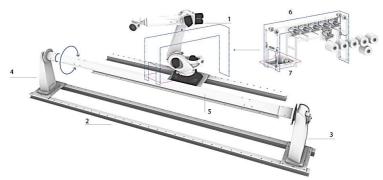


Рисунок 1 - Система пропитки и намотки [2]

В предлагаемом методе подающим нить устройством является робот манипулятор — на нем располагается инструмент, обеспечивающий необходимое натяжение нити. Различными модификациями инструмента можно реализовать все способы намотки:

- мокрый пропитка нити связующим веществом в ванне или через контактный ролик,
- сухой намотка препрега, с его полимеризацией при температурных воздействиях,
- намотка термопластика нагрев материала в процессе выкладки. На рис. 2 представлен инструмент намоточная головка [3].

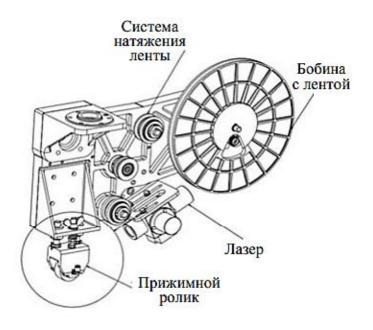


Рисунок 2 - Намотка термопластиком [3]

Для получения лучшего качества композитного материала и обеспечения чистоты производства небольших конструкций, предлагается проводить намотку сухим волокном, с последующей пропиткой вакуумной инфузией.

Список использованных источников:

- 1. Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражения: учеб. Пособие / М.А. Комков, В.А. Тарасов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.-431c.
- 2. Serban Bodea; Christoph Zechmeister; Niccolo Dambrosio; Moritz Dörstelmann; Achim Menges; Robotic coreless filament winding for hyperboloid tubular composite components in construction. Automation in Construction, (2021), doi: https://doi.org/10.1016/j.autcon.2021.103649

3. Ювшин А. М., Андреев Ю. С., Восоркин А. С., Яблочников Е. И. Роботизированный комплекс для реализации технологии автоматизированной выкладки изделий из термопластичных композиционных материалов // Изв. вузов. Приборостроение. 2018. Т. 61, № 8. С. 672—677. doi: 10.17586/0021-3454-2018-61-8-672-677

Проектирование бортового комплекса модельной ракеты с активной системой спасения

Ковалев Денис Андреевич, Калашников Алексей Сергеевич Научный руководитель — Руденко М.С. СибГУ им. М.Ф. Решетнева, Красноярск deniskov.0@mail.ru, fangy.ko@gmail.com

Проектирование и разработка бортового комплекса ракеты является одной из основных задач в современном ракетомоделировании. Это учит решать нестандартные задачи, задействующие не только знания из физики, но и из математики, программирования и некоторых других наук.

Разработанный вариант бортового комплекса представлен на рис. 1 и решает следующие задачи: своевременная активация системы спасения, передача актуальных данных высоты, передача команды активации на имитацию спутника [1].

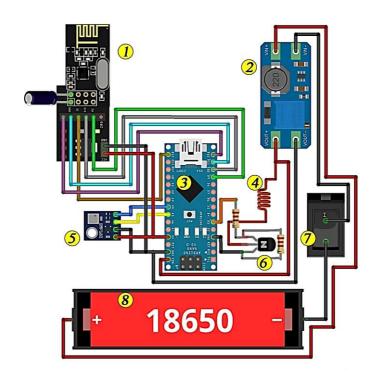


Рисунок 1 - Схема спроектированной системы

1) Радиомодуль nRF24L01+ с адаптером питания 2) Преобразователь напряжения MT3608 3) Микроконтролер Arduino Nano 4) Нихромовая нить 5) Барометр BMP180 6) Транзистор npn 7) Кнопка питания 8) AKБ 18650 Li-ion

Главным элементом Бортового комплекса является микроконтроллер, в нашем случае из-за ограниченного пространства внутри ракеты был выбран микроконтроллер *Arduino* Nano, он принимает значения с барометра, переводит эти данные в высоту [2].

Микроконтролер отслеживает показания высоты полета и при достижении максимальной высоты накаливанием нихромовой нити активирует систему спасения. С помощью радио модуля nRF24L01+ бортовой комплекс передает сигнал включения на

имитацию спутника и отсылает значение максимальной высоты на землю [3].

Имитация спутника осуществляет прием команд с бортового комплекса и передачу телеметрии на наземную станцию по достижению максимальной высоты полета модельной ракеты и активации системы спасения. Схема радиообмена представлена на рис. 2.

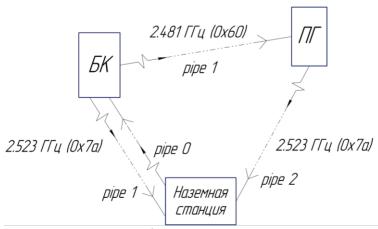


Рисунок 2 - Схема радиообмена

По итогам тестовых запусков система отработала в штатном режиме.

В будущем планируется оснастить бортовой комплекс дополнительными датчиками и усовершенствовать алгоритм программы, тем самым увеличить его функциональность.

Список использованных источников:

1. Калашников, А. С. Проектирование полезной нагрузки для расчета параметров полета модельных ракет / А. С. Калашников, А. Д. Кучеренко, М. С. Руденко // Актуальные проблемы авиации и

космонавтики : Сборник материалов VII Международной научно-практической конференции, Красноярск, 12–16 апреля 2021 г. – С. 32-34. https://www.elibrary.ru/item.asp?id=47575424&pff=1

- 2. Документация Arduino Nano: [сайт]. [2022]. URL: https://docs.arduino.cc/hardware/nano (дата обращения: 08.09.2022)
- 3. Документация на Радиомодуль nRF24L01+ [Haбop RF001]: [сайт]. [2022]. URL: https://www.compel.ru/pdf-items/_radiokit/pn/radiomodul-nrf24l01---nabor-rf001-/5137ea066ca82477f2aff3dc786df7bb (дата обращения: 08.09.2022)

Проблемы разработки пособия по техническому английскому языку в помощь студентам лингвистам - переводчикам для аэрокосмической отрасли

Кокутина Александра Сергеевна Научный руководитель – Власова С.В. МАИ Москва <u>akokutina@mail.ru</u>

<u>Требование</u> роста уровня подготовки технических переводчиков в аэрокосмической отрасли связано с изменениями требований по унификации узкоспециальной терминологии.

Актуальность работы определяется важностью многообразия устранения излишнего терминов сокращения допустимых посредством элементов, приведения их к однотипности как базе терминологии норма фактором. языка. где является важным [Пашаева 2015, с. 138]

Гипотеза данного исследования состоит в потенциальном сокращении сроков овладения базовой иноязычной узкоспециальной терминологией по темам «Ракетостроение», «Конструкция самолетов и вертолетов», «Особенности эксплуатации летательных аппаратов» при помощи пособия, разрабатываемого автором.

Цели работы:

- 1. Дальнейшая адаптация пособия в помощь первокурсникам-лингвистам на базе унификации специально отобранного лексико-грамматического материала аэрокосмической направленности.
- 2. Продолжение анализа основных социальных, лингвистических, коммуникативных и когнитивных проблем начинающих переводчиков и поиск путей их решения.

Изучение работ таких ученых как Климзо Б.Н., Комиссаров В.Н., Сдобников В.В., Пашаева Г., Нетесова М.В. позволило автору исследования предположить, что специфика работы с техническими текстами и начальное обучение их переводу включает в себя:

- 1. Знание узкоспециальной терминологии аэрокосмической направленности, языка технической документации, патентов для передачи исходного текста в точности, а также умения изложить мысли в ясной и лаконичной унифицированной манере.
- 2. Владение широким синонимичным и антонимичным рядом многозадачных терминов, канцеляризмов, штампов, знание трудностей перевода аббревиатур, омонимов.
- 3. Соответствие заданным нормам современного литературного языка в аспекте принятых сегодня коммуникативных переводческих стратегий.

Концепция будущего пособия представлена на базе следующих положений:

- 1. Доступность учебных заданий на базе предъявления активной лексики в виде схем, таблиц, иллюстраций, диаграмм, кроссвордов, карточек.
- 2. Логичность подачи материала с использованием имитационных, подстановочных, трансформационных, репродуктивных упражнений.
- 3. Межпредметность (интеграция лингвистических и социокультурных знаний).

Пособие разделено на главы, а лексическое наполнение дано в контексте аэрокосмического словаря и унификации технической терминологии:

- 1. Презентация новой лексической единицы (ЛЕ), введение в значение термина, автоматизация произношения, отработка правописания, употребление ЛЕ в контексте.
- 2. Активизация словаря в процессе обучения чтению, письму; тренировка речевых навыков на базе аутентичных технических текстов.
- 3. Отработка грамматических правил на материале инженерной направленности.
- 4. Формирование навыков современной переводческой коммуникации и риторики.

За основу методического наполнения взяты следующие пособия: Philip Shawcross «English for aircraft system maintenance 2», C. Douglas Billet «Ready for Take-Off. Standart Aeronautical English», Першина Ю.И. «Английский язык для авиастроителей».

Сейчас автор адаптирует первую главу, наполнение которой следующее:

1. Репродуктивно-конструкционные грамматические упражнения.

Grammar revision (Past Simple VS Past Perfect). Fill in the gaps with the following verbs in the appropriate form.

- 5) When the *jet* ______ off the ground and was in the air, Kathy asked one question of Brian. "Brian, if I were still in a wheelchair, would you still have married me? (**to lift**)
- 2. Задания для овладения ознакомительным и просмотровым чтением.

4.1. Breaking aviation news. Read the text, translate it and be ready to retell in 20 minutes.

Saudi Arabia's Intra Pushes Ahead with Drone Programs

Упражнения на унификацию ЛЕ и актуализацию словаря специальности.

- b) Complete using the verbs in the box above.
- 1) In fact, many people live in areas where the relative humidity is in the range experienced in an airplane environment.

Проверка качества отобранных в пособии заданий проходит с участием студентов первого — второго курсов.

По итогам проведенной работы, автором были выявлены следующие трудности:

- 1. Лексическая проблема. Сегодня, сожалению, терминологические словари составлены на художественно-публицистических основе лексики эквивалентов содержат текстов И не всех адекватного технического перевода. [Скибина 2020, с. 30] Решение автор видит в дальнейшем сборе и унификации современной аэрокосмической терминологии, что отражено в пособии.
- 2. Проблема актуальности материала. Исследование терминологии необходимо для ускорения научно-технического прогресса, а развитие систем

терминов говорит об их динамичности. [Хакимова 2012, с. 954] Однако, отбор насущного словаря аэрокосмических терминов сложен для лингвистов, не вовлеченных в техническую среду. Решение представлено в пособии в виде отбора заданий полностью на базе аэрокосмической терминологии, соответствующей современным требованиям в области компетенции переводчика.

Психологическая проблема. 3. проблема проявляется через боязнь новизны, риска при работе переводчиков в незнакомой инженерной среде. преодоления указанных трудностей принципиально важным считает, что качественный отбор материала на базе погружения обучающихся техническому переводу в аэрокосмических среду специальностей способствует осознанию технических особенностей вопроса перевода и более эффективному усвоению новой терминологии.

По результатам проведенного исследования предложенная гипотеза верна. Сделаны следующие выводы:

- 1. В разработке пособия особенно важна работа с активной аэрокосмической лексикой на базе унификации терминов с акцентом на доступность учебного материала.
- 2. Необходимо погружение студентов лингвистов в аэрокосмическую среду, посещение ими учебных инженерных лабораторий, ангаров, аэрокосмических выставок, конференций, чтение актуальной новостной информации, без которых невозможно обучение.

На данный момент разработана концепция первой главы пособия, автор приступил к работе над усовершенствованием отдельных подразделов, а также

включил в главу юнит под названием «Актуальные новости авиации».

Список использованных источников:

- 1. Нетесова М. В. Феноменология "термина" в контексте отечественной и западной терминологических традиций: междисциплинарный подход // Векторы благополучия: экономика и социум. 2022. №1 (44).
- 2. Пашаева Г. Б. К. Основные принципы и меры унификации терминов // Вестник ЛГУ им. А.С. Пушкина. 2015. №2.
- 3. Сдобников, В.В. Теория перевода: [учебник для студентов лингвистических вузов и факультетов иностранных языков] / В.В. Сдобников, О.В. Петрова. М.: АСТ: Восток Запад, 2007. 448 с.
- 4. Скибина В. И. Особенности передачи образных средств в переводах английских научнотехнических текстов // Вестник науки и образования. 2020. №1-2 (79).
- 5. Хакимова Г. Г. Развитие терминологии как отдельной дисциплины и ее статус в современном языкознании // Вестник Башкирск. ун-та. 2012. №2.

Численное исследование формирования пелены охладителя за одиночным отверстием различной геометрической формы

Колесова Анна Александровна Научный руководитель — Веретенников С.В. РГАТУ имени П.А. Соловьева, Рыбинск kolesova599@gmail.com

Пленочное охлаждение лопаток газовых турбин реализуется совместно конвективным c методом охлаждения. При первом способе охлаждающий воздух выдувается на наружные поверхности лопатки (корыто, спинку (до горла) и входную кромку) через отверстия перфорации и формирует пелену охлаждающего воздуха на наружной поверхности лопатки, при втором способе охлаждающий воздух течет во внутренних полостях лопатки и охлаждает ее за счет внутреннего (конвективного) теплообмена. Развитие и повышение эффективности пленочного охлаждения является актуальной задачей в настоящее время, т.к. именно оно позволяет оттеснить горячие газы от защищаемой поверхности.

эффективности Повышение пленочного OT охлаждения зависит большого количества геометрических факторов (формы отверстия, угла стенке, шероховатости наклона отверстия К параметров основного поверхности И т.д) И вторичного потока (параметра вдува, турбулентности основного потока и др.) [1].

На профильных и торцевых поверхностях сопловых и рабочих лопаток изготавливаются отверстия различной геометрической формы: цилиндрические, веерные, отверстия типа laidback и др. Из-за сложной

геометрической формы входной кромки, изготовление на ней профилированных отверстий невозможно.

Исследования пленочного охлаждения проводят экспериментально, так использованием И c как численного моделирования, которое позволяет сократить расходы на изготовление экспериментального стенда и получить визуализацию течения охладителя. В данной работе выполнено численное моделирование формирования пелены охладителя за одиночными отверстиями различной геометрической формы прямолинейной поверхности при различных параметрах вдува m от 0,5 до 2 (1).

$$m = \frac{\rho_{\text{OXA}} * v_{\text{OXA}}}{\rho_{\text{r}} * v_{\text{r}}} \tag{1}$$

где $ho_{\text{охл}},
ho_{\text{г}},$ -плотности холодного и охлаждающего воздуха;

 $v_{\text{охл}}, v_{\text{г}}$ - скорости холодного и горячего воздуха.

На первом этапе работ, были построены 3D-модели испытательного объекта с пятью различными формами отверстий: цилиндрическим отверстием, веерным отверстием с коротким (1 калибр) и длинным (3 калибра) диффузорным участком, отверстием типа laidback с коротким диффузорным участком и комбинированное отверстие веерное и laidback (2 и 1 калибр, соответственно).

На втором этапе, на каждую из пяти моделей была построена неструктурированная сетка с 7 призматическими слоями и высотой первой ячейки $1*10^{-6}$ м. Расчеты выполнялись на SST модели турбулентности. На вход основного потока задавалась скорость V=33 м/с. На вход охладителя задавался расход в зависимости от параметра вдува, рассчитанный по формуле 1. На выходе из объекта исследования задавалось давление Рвых = 1 атм.

По результатам расчета было получено, при параметре вдвува m от 0.5 до 1 отрыва пелены охладителя от поверхности не происходит на всех пяти формах отверстий, при увеличении параметра вдува до m<1.5 происходит отрыв плены генерируемой отверстием цилиндрической формы.

За отверстием цилиндрической формы, веерной и коротким диффузорным участком laidback c результатам численного моделирования наблюдается потока зашишаемой подмешивание основного К поверхности, что приводит к снижению концентрации охладителя у защищаемой поверхности, следовательно, к снижению эффективности охлаждения (рис. 1). Данного явления за струей от веерного отверстия с длинным диффузорным участком комбинированного отверстия не наблюдается.

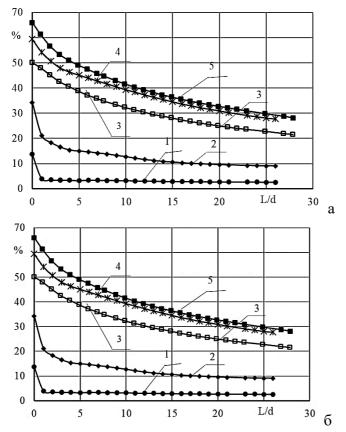


Рисунок 1 - Распределение концентрации охладителя за отверстиями различной геометрической формы при параметре вдува: a) m=1, б) m=2.

1 – цилиндрическое отв.; 2 – веерное отв.–1d; 3 – laidback отв.–1d; 4 – веерное отв.–1d; 5 – веерное–2d, laidback–1d отв.

Список использованных источников:

1) Нестеренко, В.Г. Конструктивные методы совершенствования системы пленочною охлаждения рабочих лопаток ВРД/ В.Г. Нестеренко, А.А. Матушкин// Электронный журнал «Труды МАИ»-№39-С. 1-19.

Метод генерации решётчатых структур для аддитивного производства основанный на вокселизации

Коробов Константин Сергеевич Научный руководитель – Рипецкий А.В. МАИ, Москва kenieveges@gmail.com

Геометрическая свобода, предоставляемая аддитивным производством $(A\Pi)$, позволяет изготавливать сложные решетчатые конструкции без использования инструментов. Методы АП, включают в себя послойное лазерное спекание, полимеризацию в ваннах и так далее. Промышленная эксплуатация этих методов требует исследований и разработок, материалов и систем разработки САПР или дизайн-систем. В то процесс материалы время как И значительно продвинулись вперед, на сегодняшний день достигнут меньший прогресс в вопросах дизайна. Разработка стратегий проектирования для аллитивного производства дает несколько преимуществ сравнению с традиционным производством. Одним из является реализация сложных леталей уменьшенной массой.

В настоящее время для реализации облегченных частей для АП широко используются две парадигмы. Первая, топологическая оптимизация (ТО), метод ищет оптимальное распределение материала в детали, применяя математические алгоритмы к её областям [1]. Был разработан ряд алгоритмов: гомогенизация [1], эволюционная структурная оптимизация [ESO] [2,3] и [4,5].

Вторая использует оптимизированные или предварительно разработанные решетчатые структуры

для обеспечения многофункциональности деталей АП. Решетчатые структуры – это повторяющиеся массивы однотипной геометрии, соединенных вместе достижения уникальных свойств. Решетчатая структура может строиться на результатах топологической оптимизации. Существует широкий спектр готовых решеток, большинство ИЗ них вдохновлены природными системами, которые могут быть созданы с АΠ. помощью методов Понимание многофункциональных возможностей этих решеток помогло бы инженеру использовать все возможности АП. Обычные инструменты (САПР) неэффективны в создании решетчатых структур из-за лежащих в их основе методов, с помощью которых они обрабатывают и манипулируют геометрией.



Рисунок 1 - Двумерная решетчатая структура, полученная путем тесселяции элементарной ячейки по осям x и y: а) Элементарная ячейка b) Решетчатая структура

Поэтому существует потребность в простых в эффективных использовании, вычислительно геометрически гибких методах создания решетчатых этой работе предлагается структур. основанный на вокселах метод создания однородных решеток, которые могут адаптивных или произвольной внешней геометрии соответствовать посредством тесселяции (замощение) и обрезки.

Построение решетчатой структуры

Решетчатые структуры состоят из повторяющихся элементов. Рассмотрим рисунок 1а, на котором показана элементарная единица, обычно называемая «элементарной ячейкой». Массив из восьми элементов этой ячейки в направлении x и четырех единицах в направлении y формирует решетку, показанную на рис. 1b. Структура решетки в этом случае может быть прямоугольной. Обычно требуется вписать решётку в гораздо более сложную геометрию. Способ, которым это достигается, влияет на свойства решетки.

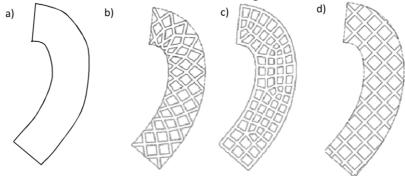


Рисунок 2 - Методы построения решеток: а) область замощения б) изгиб, в) сетчатая г) усеченная

Рассмотрим произвольную область, показанную на рисунке 2а. Решетку можно либо развернуть, чтобы она соответствовала домену (или области) (рис. 2b), создать сетку и отобразить в домен (рис. 2c), либо домен можно использовать в качестве шаблона для обрезки мозаичной решетчатой структуры, как показано на рис. 2d. В таком случае области решетки, находящиеся внутри домена, сохраняются, а другие удаляются.

При построении решетки (рис. 2b) обеспечивается выравнивание решетчатой структуры по границам формы. Такие структуры были тщательно изучены для улучшения отношения прочности к весу.

Фундаментальная проблема такого метода заключается в том, что свойства структуры неизбежно станут кривизны поверхности, функцией при элементарная ячейка будет сильно отклоняться от своих первоначальных свойств. Этот метод полностью не работает на деталях с малой кривизной поверхности. Решетчатые структуры (рисунок 2с) представляют собой массивы, сгенерированные с помощью сетки, аналогичной тем, которые используются моделирования при конечно-элементном анализе (FEA). Например, ребра сетки КЭ можно использовать в качестве распорок решетчатой конструкции. Основное ограничение этого подхода заключается в том, что возникающая структура будет искажена, поскольку это зависит от внешней геометрии объекта, как в методе изгиба решетки, опять же отклоняющейся от исходных свойств. Диапазон типов клеток, генерируемых этим методом, также ограничен. Обрезка мозаичных решеток (рис. 2d) доменом является лучшим подходом, если необходимо в значительной степени сохранить свойства элементарной ячейки. Это похоже на логическое пересечение мозаичной решетчатой домена И структуры. Основным преимуществом метода обрезки является его надежность, поскольку он одинаково применим как к простым, так и к сложным ячейкам и доменам. Основным недостатком является появление слабых, точки зрения прочности границ, обрезанные элементарные ячейки лишены опоры. Возможное решение этой проблемы – обеспечение сплошной оболочки вдоль границ, как показано на рисунке 3.

Методология

В этом разделе будет описан метод создания непрерывной решетчатой структуры.

Воксельные модели определяют объем формы побитовым способом, в отличие от поверхности в большинстве САПР. По аналогии с обыкновенными пикселями, которые используются для представления 2D-изображения, воксели же представляют собой дискретные блоки, и, как таковые, воксельные модели имеют «ступенчатые» поверхности, как показано на рисунке

3.

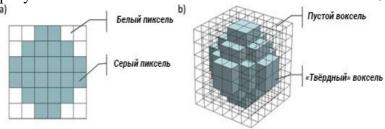


Рисунок 3 - а) Пиксельное изображение круга с низким разрешением б) Воксельная модель сферы с таким же низким разрешением

Обрезание решётчатой структуры

Отправной точкой метола является геометрическое описание элементарной ячейки решетки и внешней геометрии, которая будет формировать Топология область проектирования решетки. решетчатого домена и элементарной ячейки может быть удобно достигнута с помощью традиционных пакетов САПР, которые представляют домен как модель границ (анг. boundary representation) В-гер, хотя потенциально можно использовать множество методов представления геометрии.

Воксельная модель – трёхмерная матрица, каждый элемент которой представляет воксель. Простейшее представление этих моделей возникает, когда воксели принимают логическое значение (т. е. единицу или ноль), где единица указывает на сплошное

пространство, а ноль — на пустое пространство. Теперь с помощью аддитивного производства можно построить широкий спектр ячеек решетки. Структурные свойства решетки зависят от формы элементарной ячейки.

Область Область Обрезанная решетка

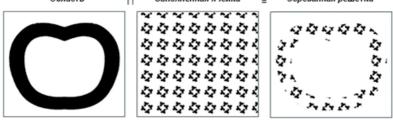


Рисунок 4 - Генерация обрезанной решётки — аналогично логическому пересечению

Чтобы создать практически используемую решетчатую структуру, размеры элементарной ячейки быть намного размеров меньше рассматриваемой области – домена. создания Для усеченной решетчатой структуры выполняются операции, булевому пересечению. аналогичные Воксельная элементарной ячейки модель мозаику, чтобы охватить область. разбивается на элементарной Сечение мозаичной ячейки соответствующий ей домен показаны на рисунке 4. Для наглядности воксели, для которых задано значение 1, называются активными, а воксели со значением 0 неактивными.

Выводы

В этой работе описан основанный на векселях метод создания решетчатых структур, обладающий высокой гибкостью с точки зрения как типа ячеек решетки, так и внешней геометрии. Этот метод подходит для очень сложных решеток, которые можно реализовать с помощью аддитивного производства. Потенциальным недостатком метода создания конформных решеток путем тесселяции и обрезки

элементарных ячеек является создание элементов ячеек с плохой поддержкой на поверхности, что особенно проблематично для некоторых решеток на основе распорок.

Список использованных источников:

- 1. M.P. Bendsoe, sigmund, O, in: Topological Optimization: Theory, Methods and Applications, Springer-Verlag, Berlin, 2004, p. 370.
- 2. M. Abdi, R. Wildman, I. Ashcroft, Evolutionary topology optimization using the extended finite element method and isolines, Eng. Optim. (2013), http://dx.doi.org/10.1080/0305215x.2013.791815.
- 3. X. Huang, Y. Xie, Convergent and Meshindependent Solutions for the
- 4. Bi-directional Evolutionary Structural Optimization Method Finite Elements in Analysis and Design, 43, 2007, pp. 1039–1049.
- 5. G.I.N. Rozvany, M. Zhou, T. Birker, Generalized shape optimization without homogenization Structural Optimization, 4, 1992, pp. 250–252.
- 6. M.Y. Wang, X. Wang, D. Guo, A level set for method for structural topology optimization Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 192, 2003, pp. 227–246.
- 7. D. Brackett, I. Ashcroft, R. Hague, Topology Optimization for Additive Manufacture, 21st Solid Freeform Fabrication Symposium, 2011, p. 12.
- A. Aremu, I. Ashcroft, R. Wildman, R. Hague, C. Tuck, D. Brackett, The effects of bidirectional evolutionary structural optimisation parameters on an industrial designed component for additive manufacture, Proc. Inst. Mech. Eng., Part B: J. Eng. Manuf. 227 (6) (2013) 794–807, http://dx.doi.org/10.1177/0954405412463857.

- 8. B.M. Wood, Introduction to additive manufacturing Design and Manufacture of Plastic Components for Multifunctionality, 00005-3, 2016, pp. 171–204, http://dx.doi.org/10.1016/B978-0-323-34061-8.
- 9. J.A. Madeira, H.C. Rodrigues, H. Pina, Multiobjective topology optimization of structures using genetic algorithms with chromosome repairing, Struct. Multidiscipl. Optim. (2006), http://dx.doi.org/10.1007/s00158-006-0007-0.

Использование композиционных материалов в ракетостроении

Косовский Семен Владимирович, Шинкарюк Николай Сергеевич, Тихомиров Александр Андреевич БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург semenkosovskiy@gmail.com

На сегодняшний день все больше и больше компонентов в области ракетостроения производят из композиционных материалов (КМ). Это обусловлено тем, что композиционные материалы имеют огромные конструктивно-технологические преимущества перед традиционными: сталью или алюминием. Грамотное, квалифицированное конструирование изделий из КМ позволяет уменьшить массу за счет более высокой относительной прочности и относительной упругости.

С самого начала гонки за покорение космоса конструкторы и инженеры всех стран старались как можно больше уменьшить массу ракетно-космической техники, что позволило бы сократить расход топлива и увеличить дальность полета. Но они столкнулись с уменьшением прочности и жесткости узлов, а также с

понижением ресурса работы конструкции в условиях эксплуатации.

Ученные в области материаловедения, изучения установления физико-технических характеристик металлов И сплавов выявили. создание композитов при правильном выборе исходных качественном производстве компонентов получению материалов с существенно привести к лучшими механическими И весовыми характеристиками.

Композиционный материал – материал, сделанный человеком из двух и более веществ с чёткой границей раздела. Полученное вещество имеет совершенно иные физико-химические характеристики, которыми составляющие. Практически обладают его все композиционные материалы состоят из наполнителя армирующего элемента и матрицы - связующего. Наполнитель отвечает за прочность и жёсткость, а матрица обеспечивает защиту OT механических повреждений

Рисунок 1 - Схема расположение слоев в КМ

Использование композиционных материалов позволяет снизить вес изделия на 10-50% и увеличить массу полезной нагрузки на 10-30%. Все эти преимущества достигаются благодаря свойствам, показанных в таблице.

Таблица 1. Свойства КМ и металлов, используемых в РКТ

| Материал | Предел прочности, | Плотность, р, кг/м ³ | Удельная прочность, $\sigma_{\text{n/}} \rho * 10^3$, $\text{м}^2/\text{c}^2$ |
|----------------------------------|----------------------|------------------------------------|--|
| 1. Алюминиевый сплав (AMr6) | 400 | 2640 | 0,152 |
| 2. Титановый сплав (ВТ23) | 1600 | 4443 | 0,360 |
| 3. Нержавеющая сталь (12X18H10T) | 650 | 7920 | 0,082 |
| 4. Органопластик | 1500 | 1200 | 1,250 |
| 5. Стеклопластик | 1700 | 1600 | 1,063 |
| 6. Углепластик | 1700 | 1300 | 1,308 |
| 7. Бороалюминий | 800 | 750 | 1,067 |

Как видно из таблицы, углепластики обладают большой удельной плотностью ИЗ всех Это благодаря композитов. стало возможным углеродных использованию волокон. показателей эти компоненты обладают уникальными физическими и механическими свойствами. Углеродные волокна налеляют ИΧ высокой теплоемкостью атмосферным стойкостью К И воздействиям. Они могут долгое время находиться в инертных или восстановительных средах температуры до 3000° С. Благодаря этому свойству из данного материала делают высокотемпературные узлы РКТ, тормозные колодки для многоразовых космических кораблей, обшивку командного отсека космического корабля.

Исходя из всего вышесказанного, можно сделать вывод, что композиционные материалы, внедренные в конструкцию РКТ очень важны и несеут в себе большие перспективы. Использование композитов позволяет придать конструкции высокую жесткость и удельную прочность, высокую износостойкость деталей, но самое главное — уменьшение веса, без потери прочности.

Список использованных источников:

1. Баранов М.И., Антология выдающихся достижений в науке и технике. Часть 41:

композиционные материалы: их классификация, технологии изготовления, свойства и области применения в современной технике / СПб., 2017.-2 с.

2. Власенко А.В., Скрябин В.В., / Актуальные проблемы авиации и космонавтики В 2 т. Т. 1/ СибГУ им. Решетнева, 2016.-c.71-73.

Модульные БПЛА в образовательном процессе

Кутилин Глеб Михайлович Научный руководитель - Качалин А.М. gleb.kutilin@yandex.ru

Современный представить мир нельзя непрерывного контакта робототехники и человека. Но если манипуляторы на производстве вошли в нашу жизнь, как неотделимая часть современного цикла сборки, то беспилотные аппараты только занимают свои ниши в рутинных делах. Несколько десятилетий назад мысли о массовых радиоуправляемых аппаратах с видеопередатчиками, высокоточными камерами, различными датчиками (полётные контроллеры со стабилизацией) на борту были лишь мечтой, а сейчас дроны в небе начинают занимать главенствующие роли в различных направлениях. К обучению специалистов данным отраслям прикладываются требования разнопланового уровня.

Лучшей подготовкой специалистов является привлечение детей к изучению работы с беспилотными летательными аппаратами (далее БПЛА). Главной проблемой в обучении является недолговечность корпуса и программная жесткость, не позволяющая в полной мере контролировать дрон.

На данный момент основными обучающими дронами являются DJI tello edu, Геоскан пионер и

пионер мини, но они не обеспечивают в полной мере потребности обучении поскольку представляют базу квадрокоптера, довольно хрупкого по своей форме. Для максимального продления срока службы модели предлагается использовать модули, которые возможно заменять при поломке.

Модульный дрон представляет собой набор компонентов, при различной сборке которых возможно квадрокоптер, трикоптер получить или конфигурацию, желаемую заказчиком. Каждая часть взаимозаменяема и при необходимости может быть докуплена за меньшую цену, чем полный комплект. Также необходимо отметить экономию времени, затраченного сборку на из готовых комплектов исключая пайку и длительную настройку после сборки. Основными элементами являются: батарейный отсек – с литий-полимерными ячейками; сменные модули конфигурации; а также центральный модуль - с полетным контроллером, системами передачи видеосигнала, управления моторами, приема сигнала управления.

Рисунок 1 - Центральный модуль

•

Рисунок 2 - Сменный модуль квадрокоптера

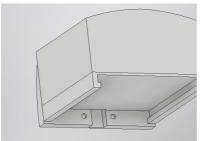


Рисунок 3 - Модуль батареи

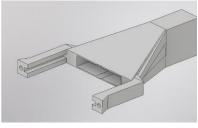


Рисунок 4 -Сменный модуль трикоптера

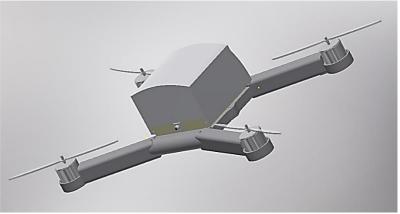


Рисунок 5 - Общий квадрокоптера

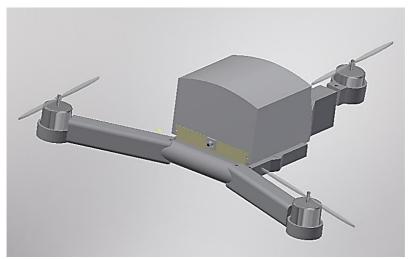


Рисунок 6 - Общий трикоптера

Важным является программное обеспечение модуля, включающее один из основных аспектов в обучении - возможность использования дрона не только для ручного управления по видеопотоку, но и через команды на языке программирования по беспроводному каналу, таким образом возможно полностью закрыть все необходимые элементы учебного процесса.

Для программируемого полета необходима работа датчиками, позволяющими безопасно совершать полет. Таковыми являются лидары, барометр, гироскоп, акселерометр, модуль GPS для полетов на открытом пространстве. В задачи этих латчиков входит препятствий отслеживание возможных движения дрона, определение данных положения в пространстве как по высоте, так и по углам вращения тангажу, рысканью и крену.

Список использованных источников:

1. Аддитивные технологии в дроностроении, машиностроении и робототехнике, достижения 2015

- года. -[Электронный pecypc]. URL: https://3dtoday.ru/blogs/rec/additive-manufacturing-in-danestrete-mechanical-engineering-and-roboti?ysclid=17osje7cxt97235887 (дата обращения: 01.09.2022).
- 2. 8 способов применения квадрокоптеров в образовании. -[Электронный ресурс]. URL:https://dronnews.ru/o-dronakh/8-sposobov-primeneniya-kvadrokoptera-v-obrazovanii (дата обращения: 05.09.2022).
- 3. Геоскан. -[Электронный ресурс]. URL: https://www.geoscan.aero/ru/products/pioneer (дата обращения: 05.09.2022).
- 4. Геоскан Пионер мини. -[Электронный ресурс]. URL: https://www.geoscan.aero/ru/products/pioneer/mini (дата обращения: 04.09.2022).
- 5. DJI Tello Edu. -[Электронный ресурс]. URL: https://www.ryzerobotics.com/tello-edu?site=brandsite&from=landing_page (дата обращения: 04.09.2022).

Методика и информационная поддержка планирования технического обслуживания технологического оборудования при экспериментально-опытном производстве

Лосев Дмитрий Алексеевич, Фридман Валентина Дмитриевна Научный руководитель — Мирошниченко П.В. МАИ, Москва dmitr.loseff2015@yandex.ru

Плановое техническое обслуживание производственного оборудования является частью его

жизненного цикла, а также элементом системного управления. Оно необходимо для увеличения ресурса и снижения вероятности отказов, что ведет к более стабильному выпуску качественной продукции. На предприятиях, выпускающих серийную продукцию, составление план-графика технического обслуживания является достаточно простой задачей: при заранее известной нагрузке на станок определение периодов обслуживания не составляет труда. Однако для стадии «серийное производство» жизненного цикла изделия необходимо создать его экспериментальный образец и провести необходимые проверки И Выпуском подобных образцов занимаются экспериментально-опытные предприятия. Главной проблемой разработки план-графика технического обслуживания оборудования ДЛЯ подобных предприятий является непостоянная нагрузка производственное оборудование, что приводит дифференциации периодов обслуживания невозможности их планирования в долгосрочной перспективе. В настоящий момент существует большое количество программных комплексов, позволяющих планировать график планово-предупредительных работ оборудования, однако, большая программ часть представляет из себя системы, включающие в себя множество функций. Этот набор функций оказывается избыточным для небольших заводов и предприятий, которые имеют своем арсенале ограниченный набор компетенций и нацелены на выпуск опытных образцов мелкосерийное производство. Также, многие программные комплексы (например, NERPA EAM, КСУТО, ОПТИМУМ СУМС и тд.) не имеют открытого исходного кода и распространяются по лицензии, покупка которой для небольших предприятий на ранних

этапах также может стать затруднительной. В связи с этим возникает задача создания локальной и интуитивно понятной программы, которая позволяет создавать динамический график планирования технического обслуживания в зависимости от нагрузки на конкретный станок, с учетом необходимых сроков на приобретение требуемых комплектующих, расходных материалов.

В целях упрощения для решения вышеуказанной стандартного возможно использование программного обеспечения для работы с электронными таблицами «Microsoft Excel» или аналогичного. Представленный в этом программном обеспечении формат записи позволяет максимально структурировано и точно размещать информацию по наработке на каждую разновидностей технологического ИЗ оборудования. Также, В данном программном обеспечении есть встроенный программный пакет for Applications», который является «Visual Basic упрощенной версией языка «Visual Basic», на котором можно прописать все необходимые алгоритмы по наработки оборудования подсчету периодов И техобслуживания. проведения его Основным преимуществом выбора этой программы является отсутствие необходимости установки дополнительного обеспечения, поскольку программного продукты Microsoft Office являются базовыми для любого персонального компьютера.

Для разработки алгоритмов информационной поддержки необходимо проанализировать данные по техническому обслуживанию, которые приводятся в эксплуатационной документации завода изготовителя технологического оборудования, и, основываясь на них, разработать методику составления плана-графика.

Наиболее встречающиеся часто виды плановопредупредительных работ делятся, как правило, на два вида: по фиксированному периоду и по наработке в часах. К техническому обслуживанию, проводимому по фиксированным периодам, относятся осмотры, чистка и отдельных агрегатов оборудования смазка контрольные операции. К наработке по часам относятся работы по замене расходных частей и агрегатов, смазке агрегатов с их разбором, а также замене смазывающеохлаждающей жидкости.

Разработанная автоматизированная планирования технического обслуживания оборудования экспериментально-опытном при производстве представляет собой таблицу, в которую с установленной периодичностью вносятся часы наработки каждой единицы производственного оборудования, после чего генерируется предполагаемый технического оборудования. учетного значения наработки для составления графика принимается средняя за смену. Дополнительно для сохранения информации форма в автоматическом режиме с установленной периодичностью формирует отчёты по наработке на каждый станок, что упрощает для работников оформление записей по управлению оборудованием.

Данная форма призвана, в первую очередь, снять часть нагрузки со специалистов, ответственных обслуживание оборудования, а также предотвратить ситуации превышения установленных периодов (значений наработки) проведения технического оборудования обслуживания заложенным резервированием времени на подготовку проведения технического обслуживания (приобретение необходимых запчастей и расходных материалов, корректировку производственных графиков и др.). В настоящий момент автоматизированная форма планирования технического обслуживания оборудования внедрена и проходит стадию тестовой эксплуатации на экспериментально-опытном заводе МАИ.

Применение аддитивных технологий и топологической оптимизации для облегчения авиационных агрегатов

Мазуров Кирилл Алексеевич, Коробов Константин Сергеевич Научный руководитель — Рипецкий А.В. МАИ, Москва

kirillmazurov2112@gmail.com

Большая часть современной авиации использует конструкции сборные сложные ДЛЯ оперения летательных аппаратов. Создание таких сборок - это трудоёмкий процесс, в котором может участвовать ни предприятие И множество различного оборудования, что существенно увеличивает сроки изготовления и сборки узлов. Одним из вариантов производства упрощения такого можем стать изготовление элементов оперения одной деталью с помощью аддитивных технологий с сохранением (или улучшением) их прочностных характеристик. В данной предложено методическое указание переработке конструкций авиационных агрегатов из крупно-узловых сборок топологически В оптимизированные моно-детали.

Благодаря применению аддитивных технологий и сред CAD-моделирования существенно снизится вес изделия. Это решение может привести к меньшему расходу материала, к повышению дальности полёта

летательных аппаратов (т.к. уменьшение массы детали позволит увеличить массу топлива) и повышение прочности силового каркаса из-за отсутствия соединений и более подходящей геометрии внутренней структуры, которую позволяют изготовить технологии 3D-печати. Предположительный выигрыш в КИМе может составить от 20 до 30%.

В данной работе рассмотрены некоторые аспекты экономической эффективности производства изделий аддитивным способом. Помимо этого. выявлена зависимость прочности напечатанного изделия химического состава материала и режимов печати. Рассмотрены пути доработки геометрии детали программной среде КОМПАС-3D, для достижения лучшей прочности наименьшей при стоимости. Обоснована и проведена необходимая для дальнейшего производства технологическая подготовка.

Список используемых источников:

- 1. Бурдаков В.П., Данилов Ю.И. Ракеты будущего. 2-е изд. М.: Энергоатомиздат, 1951.
- 2. Глушко В.П. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. М.: Наука, 1987.
- 3. Глушко В.П. Путь в ракетной технике. М.: Машиностроение, 1977.
- 4. Ленгемак Г.Э., Глушко В.П. Ракеты, их устройство и применение. М.: Л.: ОНТИ НКТП, 1935.

Перспективы и проблематика использования композитных материалов в аэрокосмической отрасли в нынешней ситуации

Макаров Владимир Александрович Научный руководитель – Бухаров С.В. МАИ, Москва esq.v.makarov@gmail.com

аэрокосмической отрасли В очень широко используются композитные материалы. Это в первую очередь связано с крайне необычными условиями температуры эксплуатации: высокие И давление, вибрационные нагрузки на этапе выведения, низкие температуры космического пространства, глубокий вакуум, радиационное воздействие, воздействие микрочастиц и т. д.

Трудно переоценить их важность. К сожалению, несмотря на то что немалая часть полимеров делается в $P\Phi$, производство происходит на иностранных станках, преимущественно немецкого и американского происхождения.

В связи с зависимостью от импорта и нынешней политической ситуации возникают определённые проблемы, которые будут описаны следующими тезисами:

- 1. "Россия не может поддерживать в рабочем состоянии космическую инфраструктуру, доставшуюся от СССР"
 - 2. "Россия уже не лидер в космосе"
- 3. "Россия не состоянии (как в материальном, так и в экспертом плане) создавать инновации, в частности новые виды материалов"

- 4. "У российской ракетно-космической отрасли серьезные кадровые проблемы текучесть кадров, молодежь без опыта"
- 5. "Россия хорошо проектирует корабли и модули, но плохо их строит и эксплуатирует"
- 6. "В России слабо финансируется космическая отрасль. Раньше доставка американцев на МКС приносила Роскосмосу миллиарды, а сейчас этого нет"
- 7. "Россия отказалась сотрудничать, и теперь американская лунная станция будет, скорее всего, создаваться без РФ"

Список использованных источников:

- 1. Арзамасов, Б. Н. Материаловедение : учебник для технических вузов / Б. Н. Арзамасов [и др.]. Москва : МГТУ имени Н. Э. Баумана, 2001. 648 с.
- 2. Феодосьев В.И. *Основы техники* ракетного полета. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. 496 с.
- 3. <u>Экономика для менеджеров: учебник. В 2-х книгах. Книга II.</u> / Под ред. А.А. Пороховского, И.М. Тенякова. М.: Издательство «Книга-Мемуар», 2020.

Сравнение результатов баллистического расчета ракеты-носителя измерительного оборудования с результатами лётных испытаний

Мальцева Оксана Александровна, Карасев Богдан Сергеевич, Подгорная Владислава Игоревна БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург oksikmaltseva@gmail.com

В настоящее время ведутся активные работы по изучению и мониторингу атмосферы. Часто для этих целей используют специальные атмосферные зонды. Однако существует проблема доставки зондов на определённую высоту. Для этого была разработана и испытана серия сверхлёгких, многоразовых ракетносителей измерительного оборудования (РНИО). Данные ракеты способны выводить зонды массой до 1 кг на высоту 2,2 км за 22 с.

Выведение атмосферных зондов на максимальную высоту обеспечивается за счёт срабатывания системы отстрела полезной нагрузки (ПН), основанной на срабатывании порохового заряда в точ ке апогея. Точка апогея определяется во время полёта бортовой аппаратурой с помощью специального алгоритма. Тем не менее, для повышения надёжности имеется дополнительная система срабатывания заряда. Для её работы необходимо знать время, когда РНИО будет находится в точке максимальной высоты. Это время определяет резервный момент срабатывания порохового заряда в случае ошибки в основном алгоритме.

Для расчёта времени достижения ракетойносителем (РН) максимальной высоты, а также построения графиков траектории, изменения скорости и ускорения от времени была написана программа в среде

Matlab, основанная на математической модели вертикального движения тела с переменной массой.

данном расчёте не учитывается ветровое Кроме воздействие. будем считать, τογο, коэффициент лобового сопротивления постоянным и равняется $C_x = 0.41$. Значение данного коэффициента получено путём проведения компьютерного эксперимента в среде SolidWorks Flow Simulation.

Последним компонентом, необходимым ДЛЯ движения РНИО, составления уравнения зависимость тяги двигателя от времени. Для получения воспользуемся зависимости ланной двигателя РДк-2000 [1], используемого в конструкции РН. Выберем несколько точек на графике тяговой характеристики (для удобства возьмем шаг постоянной величины) (рис.1). Далее найдем значения функции между узлами с определенным шагом: для воспользуемся интерполяцией Лагранжа 1-го порядка.

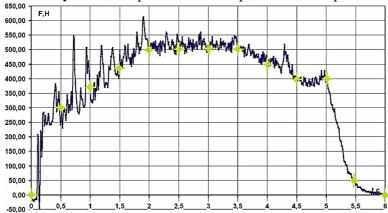


Рисунок 1 - Тяговая характеристика двигателя

Зная зависимость тяги от времени и начальные параметры, считая расход топлива равномерным ($\alpha = \frac{m}{t}$), можно составить уравнение движения PH:

$$dV(i) = \frac{P(i) - X(i) - m(i) \cdot g}{m(i)} \cdot dt, \text{где}$$

$$P(i) - \text{зависимость тяги двигателя от времени;}$$

$$X(i) = C_x \frac{\rho \cdot S \cdot V(i)^2}{2} - \text{сила сопротивления}$$

$$(S - \text{площадь поперечного сечения, } \rho$$

$$- \text{плотность воздуха});$$

$$m(i+1) = m(i) - \alpha \cdot dt - \text{масса РНИО}.$$

Повторяя итерации пока скорость больше 0, можно найти зависимости необходимых параметров от времени (до апогея), где последняя точка — это время апогея. Проведя все необходимые расчёты, были получены все необходимые зависимости (которые будут представлены далее), а также значение времени апогея, которое составляет 21,8 с.

Для рассматриваемого в данной работе проекта неоднократно проведены лётные были РНИО испытания. Во время испытаний было установлено, что время апогея ракеты-носителя посчитано корректно. Кроме того, во время испытаний при отказе основного алгоритма отстрела ПН, резервная система отработала также указывает на корректность ЧТО проведённых расчётов. Также испытания позволили сравнить данные, полученные путём проведения расчётов и экспериментов. Сравнительные графики представлены на рис. 2, 3, 4.

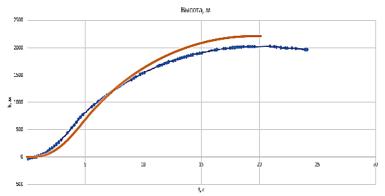


Рисунок 2 - График зависимости высоты от времени (оранжевый график – расчётный, синий – экспериментальный)

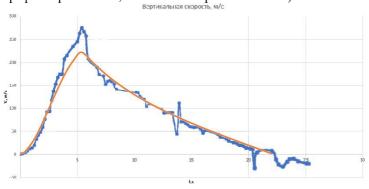


Рисунок 3 - График зависимости скорости от времени (оранжевый график – расчётный, синий – экспериментальный)

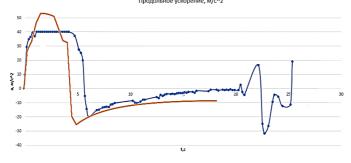


Рисунок 4 - График зависимости ускорения от времени (оранжевый график – расчётный, синий – экспериментальный)

Данные графики позволяют сделать вывод о том, что расчёт произведён с достаточной точностью. Однако точность можно повысить, представив коэффициент лобового сопротивления в качестве зависимости (а не константы), использовав более точную тяговую характеристику и уточнив зависимости изменения массы ракеты во времени.

Список использованных источников:

1. Real Rockets [Электронный ресурс]. URL: http://real-rockets.ru/ (дата обращения – 01.09.2022)

Разработка конструкции малогабаритного плазмотрона для напыления покрытия на внутренние поверхности

Марченко Светлана Валерьевна Научный руководитель – Гирн А.В. СибГУ им. М. Ф. Решетнева, Красноярск achi.trunaki@gmail.com

Современные машины эксплуатируются в жестких условиях контактирования с высокотемпературными агрессивными газовыми потоками, газами абразивными веществами, вызывающими интенсивный износ или коррозию. В связи c ЭТИМ возникает необходимость применения специальных способов обработки, обеспечивающих радикальное повышение износостойкости, жаропрочности, коррозионной свойств рабочей поверхности стойкости и других материалов [1].

Особый интерес вызывают плазменные методы нанесения покрытий различного функционального назначения. Высокая производительность, простота

технологии, относительно низкая себестоимость нанесения покрытия, экологическая чистота процесса, возможность обработки деталей различной конфигурации и габаритов позволяют использовать плазменное напыление во многих областях техники.

Исходными проектирования ланными ДЛЯ обращения послужили представителей отрасли машиностроения, в частности авиационной и ракетной необходимости промышленности, o нанесения покрытий внутренние поверхности деталей на полостях, имеющих форму тел вращения, относительно малом диаметре отверстия (50-60 мм). Плазмотроны для этих нужд должны удовлетворять двум трудно совместимым требованиям: иметь высокую удельную мощность и (вместе с коммуникациями для плазмообразующего подвода газа, напыляемого порошка, подвода И отвода хладагента) малогабаритными и удобными в работе. Раздельное выполнение этих требований не представляет особых затруднений, а совместное – является актуальной проблемой и на сегодняшний день.

По заданным параметрам был спроектирован малогабаритный плазмотрон для нанесения покрытий, вариант конструкции представлен на рисунке 1.

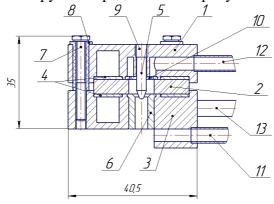


Рисунок 1 - Общий вид конструкции плазмотрона: 1 — верхняя секпия:

- 2 промежуточная секция; 3 нижняя секция; 4 крышка; 5 электрод;
- 6 вставка; 7 болт; 8 изоляция винта; 9 винт;
- 10 газораспределительное кольцо; 11 патрубок подачи порошка; 12 патрубок подачи газа; 13 патрубки подачи воды.

Чтобы габариты уменьшить максимально его сборку и уйти от плазмотрона, упростить использования нескольких прокладок, которые нужно правильно подобрать и установить, к верхней и нижней привариваются крышки обеспечивая 4. герметичность конструкции. Размеры, определяющие предельные внешние очертания изделия: 35×41 мм. Питание катода подключается к верхней секции 1. Питание анода подключается к нижней секции 3. Сборка конструкции осуществляется тремя болтами 7, заключенными в изолирующий кожух 8.

В данной конструкции плазмотрона применена схема параллельного охлаждения, то есть каждый элемент (электрод 5 и сопло с вольфрамовой вставкой 6) охлаждается своим потоком воды. Охлаждение изделия происходит следующим образом. К штуцеру подачи воды подводится шланг с охлаждающей жидкостью (водой) 13, далее вода через тройник поступает и в верхнюю, и в нижнюю секцию. Система охлаждения предназначена для отвода тепловых потоков от стенок элементов конструкции и обеспечения их работоспособности. Далее вода покидает плазмотрон через патрубки отвода воды 13 [2].

Транспортирующий газ вместе с порошком подводится через штуцер подачи порошка и патрубок 11 к инжектору. В данной конструкции применена схема подачи порошка за срезом сопла ввиду ограниченных размеров конструкции.

Благодаря регулировке длины катода с помощью винта 9 ресурс работы плазмотрона увеличен. Катод имеет запас хода 3-4 мм.

Основное скорость влияние на истечения плазменной струи оказывает выбранный диаметр сопла. Чем больше диаметр сопла, тем меньше скорость и температура напыляемых частиц. Исходя рекомендуемого учитывая диапазона малогабаритность конструкции, принимаем $d_c =$ 4 мм [3].

Верхняя секция 1 предназначена для надежной фиксации и охлаждения катода. Кроме каналов системы охлаждения здесь располагается газовая система, предназначенная для организации внутри плазмотрона потока газа, обеспечивающего стабилизацию столба разряда. Основное рабочее (плазмообразующее) вещество – аргон. Система включает в себя устройства для ввода газа 12 в разрядную камеру, придания потоку плазмотроне необходимой скорости направления движения помощью газораспределительного кольца 10). Для защиты от плазменного потока в конструкции предусмотрена промежуточная секция (керамическая втулка 2).

Из хромоникелетитановой аустенитной стали 12X18H10T изготавливаем верхнюю и нижнюю секции и крышки, которые к ним привариваются и газораспределительное кольцо. Так же используем вольфрамовый электрод. Материал для промежуточной секции — электроизоляционная керамика. Материал для изоляции винтов — капролактам.

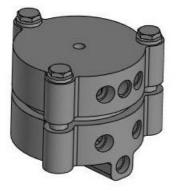




Рисунок 2 - 3D-модель малогабаритного плазмотрона

В результате проделанной работы разработана конструкция малогабаритного плазмотрона (рисунок 2) для нанесения защитных покрытий на внутренние поверхности деталей в полостях, имеющих форму тел вращения, при относительно малом диаметре отверстия (50-60 мм).

Список использованных источников:

- 1. Кудинов, В. В. Нанесение покрытий напылением / В. В. Кудинов, Г. В. Бобров. М.: Металлургия, 1992. 432 с.
- 2. Плазмотрон для нанесения покрытий на внутренние поверхности изделий / А. Е. Михеев, А. В. Гирн, И. О. Якубович, М. С. Руденко // Сибирский журнал науки и технологий. 2020.Т. 21, № 2. С. 274—278. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-2-274-278.
- 3. Пузряков, А. Ф. Теоретические основы технологии плазменного напыления: учеб. пособие для техн. вузов / А. Ф. Пузряков. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008.-235 с.

Материалы в самолетостроении: прошлое, настоящее и будущее

Мингазов Арслан Исламович Научный руководитель – Аристова Н.С. КНИТУ–КАИ, Казань arslanmingazov@yandex.ru

Всем известно, что первые попытки создания аппаратов из подручных материалов летательных упоминались еще в мифах Древней Греции, когда Икар совершил свой героический полет, вооружившись только лишь перьями, бечевой и расплавленным воском. Позднее, Леонардо да Винчи изображал на своих эскизах различные диковинные изобретения, в том числе и прообраз современного самолета, хотя на самом деле это был не совсем самолет, а, скорее, дельтаплан, который и лег в основу изобретения первого успешно взлетевшего самолета братьев Райт в зарождения веке. С самого авиации конструкцией экспериментировали не только летательных аппаратов, но и с материалами.

В современном самолетостроении используются различные материалы: легкие сплавы (алюминиевые и магниевые), титан и его сплавы, стали и их сплавы, древесина (натуральная и облагороженная), ткани, резина, пластмассы и др., каждый из которых обладает своими химическими и физико-механическими свойствами, определяющими его технологические свойства и области применения (См. Таблица 1). Таблица 1. Краткие характеристики основных авиационных материалов

| Тип | Область применения в | Свойства | |
|-------------|----------------------|---------------------------|--|
| материала | авиастроении | | |
| Алюминиевые | В конструкциях | Высокие значения удельной | |
| сплавы | самолетов, летающих | прочности и хорошие | |
| | на дозвуковых и | технологические свойства. | |

| | умеренных | |
|--------------|--|--|
| | сверхзвуковых | |
| | скоростях листы, профили, трубы, | |
| | прутки и проволока. | |
| Теплопрочные | Для деталей и узлов | Сохраняют достаточно высокие |
| алюминиевые | конструкций, | механические свойства при |
| сплавы | работающих при | температурах до 100—120° С |
| | температурах выше | |
| C | 120° C. | V |
| Стали | Болтовые соединения, стыковые узлы | Характеристики сталей, получивших широкое применение в |
| | крыльев, фюзеляжа и | самолетостроении, могут быть |
| | оперения, элементы | изменены в значительных пределах |
| | фермы шасси и рамы | путем термической обработки |
| | для установки | (закалки, отпуска, нормализации, |
| | двигателей. | отжига). |
| Жаропрочные | В конструкциях | Жаростойкость |
| стали | крыльев, фюзеляжа и оперения | |
| | сверхзвуковых | |
| | самолетов. | |
| Магниевые | Для уменьшения веса в | При высоких значениях удельной |
| сплавы | конструкции | прочности обладают сравнительно |
| | слабонагруженных | низкими значениями предела |
| | деталей, например, для | прочности. |
| | барабанов колес шасси, | |
| | штурвалов, качалок, колонок, педалей | |
| | управления, арматуры | |
| | и пр. | |
| Титан и его | Для деталей и | Обладают высоким значением |
| сплавы ВТ1 и | конструктивных | удельной прочности и предела |
| BT6. | элементов, | прочности при растяжении наряду с |
| | работающих при | малым удельным весом. |
| | температурах порядка 400—450° С. | |
| Древесина | В конструкции | Малая плотность (примерно 0,5 |
| | самолетов | г/мм3 для сосны) н высокие |
| | народнохозяйственного | значения коэффициентов удельной |
| | назначения. | прочности при изгибе и растяжении |
| | <u>. </u> | Хорошая обрабатываемость |

В новейших разработках летательных аппаратов особое место принадлежит так называемым композитным, или композиционным материалам. Все композиционные материалы состоят из матрицы и жесткого армирующего наполнителя. Как правило, армирующий наполнитель в полимерных композитах —

углеродные или стеклянные волокна, а матрица полимерный материал, как правило синтетическая смола. Чаще всего применяют термореактивные смолы. При нагревании они образуют трехмерную полимерную сетку, из-за чего матрица становится жесткой и химически устойчивой. Из этих материалов можно создавать легкие детали, по прочности превосходящие металлические. Их применение актуально везде, где важны легкость и прочность, в первую очередь в авиации: от веса самолета напрямую зависит расход топлива. Однако несмотря на кажущуюся простоту композитных материалов изготовления недорогую стоимость, необходимо относительно учитывать, что далеко не все элементы ЛА могут материалов изготавливаться ИЗ данного класса (см.Таблица 2).

Таблица 2. Возможности изготовления авиационных деталей из

композитных материалов

| Наименование | Материал | Полезные | Недостатки материала |
|--------------------|---------------|-----------------|-----------------------|
| детали ЛА | изготовления | свойства и | |
| | | характеристики | |
| Фюзеляж | Легкий | Очень высокая | Более тяжелый, |
| | углепластик | термическая | создает помехи |
| | | стойкость | |
| Крылья, | Стеклопластик | Способен | Сложность ремонта и |
| лонжероны, | | само- | усложнение |
| нервюры и | | стоятельно | соединения участков |
| стрингеры, а также | | работать на | обшивки между собой |
| панели обшивки | | изгиб и сдвиг в | и с другими |
| | | своей | элементами |
| | | плоскости | конструкции крыла |
| Крылья, | Стеклопластик | Способен | Сложность ремонта и |
| лонжероны, | | само- | усложнение |
| нервюры и | | стоятельно | соединения участков |
| стрингеры, а также | | работать на | обшивки между собой |
| панели обшивки | | изгиб и сдвиг в | и с другими |
| | | своей | элементами |
| | | плоскости | конструкции крыла |
| Детали интерьера | Стеклопластик | Дешевый | Тяжелее углепластика, |
| | | | менее прочный |
| Ненагруженных | Стеклопластик | Дешевый | Тяжелее углепластика, |
| деталей и носового | | | менее прочный |
| обтекателя | | | |

Далее рассмотрим сравнительные характеристики материалов, традиционных используемых при изготовлении определенных деталей ЛА и разберем, почему замена материала на композиционные не представляется возможной.

Таблица 3. Список деталей ЛА, не подлежащих изготовлению из

композитных материалов

| композитных материалов | | | | |
|------------------------|--------------------|-------------|---------------|--|
| Наименование | Традиционный | Доступные | Причина | |
| детали | материал | композитные | невозможности | |
| | изготовления | материалы | замены | |
| | | аналоги | | |
| Детали | Сталь, сплавы | Полимеры | He | |
| двигателя | металлов | | выдерживают | |
| | | | температуры | |
| Стойки шасси | Металлоконструкции | Композиты | Не | |
| | | | выдерживают | |
| | | | высокой | |
| | | | ударной | |
| | | | нагрузки | |
| Подвижные | Сталь, сплавы | Полимеры | Не | |
| части, например | металлов | | выдерживают | |
| некоторые | | | температуры | |
| элементы | | | | |
| механизации | | | | |
| крыла. | | | | |
| Тормозные | Облицованный | Углерод- | Не | |
| диски | металл | углеродных | выдерживают | |
| | | композитов | высокой | |
| | | | ударной | |
| | | | нагрузки | |

Разработка новых композитных материалов на современном этапе развития авиапромышленности постоянно совершенствуется, так как прочность и легкость данных материалов зависят от инжиниринга детали и вида наполнителя. Разработчики постоянно улучшают параметры углеродных волокон, меняют совершенствуют типы выкладок И технологии производства термостойких формования. Для материалов создаются все новые и новые полимеры. стоит учесть, Однако что при создании новых полимерных матриц существует ограничение: нужно

отталкиваться от исходных веществ, которые уже имеются в тоннажном производстве и недорого стоят. Композитная отрасль в России развита недостаточно, и запускать новое производство узкоспециализированных реагентов порой кажется нерациональным. Однако хочется надеяться, что в будущем станет возможным создавать необходимые авиапромышленности композиты с учетом необходимых авиаконструкторам качеств и характеристик, что, несомненно, будет способствовать развитию отрасли в целом.

Список использованных источников:

- 1. https://istina.msu.ru/profile/borisbulgakov/#articles
- 2. https://scibook.net/
- 3. https://apni.ru/article/86-metalli-i-ikh-splavi-primenyaemie-v-aviastroeni
- 4. https://www.energovector.com/energoznanie-bystree-vyshe-prochnee.html

Использование машинного обучения в протезировании и ортезировании

Михалева Светлана Дмитриевна Научный руководитель –Рипецкий А.В. МАИ, Москва light_dins@mail.ru

По некоторым данным на 2020 год в России ежегодно проводятся более 70 тысяч операций по ампутации конечностей — это 500 вмешательств на каждый миллион человек.

По статистике, сегодня в нашей стране около 40 тысяч человек нуждаются в протезах верхних конечностей, и около 400 тысяч — в протезах ног. Это самый большой показатель в мире. Подобные данные могут говорить о том, что тысячам людей нужны

дополнительные приспособления – протезы или ортезы для улучшения качества жизни.

Кроме того, протезирование и ортезирование представляет собой важнейшую часть реабилитации пострадавшего. Эта реабилитация позволяет не только физически, но и психологически восстановить личность человека, утратившего какой-либо орган или страдающего заболеванием опорно-двигательного аппарата.

В данной работе рассматривается процесс создания ортезов голеностопных суставов – туторов.

Тутор – это медицинское приспособление, которое задает определенную амплитуду или полностью исключает всякую возможность двигать поврежденной конечностью.

Порой, уникальность пациента накладывает ограничение для использования серийных ортезов. Одной из важных особенностей медицинских изделий этого класса является необходимость в индивидуальном полходе.

Рассмотрим области использования подобных ортезов:

Ношение тутора — неотъемлемая часть реабилитационного периода и эффективного восстановления работоспособности сустава. Изделие изготавливают индивидуально после тщательного обследования повреждения.

Использование тутора при переломах накладывает на пациента лишь временные ограничения, но если говорить о применении изделия при ДЦП или аномалиях опорно-двигательного аппарата, то это постоянное использование с учетом индивидуальных особенностей стопы.

Важными и актуальными сегодня проблемами являются:

Возможность не всегда очного присутствия пациента на приёме у врача.

Человек находится далеко от места, его ему могут изготовить индивидуальный тутор.

В данной работе рассмотрено применимого машинного обучения и 3D печать. Алгоритм применения машинного обучения:

Первичное получение тутора или протеза

Раскадровка по ручным измерениям

Обработка фото с помощью программы Photoshop

Фиксирование данных для дальнейшего ML

Получение контрольных точек на изображениях

Получение 3D модели с помощью фотографий, которые сделаны пациентов

Обработка модели

Получение формата STL

Печать индивидуального тутора

На протяжении всего производственного цикла происходит контроль лечащего врача.

Выводы:

Использование машинного обучения позволит ускорить процесс создания тутора на 1-2 дня

Ускорение процесса создания 3D модели

Упрощение работы в программе

Необязательное очное присутствие пациента

Проектирование установки по исследования аэропоники в условиях космической станции

Михеев Владимир Ильич,
Кудрицкий Аркадий Николаевич,
Клебан Глеб Александрович,
Хасин Алексей Андреевич,
Субботин Родион Сергеевич
Научный руководитель — Чириков С. А.
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург mihil.77@gmail.com

Выращивание растений В космосе это малоизученное направление и многие земные знания недостаточны. Так же они R основном узкоспециализированы и не могут дать полной картины происходящего для создания ТЗ целой космической оранжереи формирования И ee программы функционирования без широкой предварительной исследовательской работы. Поэтому мы и решили как раз взяться за это серьёзное дело, чтобы создать такую установку, которая изучать сможет не только всевозможные научные проблемы человечества, но и питать людей на орбите и в далёких космических путешествиях

Общие положения

Основой для космической оранжереи выступит трансформируемый модуль от РКК «Энергия», так как он обеспечит больший объем при аналогичной массе у жёстких модулей. Боксы выступают как отдельные ячейки. что позволяет создавать уникальный микроклимат в каждом из них, а это позволяет выращивать растения с максимальной эффективностью, создавая оптимальные условия на каждом этапе их Немаловажно, развития. TO что онжом хранить

ненужные боксы в сложенном виде, экономя место. Далее манипулятор, который производит различные операции боксами, например: перенос боксов, помещение в отсек по операциям с боксами, осмотр и подключение к системе. Все это он может выполнять как в автономном режиме, так и под управлением космонавтов или ЦУПа. После того как растения выросли и были собраны их разделяют на отходы и урожай. Отходы поступают в биореактор на хлорелле (или ином виде одноклеточных водорослей) где проходят утилизацию. В дальнейшем хлореллу также можно использовать в пищу или как удобрение. Вдобавок биореактор и растения смогут обеспечить экипаж кислородом и оказывать психологическую поддержку.

Описание расположения элементов

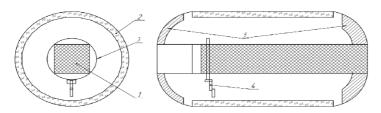


Рисунок 1 - а) и б) вид спереди и сбоку в разрезе соответственно. 1 центральный жесткий отсек, 2 расположение боксов, 3 кольцо, 4 манипулятор, 5 место для расположения грузов.

Вход осуществляется через шлюз, который может быть большую часть времени закрытым, в случае если будет необходимо проверить надежность трансформируемого модуля на начальных этапах эксплуатации. После попадания в модуль космонавты могут свободно перемещаться и иметь доступ ко всем элементам модуля.

Боксы будут закрепляться на специальных магнитных захватах. Идея в том, чтобы боксы стыковались с разъемом энергопитания и закреплялись в пространстве.

Базовые технические решения

Боксы - будут закрепляться в модуле одной из узких боковых граней к стенке, где будут стоять электричества. Мы подачи подводить воду и воздух к боксам, так как это утяжеляло конструкцию и снижало надёжность. Теперь, будет оборудован каждый бокс специальными мембранами, которые селективными удерживать СО2 в боксе, а О2 выпускать в атмосферу станиии.

Вода будет подаваться в бокс посредством подключения картриджей с водой и растворенными в ней удобрениями, Таким образом, внутри бокса будет все необходимое для выращивания растений на аэропонике.

Вода будет распыляться при помощи ультразвуковых испарителей. Далее потоки воздуха заставят взвесь двигаться к корням растений и потом медленно стекать обратно к испарителям. Данную технологию мы планируем апробировать в будущем в составе летающей лаборатории на основе ракеты или беспилотника.

Вопрос освещения решается переносными лампами, которые будут крепится на направляющих, располагающихся вдоль рядов боксов и передвигающихся по ним при помощи манипулятора. Это позволит обеспечить экономию на осветительных приборах, так как растения в основном требуется освещать только 16 часов из 24 и значит, 33% времени лампы над боксом не требуются. Плюс подобный

подход упростит применение концентраторов для освящения, так как оно будет единым.

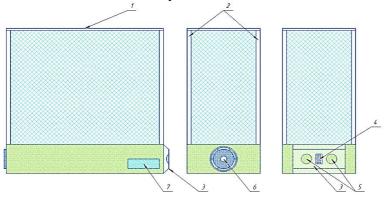


Рисунок 2 - Бокс

1 - прозрачное стекло с высокой пропускной способностью света и олеофобным покрытием, 2 надувной каркас, 3 площадка для крепления бокса, 4 - разъем для снятия информации и подачи напряжения, 5 - сферические углубления для более точного позиционирования бокса, 6 - разъем для захвата манипулятором, а также паз для установки картриджа с водой, 7 - селективная мембрана для выхода О2, с другой стороны разъем для забора воздуха.

Манипулятор теплицы ДЛЯ вращательных и одно линейное звено. Привод каждого сочленения содержит в себе бесколлекторный мотор плату управления двигателем. редуктор ПО и И электроника обеспечивают векторное управление приводом, что повышает эффективность системы. манипулятор располагается на специальных рельсах, которые в свою очередь движутся на рельсах жесткого каркаса модуля. Это повышает рабочую зону устройства и повышает гибкость автоматики теплицы в целом.

Проект биореактора. Мы хотим позаимствовать биореактор у проекта «435 нм», на данный момент они готовят биореактор для дыхания человека

(https://vk.com/nm435), еще существуют разработки ИМБП к которым обязательно прибегнем.

Отсек для операций с боксами. В данном отсеке будет производиться частичная разборка для работы с растениями и сбора урожая, а также посадки семян. Отсек изолируется на время работы от остального объема оранжереи, чтобы не загрязнять его частичками грунта или растений. В отсеке скорее всего будут встроены два небольших манипулятора, или столько сколько будет необходимо, на данном этапе данная система не прорабатывалась.

Дополнительные системы

Системы необходимые для самого модуля: вентиляции, энергоснабжения, обработки данных с датчиков, очистки воздуха от лишней влаги и регуляции состава атмосферы.

Вдобавок в жесткий отсек будут встроены отсеки для оборудования, грузов и возможно туалет с системой утилизации отходов в биореакторе.

Расчет первоначальных параметров демонстрационного КА для увода космического мусора с ССО

Момот Елена Юрьевна, Баранов Олег Алексеевич МАИ, Москва lena.momot@inbox.ru

В настоящее время рассматривается вопрос о создании посещаемой высокоширотной станции. (РОС). В качестве одной из задач декларируется обслуживание автоматических КА с использованием средств станции. В данной работе приведена оценка некоторых проектных параметров КА, предназначенного для

демонстрации технологии увода с орбиты вышедших из строя, некооперируемых КА с солнечно-синхронной орбиты (ССО) с последующим сгоранием в плотных слоях атмосферы.

Задачи обусловлены тем, что на ССО функционирует значительное число автоматических КА с задачами ДЗЗ (дистанционного зондирования Земли). Большинство таких КА размещены на орбитах с высотами 600-700 км, средняя масса которых составляет около 1000 кг [1].

Изложенное определяет постановку задачи, а именно определить базовые проектные параметры демонстрационного космического аппарата, обеспечивающего:

- Старт с борта станции на высоте ~ 350 км.
- Перелёт к КА-мишени массой до 1000 кг на высоте ~ 700 км без изменения наклонения орбиты.
- Выполнение сближения и стыковки с KAмишенью.
 - Выполнение манёвра увода КА-мишени.

Вопросы доставки на борт посещаемой станции в работе подробно не рассматриваются, в тоже время, на основе анализа доступных примеров решения схожих задач, предполагается, что доставка осуществляется:

- в составе грузового корабля в негерметичном объёме двигательного отсека (аналог SpaceX);
- с дальнейшим перемещением на борт станции с помощью манипулятора (аналог ERA);
- с дальнейшим размещением на негерметичной платформе-стапеле (аналог платформа модуля JEM).

Для оценки проектных параметров такого космического аппарат выполнен расчёт потребного запаса характеристической скорости. В расчёте, с учётом отсутствия требований по изменению

наклонения орбиты, применена классическая двухимпульсная схема гомановского перехода.

Оценка затрат Vx на переход по маршруту «станция — KA-мишень» составляет: 358 м/с. Оценка потребной массы топлива на увод KA-мишени согласно составляет около 10% от массы KA, то есть ~ 100 кг. Примем массовое совершенство KA как 1 к 1.5. Таким образом, можно оценить, что общая масса KA с учётом топлива на все операции составит 287кг.

Таким образом, проектный облик КА предполагает наличие баков для хранения компонентов топлива (~ 150 л с учётом плотности однокомпонентного топлива — гидразина 1,0715 кг\м³), исполнительных органов управления (двигательная установка), а также полезной нагрузки, основные блоки которой обеспечивают сближение, стыковку и управление КА, и связки КАмишень.

Исполнение блоков стыковки (захвата) с мишенью является предметом дальнейшего исследования, в качестве основных рассматривается сетка (аналог – RemoveDebris) [2].

интерфейса размещения качестве грузового корабля негерметичном объёме перемещения использованием манипулятора рассматривается проект международного стандарта совместимости робототехнических интерфейсов IERIS, в том числе: интерфейс стыковки с манипулятором, интерфейс размещения внешней поверхности на станции (он же для размещения в негерметичном отсеке корабля).

Выбор рассмотренного средства связан с технической простотой, в том числе есть потенциальная возможность разработать демонстрационный КА в студенческом КБ с дальнейшей доставкой на РОС.

С целью сокращения сроков работы создания КА, сокращения времени подготовку на необходимой документации составляется график работ, документе о основанный на создании аппаратуры для космических исследований НА-18 (Решение Совета РАН по космосу от 25 ноября 2020 № 10310-16) [3]. Известно, что срок изготовления подобных космических аппаратов составляет около 12 лет. Такие сроки делают проект нерентабельным и неконкурентоспособным, в этой связи предлагаю связь резидента «Сколково», который успешно доставил на борт МКС 3-D биопринтер, для которого реализации составил 2 года [4].

В работе приведены:

- оценка концепции функционирования KA для демонстрации увода космического мусора с CCO;
 - оценка требуемого запаса Vx такого KA;
- оценка поблочного состава КА и применимости робототехнических интерфейсов стандарта IERIS для реализации миссии.

Список использованных источников:

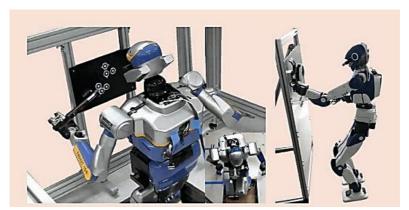
- 1. https://www.space-track.org/#decay
- 2. https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/removedebris
- 3. Положение о создании научной аппаратуры HA-18
- 4. https://www.roscosmos.ru/25829/ (испытание 3D биопринтера на борту МКС)

Робототехнические комплексы в обслуживании ЛА

Осипов Алексей Александрович, Бобылев Артем Алексеевич Научный руководитель – Рипецкий А.В. МАИ, Москва osipov.alex3y@yandex.ru

Обслуживание самолетов — ответственность человека. В настоящее время количество летательных аппаратов неуклонно растет. Их сложность с каждым днем возрастает, они становятся совершеннее, что порождает нехватку квалифицированного персонала. Применение роботов в аэрокосмической отрасли позволит оптимизировать и сделать более надёжным процесс подготовки воздушных судов к полету, минимизирует человеческий фактор при выявлении неполадок и принесет экономическую выгоду.

В компании Airbus совместно с японскими исследователями занимается разработкой человекоподобных роботов, которые смогут вместе с людьми работать на сборочных конвейерах и в самолетах. СОМАNOID — сложный и дорогостоящий продукт. Он достаточно универсальный, однако его хрупкость и технологичность ставят под сомнение его скорый запуск в серийное производство.



этой работы является создание Целью же собственного прототипа, который в будущем станет универсальным незаменимым, И надежным помощником в обслуживании летательных аппаратов. базовых алгоритмов Отработка использования. Внедрение механизмов взаимодействия в очередные версии. Параллельное создание конструкции и ПО на основе motion capture.

В ходе реализации проекта был разработан и создан первый прототип с широким применением технологий 3D печати. Готова управляющая программа для робота. Проведена подготовка для синтеза с технологией захвата движений, что позволит ускорить процесс обучения и повысить эффективность при работе с манипулятором. Разработана гусеничная платформа для увеличения мобильности изделия.



В следующих прототипах планируется создание более подвижных суставов, установки дополнительного оборудования для машинного зрения и др.

Список использованной литературы:

- 1. "Google академия" [Электронный ресурс]. URL:https://scholar.google.ru/
- 2. "Internet library" [Электронный ресурс]. URL: https://web.archive.org/
- 3. Humanoid Robots in Aircraft Manufacturing By Abderrahmane Kheddar

Технология монтажа топливной системы в центроплане самолета с применением аддитивных технологий

Пидорич Данил Константинович Научный руководитель — Марьин С.Б. КнАГУ, Комсомольск-на-Амуре danillpk@yandex.ru

Современный самолет состоит из множества различных систем. Стремление добиться максимальной эффективности конструкции и улучшение габаритных характеристик вынуждает конструкторов проектировать образом, самолет таким минимизировать наличие пустого пространства между узлами и агрегатами, что затрудняет проведение сборочно-монтажных работ и повышает риск повредить дорогостоящие комплектующие. Это в полной мере касается топливной системы. Она является одной из важнейших систем самолета и предназначена для размещения топлива и его бесперебойной подачи к двигателям в заданных режимах и условиях работы самолета [1].

Автоматизированные методы подготовки производства позволят рассчитать координаты установки трубопроводов от осей изделия или других баз на изделии при наличии описания траекторий трубопровода и указания о положении стыковочных точек от изделия [2].

Топливная система самолета представлена на рисунке 1. Она состоит из систем: подачи (1), представляющей из себя набор из шести узлов насосов, соединенных патрубками, перекачки (2), заправки (3), дренажа (4), нейтрального газа и сигнализаторов давления (5).

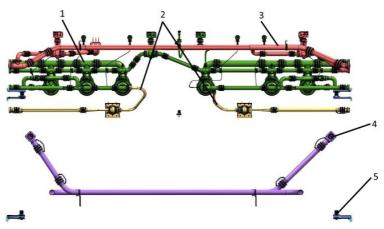


Рисунок 1 - Топливная система в центроплане самолета

Предлагается сборки следующая технология топливной центроплане. Сначала системы В производится монтаж системы подачи (1), собираются 1, 2 и 3 узлы насосов в сборочном стенде, а именно топливной устанавливаются на макет канистры тройники вместе с обратными клапанами, соединяются узлы между собой и патрубками ПО средствам соединений (ОПС). ограниченно-подвижных часть ОПС разъединяются и производится установка узлов в центроплане. Далее по такому же принципу собираются и устанавливаются 4, 5 и 6 узлы с патрубками. Затем последовательно производится монтаж системы перекачки (2), заправки (3), дренажа (4) и устанавливаются датчики-топливомеры (5). После проведения работ в центроплане на других участках сборочного потока выполняется технологических макетов и установка рабочих канистр. Далее производится проверка герметичности топливной системы.

Макеты представляют из себя упрощенную модель настоящей канистры, распечатанную на 3D принтере с

точным сохранением положения и геометрии фланцев, к которым крепятся элементы трубопровода.

Наиболее подходящим материалом для печати макетов является ABS-пластик, так как он обладает хорошей химической стойкостью к щелочам, маслам и смазкам, солям и кислотам в растворах, высокой твердостью и ударной вязкостью, устойчив к низким и высоким температурам, и имеет высокий показатель износостойкости [3]. Также ABS-пластик уже зарекомендовал себя в автомобильной промышленности, из него делают бампера и элементы интерьера, различные хозяйственные товары, корпуса бытовой техники, игрушки и многое другое.

Преимущества использования макетов, выполненных с помощью аддитивных технологий:

- относительная дешевизна;
 - простота и скорость печати;
- предотвращение механических повреждений ПКИ при монтаже других систем;
 - быстрота демонтажа;
 - обеспечение необходимых допусков и зазоров.

Список использованных источников:

- 1 Чепурных, И. В. Системы бортового оборудования самолетов и вертолетов. Топливная система и кабинное оборудование: учеб. пособие / И. В. Чепурных, С. А. Чепурных. Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КнАГУ», 2015 169 с.
- 2 Гусева Р. И. К вопросу расчета точности чборки узлов и агрегатов планера самолета / Р. И. Гусева // Ученые записки Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета. 2011. №1-1(5). С. 16-22.
- 3 Терауд, В. В. Исследование физикомеханических характеристик материала, изготовленного

из черного ABS-пластика методом наплавления на трехмерном принтере / В. В. Терауд, М. М. Вергазов // Машиностроение и инженерное образование. — $2013. - \text{N} \odot 3(36). - \text{C.} 68. - \text{EDN RTVUGL}.$

К вопросу о перспективных разработках в сфере космонавтики и многоразовых космических кораблей

Плахин Дмитрий Кириллович Научный руководитель — Аристова Н.С. КНИТУ-КАИ, Казань dima.plahin03@mail.ru

перспективных разработок Вопрос сфере космонавтики является ключевым показателем научнотехнического прогресса любой страны. Исторически так финансирование сложилось. что средства на исследований космоса выделяются преимущественно государственными структурами стран, имеющих свою собственную космическую программу. В нашей стране космическая отрасль получает значительные отчисления на развитие, и зачастую сумма выделенных средств зависит от ВВП страны. Эту закономерность можно увидеть, сравнив графики на рис. 1 и 2.



Рисунок 1 - График изменения ВВП РФ 1990-2015 гг.



Рисунок 2 - График изменения финансирования космонавтики из бюджета РФ

Принято считать, что история освоения космоса человеком условно подразделяется на 4 этапа:

- 1-й этап характеризует вопрос космических исследований как повод демонстрации силы и возможностей государств, исследование космоса рассматривается с позиций политического соперничества и завоевания пальмы первенства во всем;
- 2-ой этап можно назвать «скрытым освоением» космоса, ознаменованным запусками спутников связи, телевидения, GPS и т.п. Эта экспансия позволила обычным людям использовать достижения космической науки и других областей, открыв массу возможностей;
- 3-й этап покорения космоса идет прямо сейчас. Крупные частные компании начали освоение данной отрасли и начали создавать свою инфраструктуру. Разрабатываются проекты расширения возможностей пуска ракет. В будущем планируют сборку кораблей прямо на орбите.
- 4-й этап наступит, когда околоземное пространство наполнится созданной человеком космической инфраструктурой. Тогда космонавтика в целом станет дешевле, что привлечет еще больше компаний в эту область и даст мощный толчок экономике всех стран.

В этой связи закономерно возникает вопрос о транспортном обеспечении исследовательских, гражданских и научных миссий с учетом новых требований в области экологической безопасности, поиска альтернативных источников энергии и борьбы с чрезмерным «замусориванием» околоземной орбиты. Логичным ответом на многие

данные вопросы, несомненно, станет использование многоразовых космических кораблей. Обратимся к истории исследования вопроса многоразовых космических ЛА в нашей стране (см. Таблица 1).

Таблица 1. Основные вехи развития многоразовых космических ЛА

в нашей стране

| Дат ы | Название разработки | Цель программы | Практические наработки | Дальнейшее использовани е |
|-------------------|---|--|--|---|
| 1969 | «БОР» беспилотный орбитальный ракетоплан. | Создание беспилотного орбитального ракетоплана | Получение данных о технологии постройки летательных аппаратов | При разработке теплозащиты для будущего «Бурана». |
| 1969 - 1974 | «Спираль» | Разработка самолёта- разгонника, способного подниматься на высоту 30км на скорости 6-кратной скорости звука, вывести орбитальный аппарат на орбиту | Отработки этапов полета многоразовых космических систем. Исследование способов термозащиты корабля | При разработке космического корабля «Буран» |
| 1973 - 1988 | «Энергия - Буран» | Противодействи е мероприятиям вероятного противника по расширению использования космического пространства в военных целях, решение задач в интересах обороны, народного хозяйства и науки, проведение военноприкладных исследований и экспериментов с использованием | Автоматическая система контроля за ЛА Автоматически й режим приземления и выбора наиболее подходящих условий посадки | Проект не получил дальнейшего развития |

| | | оружия на | | |
|-------|-------------|-----------------|----------------|--------------|
| | | известных и | | |
| | | новых | | |
| | | физических | | |
| | | принципах, а | | |
| | | также | | |
| | | выведение на | | |
| | | орбиту, | | |
| | | обслуживание и | | |
| | | возвращение на | | |
| | | землю | | |
| | | космических | | |
| | | аппаратов, | | |
| | | космонавтов и | | |
| | | грузов. | | |
| 2000 | Многоцелево | Замена | Промежуточное | Проект не |
| - | й | космического | звено между | получил |
| 2006 | космический | корабля «Союз» | крылатыми | дальнейшего |
| | корабль | | шаттлами и | развития |
| | «Клипер» | | баллистической | |
| | | | капсулой | |
| | | | «Союза». | |
| 2009 | Многоразовы | Замена | Идет | Создание |
| -н.в. | й корабль | «Союза», | подготовка к | нового |
| | «Федерация | использование в | первым | пилотируемог |
| | (Орел)». | лунной | непилотируемы | о комплекса |
| | | программе. | м облетам луны | |

российской Основными движущими силами программы частных исследований космоса является конкурентная борьба за право обладания новейшими спутниковыми системами, радарами и средствами связи, новейшими ЛА. Госкорпорация «Роскосмос» готовится создать собственную космическую станцию на базе российского сегмента МКС, идет активная работа по линейке ракет «Ангара» и «Союз», которые планируется программе лунной корпорации, использовать В предусмотренной до 2040 года. Стратегический проект Луны» предусматривает «Изучение и освоение пилотируемые полеты к Луне уже в 2029г., высадку человека на Луне в 2030г. с последующим созданием модуля Лунной базы.

В связи с кризисом, с которым столкнулся весь мир в 2020 году и который продолжается до сих пор,

даже проинформированные специалисты не могут точно ответить на вопрос о том, как мировая космонавтика справится с текущими вызовами. Однако на сегодняшний день спектр развития данной отрасли как никогда широк. Частные компании в будущем сделают отрасль доступной каждому из нас, что, несомненно, приведет к еще большему ее развитию. Пока трудно сказать, когда человек вернется на Луну и полетит на Марс. Однако сейчас все усилия мировой космонавтики направлены на достижение данных целей.

Список использованных источников:

1. Trentini, Y.A. Past, Present, and Future of Reusable Rockets – Innovation Propels Us Into New Frontiers // Tech, Science/STEM, Sustainability & Environment, 2020.

https://startupsavant.com/news/reusable-rockets

- 2. Афанасьев, А.. Многоразовый орбитальный самолёт // Наука и жизнь. 2018. № 11. С. 18—32.
- 3. Лукашевич, В. Буран: факты и мифы. К 20-летию полёта МТКК «Буран» // Космические исследования и технологии: журнал. Алма-Ата, 2019. № 1 (18). С. 38—47.
 - 4. Материалы сайта https://www.roscosmos.ru.

Разработка системы спасения спортивной модели ракеты

Погодаев Александр Александрович, Руденко Михаил Сергеевич СибГУ им. М.Ф.Решетнева, Красноярск <u>shura.pogodaef@yandex.ru</u>

Ракетомодельный спорт является хорошей школой ракетно-космической кадров подготовки ДЛЯ промышленности. Практические умения и компетенции, получаемые студентами при проектировании, производстве модели ракеты конструировании И способствуют быстрой интеграции молодого специалиста в производство.

По технике безопасности в каждой модели ракете должна присутствовать система спасения (СС) [1]. Системы спасения делятся на пассивную и активную. Пассивная СС представляет из себя парашют, который выталкивается ракеты пороховыми ИЗ модельного ракетного двигателя после выгорания топлива. В активной СС роль пороховых газов играет механизм выталкивания, который срабатывает команде от бортового вычислительного комплекса. Команда подается по достижению максимальной высоты или при начале падения ракеты.

Раньше была разработана активная СС [2] которая выталкивала парашют вышибным зарядом, который воспламенялся по команде от бортового комплекса. В качестве воспламенителя вышибного порохового заряда используется лампа накаливания МН 3,5–0,15. Для непосредственного контакта пороха и вольфрамовой нити с лампы удаляется стеклянная колба. На нить накаливания наносится смесь из горючего клея и серы, что повышает надежность срабатывания системы. Но

использование горячих газов для выталкивания легковоспламеняющегося парашюта является опасным.

Разработанная система спасения модели ракеты представлена на Рисунке 1. Парашют 10 выталкивается за счет потенциальной энергии сжатой пружины 4, затрачиваемой на совершение механической работы толкателя 3.

Перед пуском пружина 4 сжимается и фиксируется капроновой нитью 7. Нихромовая проволока 9 плотно оборачивается вокруг нити 7 несколько раз. Проволока 9 подключается к бортовому комплексу. В образовавшиеся объем на толкатель 3 укладывается парашют 10.

При достижении максимальной высоты полета бортовой комплекс 8 подаёт напряжение на нихромувую проволоку 9, которая раскаляется и прожигает фиксирующею нить 7. Потенциальная энергия сжатой пружины освобождается, придавая толкателю 3 силу, которая выталкивает парашют 10 из ракеты.

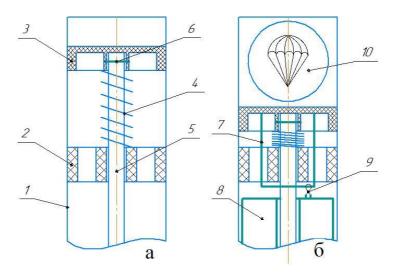


Рисунок 1 - Принципиальная схема активной системы спасения:

- а до сжатия пружины, б предстартовом положении;
- где: 1 корпус ракеты; 2 силовой шпангоут; 3 толкатель; 4 пружина; 5 направляющая ось;
- 6 фиксатор толкателя; 7 капроновая нить; 8 бортовой вычислительный комплекс;
- 9 нихромовая нить; 10 парашют

Стоит отметить, что система спасения обладает следующими достоинствами. Данная конструкция многоразовой разборной; является полностью И отработавшую систему можно использовать повторно, зажав пружину и зафиксировав капроновой нитью. Также эта схема обладает небольшой массой, из-за чего значительного смещения центра тяжести относительно центра давления не происходит, что в свою очередь не оказывает серьезного влияния на устойчивость ракеты.

Однако, не смотря на все достоинства, у системы спасения есть значительный минус. Между внутренней поверхностью корпуса и цилиндрической толкателя, остается пустое пространство, из-за чего при срабатывании системы возможно застревание строп парашюта. Данная система была испытана на модели ракеты «ЧМ-1» на всероссийском чемпионате по ракетомоделированию «Старт с Восточного» на базе Амурского государственного университета в г. Благовещенск (рисунок 2).



Рисунок 2 - а - Ракета на стартовом столе; б – Ракета после срабатывания СС и приземления

Система сработала штатно, при достижении максимальной высоты произошло разделение ступеней и последующее выталкивание, и раскрытие парашютов. Полезная нагрузка и корпус ракеты плавно приземлились недалеко от места запуска.

Список использованных источников:

- 1. Демпфирующая конструкция для системы спасения моделей ракет Е.В. Красилова, А.М. Савченко, П.А. Орлин / Актуальные проблемы авиации и космонавтики -2018. Том 1 стр.114-115
- 2. Испытательный стенд для тестирования системы спасения моделей ракеты П.А. Орлин, Д.И. Быстров, Е.С. Тихоненко / Актуальные проблемы авиации и космонавтики -2017. Том 1 стр.80 81

Перспективы использования дирижаблей в гражданских и научных целях

Покровский Алексей Владимирович Научный руководитель — Аристова Н.С. КНИТУ-КАИ, Казань <u>alexapokrov@mail.ru</u>

В статье рассматривается вопрос использования дирижаблей с точки зрения их экологического и научноисследовательского потенциала. В настоящее время, в ужесточением экологической политики связи разработки ресурсов касательно топливных источников альтернативной энергии, конструирование и использование в гражданских и научных целях машин, удовлетворяющих потребностям экономного расходования является топлива, как никогда актуальным.

Дирижабли соответствуют этим требованиям, так как огромная площадь их гондолы делает возможным размещение большого количества научноисследовательского, метеорологического иного оборудования. большая грузоподъемность Их относительно аппаратов других летательных (cm. Таблица 1) может стать главным плюсом ДЛЯ длительных экспедиций и научных изысканий. Они могут стать отличными передвижными базами наблюдательными пунктами.

Таблица 1. Сравнительные характеристики грузоподъемности и максимальное время полета крупнейших ЛА и дирижаблей

| № | Летательный аппарат | Макс. Взлетная масса | Параметры | Полезная нагрузка | Максимальное время полета |
|----|--|----------------------------|----------------------------------|----------------------|------------------------------|
| 1. | Дирижабл ь Hindenburg (Гинденбург) | 220 тонн | Длина: 245м; Ширина: 41,2м | | 61 час 40 минут |

| 2. | Ан-225 «Казак» | 640 тонн | Длина: 43м; Размах крыла: 88м | 250 000 кг | 18 часов | |
|----|---|------------------------------------|---|------------|-----------------------|--|
| | Ан-225 «Казак» - самый большой самолет в мире. | | | | | |
| 3. | HK-1 «Spruce Goose» | 185 тонн | Длина: 66,45м; Размах крыла: 97м | 59 000 кг | 13 часов | |
| ٥. | У НК-1 «Spruce крылье | e Goose» самый ев среди всех са | 39 000 KI | 13 часов | | |
| 4. | Airbus A380F | 590 тонн | Длина: 72,1м; Размах крыла: 79,5м | 150 000 кг | 17 часов | |
| | Airbus A380F самый большой пассажирский самолет в мире. | | | | | |
| 5. | Дирижабль СССР В-6 | 50 тонн | Длина: 45,4м; Диаметр: 10,3м | 8500 кг | 130 часов 27 минут | |
| 6. | Дирижабль «Московский химик- резинщик» | 5 тонн | Длина: 45,4м; Диаметр: 10,3м | 900 кг | 40 часов | |

Несмотря на очевидные преимущества характеристик летательных данных аппаратов, дирижаблестроение переживает не лучшие времена; благодаря современным технологиям альтернативным источникам энергии, эффективность дирижаблей можно вывести на высокий уровень, при условии выполнения следующих технических требований и задач: 1) нахождение оптимального источника энергии; 2) постройка инфраструктурной дирижаблестроения; 3) преодоление ДЛЯ страха пассажиров психологического дирижаблями в свете трагедии дирижабля Гинденбург и др.; 4) применение новейших нормативов пожарной безопасности и правил борьбы с пожарами в воздухе; 5) решение вопроса низкой скорости дирижаблей.

В нашей стране дирижабли и аэростаты будут полезны для освоения и изучения отдаленных и труднодоступных областей, как, например, Сибири, изза удаленности и объекта исследования и невозможности добраться до него наземным

транспортом. Лабораторные комплексы и наблюдательные пункты, расположенные на дирижабле, смогут полностью решить данную проблему и облегчат дальнейшие исследования.

Также сейчас актуален вопрос о перелетах внутри страны. Для решения этой проблемы могут понадобиться пассажирские дирижабли, которые будут перевозить грузы, людей и т.д.

Вероятно, дирижабль – самый безопасный из летательных аппаратов, даже в случае утечки газа или других чрезвычайных ситуаций он не обрушится на землю, а медленно опустится. На современном этапе развития дирижаблестрояния, взрывоопасный водород, благодаря которому дирижабли летали ранее, заменили инертным газом – гелием, благодаря чему современные гелиевые гибриды теперь являются одним из самых безопасных видов воздушного транспорта. Добавим, что использование самых современных технологий, методов навигации и авионики делает дирижабль надежным средством перемещения. Для посадки дирижаблю не нужно специальных аэродромов и площадок, доставку грузов он осуществляет от склада к складу, что приводит к очень значительному снижению стоимости работ с грузом, по сравнению с доставкой грузов самолетами и вертолетами.

Самое главное достоинство, связанное с экологической ситуацией в мире, заключается в том, что дирижабль экологичен. Даже самые большие из современных дирижаблей в проекте имеют четыре дизельных двигателя, выхлоп которых значительно меньше любого из авиационных силовых установок, а большие размеры дирижабля позволяют, используя новейшие разработки, установить на нем

альтернативные источники энергии, такие как солнечные батареи и ветрогенераторы.

Использование дирижаблей крайне недооценено в новейших разработок Применение мире. безопасности, правильных мер основанных на предыдущем опыте, обеспечат высокую эффективность воздушного судна и позволят выполнять различные задачи и научные исследования. Также эти машины относительно дешевые в производстве и эксплуатации, демонстрирует преимущество среди других летательных аппаратов.

Список использованных источников:

- 1. Заярин В., Совенко А. Воплощение «Мечты» // АэроХобби : журнал. 1992. № 1. С. 2—11.
- 2. T. Smith, C. Bingham, P. Stewart, R. Allarton, J. Stewart. Energy harvesting and power network architectures for the multibody advanced airship for transport high altitude cruiser-feeder airship concept. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2013; 227 (4): 586 DOI
- 3. University of Lincoln. "Airships: The future of aviation?." ScienceDaily. ScienceDaily, 23 March 2015. www.sciencedaily.com/releases/2015/03/150323075747.ht m>.
- 4. International Institute for Applied Systems Analysis. "Making a case for returning airships to the skies." ScienceDaily. ScienceDaily, 2 August 2019. www.sciencedaily.com/releases/2019/08/190802104514.ht m>

Использование аддитивных технологий в изготовлении пресс-форм для литья по выплавляемым моделям в условиях опытного производства

Поляков Сергей Дмитриевич, Богатов Артемий Андреевич Научный руководитель – Дубровин А.В. МАИ, Москва p0lyakov.ser@yandex.ru

разработке новой При промышленной продукции, значительную роль играет скорость прохождения НИОКР, в свою очередь связанных с инженерно-техническими возможностями производств. В условиях необходимости изменения конструкции изделия на данном этапе, литейные детали могут стать наиболее трудоемкой и дорогостоящей частью процесса, учитывая, что не всегла возможно внести уже технологическую оснастку необходимые исправления.

Одним из основных методов литья, позволяющих получить изделия сложной геометрии с высокой точностью, является литье по выплавляемым моделям. Данный метод предполагает получение фасонных металлических отливок в неразъемной оболочковой форме, рабочая полость которой образуется в процессе выжигания, выплавления или растворения литейной модели. Используемая литейная модель с заранее интегрированной литейной В нее системой изготавливается путем запрессовки в пресс-форму модельного состава с низкой температурой плавления, к примеру, парафина или стеарина. Изготовление прессформы – наиболее трудоемкий процесс в данной технологии. Как правило, на опытных производствах пресс-формы изготавливают из недорогих материалов, к примеру, дерева, посредством механической обработки вручную или с применением ЧПУ-станков. Однако ручной труд в данном случае малоэффективен, а ЧПУ-станки ограничены своей конфигурацией, и не способны повторить некоторые сложные геометрические формы, необходимые литейщикам.

Целью данной работы является разработка методики изготовления оснастки (пресс-форм) для литья по выплавляемым моделям, с применением аддитивных технологий на этапе НИОКР, которая позволила бы сократить затраты времени на изготовление опытных литейных изделий сложной геометрии.

Основные задачи работы:

- 1. Определение технологических ограничений, накладываемых на пресс-форму в условиях опытного производства.
- 2. Анализ возможности применения существующих аддитивных технологий и используемых в них материалов, для изготовления пресс-форм.
- 3. Разработка пресс-формы, изготовленной методами аддитивных технологий, и оценка возможностей ее практической реализации.

Разработанная методика может применяться для ускорения процесса изготовления отливок по выплавляемым моделям, посредством применения современных аддитивных технологий.

Список использованной литературы:

1. Палей М. М. Технология производства приспособлений, пресс-форм и штампов. — 2-е изд., перераб. и доп.—М.: Машиностроение, 1979. — 293 с, ил.

- 2. Смуров И.Ю., Конов С.Г., Котобан Д.В. О внедрении аддитивных технологий и производства в отечественную промышленность // Новости материаловедения. Наука и техника. 2015. № 2. С. 11-22.
- 3. Белов В.Д., Белов Н.А., Дрокина В.В. Новые материалы и ускоренная подготовка производства гарантия успеха на рынке литейной продукции // Литейное производство. 2009 № 5 C. 13

Разработка программного обеспечения для пусконаладочных работ БПЛА

Прохоров Дмитрий Львович, Сертаков Вадим Владимирович МАИ, Москва pdl3860@gmail.com

С самого зарождения беспилотной авиации, вопрос теоретической разработки ПО конкурировал необходимостью грамотную организовать практических испытаний для анализа полученный данных и исправления недочётов программного кода. В наземных сфер разработки отличие ОТ многих устройств, небо требует индивидуального подхода для каждой машины. Даже малейшие несоответствия по жёсткости или углу винта серьёзно влияют возможность управления в воздухе. Поэтому каждая взятая БПЛА отдельно имеет индивидуальные коэффициенты полётных параметров.

Не удивительно, что конечный продукт в виде летательного аппарата, способного с идеальной точностью выполнять интуитивные команды простого пульта управления, требует многие часы трудоёмких подборов коэффициентов и параметров. Для

осуществления работ по настройке и отработке необходимых данных в представленном проекте была разработана абсолютно понятная программа, способная не только записывать данные для анализа пост-полётной информации, а также в режиме реального времени изучать необходимые характеристики и коэффициенты, включая отработку автоматического режима запуска программного обеспечения. Она дает возможность отдавать команды и сопровождать дрон в течение всего времени полета и является неотъемлеммой частью пуско-наладочного комплекса созданного БПЛА.

Теперь давайте разберём подробнее саму программу, обеспечивающую полёт и анализ парамтеров созданного дрона [1].

| ₩ mainfrm2 | | - | > |
|---|--|---|-------|
| Подключения ESC Настройки проциями Спец функции Flight controller for | unc Right controller main | | |
| | Сованниме с устройствем Окновной переватиче! Подитичние Настройки | | |
| | Oncores Oncores Consesses | | |
| | Соединемие с јегройствин "Вспоногательный передатим" Повстоичние (Мастройки) | | |
| | Oncores Oceanics Conserva | | |
| | Соламение (Реграфия) | | |
| | Chineleso Oncounts Consents | | |
| | Автостарт ☑ Выполнять липроверку связи при автостаюте | | |
| | Management of the second of th | | _ |
| | | | |
| Одн передатчик: не подключен. Вспом передатчик: не подключен. Внеш | панель: не подключена Отправка через передатчик ": " Пинг: " | | |

Рисунок 1 - Главное окно программы с вкладкой «подключения»

На рисунке 1 видно, что какое-либо подключённое оборудование отсутствует, следовательно, крупные прямоугольники пусты, а кнопки снизу горят красным пветом.

Для автоматичекого страта БПЛА необходимо нажать кнопку «автостарт», после чего программа сама

будет отправлять команды инициализации на беспилотник, проверять их ход выполнения и в результате выдаст пользователю заключение о готовности квадрокоптера, после чего переведет дрон в полетный режим, который позволяет запускать летательный аппарат.

Если пользователь хочет настроить необходимые ему параметры для тестирования тех или иных коэффициентов, функций и параметров, перед стартом необходимо заполнить команды, которые панель управления будет отправлять при автозапуске. Они могут быть настроены пользователем во вкладках «esc», «настройки прошивки», «спец функции», «flight controller func», которые позволяют без ограничений настроить любые необходимые для тестирования и полёта характеристики и данные.

После успешного проведения автозапуска программы у оператора открывается главная полетная вкладка «flight controller main» (рисунок 2), которая позволяет осуществлять полёт и контроль и настройку необходимых параметров.

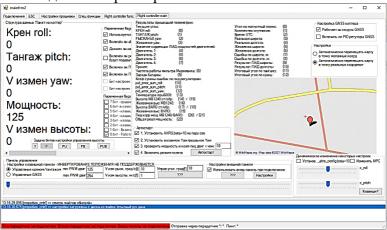


Рисунок 2 - Главная полетная вкладка «flight controller main»

На рисунке 2 показана основная полётная вкладка, которая предоставляет доступ к обширному перечню различной информации. В графе «структура данных 'пакет на коптер'» отображаются все расчёты, которые передаются на квадрокоптер. Из основных параметров, можно выделить: желанные углы крена, мощности, а также переменные, задающие различные режимы работы. Здесь они представлены в побитовом разложении галочками, где каждая включённая опция отвечает за советующий бит данных. В этой же графе есть кнопки «Р», «РU», «РВ», «РUВ». Они задают режимы регулирования высоты. «Р» – режим, где высота управляется пользователем только рукояткой газа; «PU» – режим, в котором высота регулируется только датчиком ультразвука с ограничением высоты полета; «РВ» – режим, в котором высота регулируется только при помощи барометра; «PUB» - комбинация режим «PU» и «PВ».

По центру программы отображается телеметрия с БПЛА, а справа имеется управление квадрокоптером в режиме GPS. Как видно, вкладка имеет ещё множество данных, являющихся специфической информацией для тонкой настройки тестового полёта.

В целом, управление летательным аппаратом сводится к взаимодействию оператора с устройствами управления креном, тангажом и газом, а также ноутбуком с установленным ПО, необходимым для настройки всех пуско-наладочных работ, способствующих определению необходимых коэффициентов разработанного квадрокоптера [2,3].

Таким образом, в результате проделанной работы, получилось создать готовое ПО, способное не только осуществлять полёт разработанного дрона, а также изучать данные и калибровать отдельно взятый

беспилотник под необходимые коэффициенты и параметры. Программное обеспечение получилось гибким, простым в использовании и способным настраивать абсолютно любые параметры, необходимые для полёта воздушного аппарата.

Список использованных источников:

- 1. Албахари Бен, Албахари Джозеф, С# 7.0 Справочник. Полное описание языка, 2018.
- 2. Дорф Р., Бишоп Р. Современные системы управления., 2002.
- 3. Лукас В.А., Теория автоматического управления: Учеб. пособие для вузов. -2-е изд., 1990.

Контроллер тяговых электродвигателей многоцелевого гусеничного робота

Родин Федор Михайлович Научный руководитель – Исаев В.В. МАИ, Москва rodinfm307@ya.ru

Один из главных механизмов подвижных роботов — движитель. Наиболее распространены колесные и гусеничные движители. В большинстве роботов они приводятся в движение при помощи различных электродвигателей.

настоящее B время можно отметить три тяговых электродвигателей, основных вила роботах. применяемых на подвижных бесколлекторный двигатель постоянного тока (BLDC), асинхронный электродвигатель коллекторный И электродвигатель Наиболее постоянного тока. современный из них — BLDC. Данный тип двигателя питается низким напряжением бортовой сети робота (от 12 В до 48 В), имеет сравнительно высокий крутящий момент и не имеет трущихся частей (щеток коллектора), из-за чего способен долго работать без технического обслуживания. Однако, для данного типа двигателей необходима сложная система управления. Асинхронный электродвигатель схож по конструкции и системе управления с BLDC. Но большинство асинхронных двигателей рассчитаны питание на высоким напряжением (от 220 В), для обеспечения которого на борту подвижного робота требуется установка дополнительных мошных повышающих преобразователей. Коллекторный электродвигатель является наиболее простым в управлении, сравнительно невысокую стоимость высокий И крутящий выпускается момент, различные на напряжения существует питания. B TOM числе, множество моделей, рассчитанных на напряжение бортовой сети. Но коллекторный электродвигатель имеет существенный недостаток — трущиеся элементы коллектора (т. н. щетки). Однако, при правильной эксплуатации и техническом обслуживании, двигатель может прослужить долго.

Коллекторный электродвигатель управляется величиной питающего напряжения. Чем оно выше — тем быстрее вращается вал двигателя. Данный принцип используется в реостатно-контакторных системах управления (РКСУ) и применяется, в частности, на электрическом транспорте. Однако, для обеспечения высокого крутящего момента на старте необходимо использовать другой способ управления — широтно-импульсную модуляцию (ШИМ).

Существующие на данный момент решения способны управлять небольшими коллекторными электродвигателями, имеющими сравнительно

невысокие токи работы, требуют наличия внешнего источника ШИМ-сигнала.

Разработанный контроллер возможно использовать с различными коллекторными электродвигателями постоянного тока путем задания их характеристик в прошивке и установки MOSFET-транзисторов необходимых номиналов согласно характеристикам электродвигателя.

Контроллер состоит из двух частей — силовой и управляющей. Силовая часть включает в себя канальные блоки (по блоку на один электродвигатель), каждый блок состоит из мощных МОSFEТтранзисторов (2 шт. N-канальных и 2 шт. P-канальных), двух диодов Шоттки, конденсатора подавления ЭМП и периферии управления. Используется схема Н-моста. Управляющая часть состоит из микроконтроллера Аtmega 328p, контроллеров интерфейсов UART и CAN, выходных линий ШИМ, входных линий датчиков оборотов и индикаторных светодиодов. Управляющая и силовая части гальванически развязаны оптопарами.

Разработанный контроллер может поддерживать работу шести независимых электродвигателей одновременно, способен принимать команды по интерфейсам UART и CAN.

Важная функция, реализованная в контроллере — автоматическая поддержка заданного количества оборотов за единицу времени для каждого электродвигателя. Данная функция реализована при помощи установленных постоянных магнитов на валу электродвигателя и датчиков Холла, расположенных в непосредственной близости от вала. Контроллер автоматически выбирает нужную скважность ШИМсигнала для поддержания заданного числа оборотов.

Таким образом, достигается инкапсуляция управления двигателями для главного вычислительного узла робота.

настоящее время проводятся испытания контроллера для электродвигателей варианта номинальным напряжением 24 В и мощностью 300 Вт. двигатели планируется использовать Данные разрабатываемом автономном гусеничном роботепредназначенном перемещения ДЛЯ легкомоторных самолетов по аэродрому.

Разработанный контроллер позволяет создавать сравнительно недорогие современные робототехнические решения на базе как колесных, так и гусеничных платформ. Автоматическое поддержание заданного числа оборотов и возможность работы с различными коллекторными электродвигателями делают контроллер востребованным решением в сфере современных робототехнических систем.

Список использованных источников:

- 1. H-Bridges the Basics . Текст : электронный // Modular Circuits : [сайт]. URL: https://www.modularcircuits.com/blog/articles/h-bridge-secrets/h-bridges-the-basics/ (дата обращения: 19.08.2022).
- 2. ATmega328P 8-bit AVR Microcontroller with 32K Bytes In-System Programmable Flash Datasheet. Сан-Хосе, США: Atmel Corporation, 2015. 293 с. Текст: непосредственный.

Космические пенетраторы как перспективные устройства для освоения космического пространства

Рыкалин Андрей Владимирович, Языков Михаил Дмитриевич Научный руководитель – Родченко В.В. МАИ, Москва <u>yazykov m01@mail.ru</u>

Федеральной Одними ИЗ основных задач космической программы России на 2016 – 2025 годы является проведение углубленных исследований лунной поверхности, а также осуществление доставки образцов реголита (лунного грунта) на Землю [1]. Космические пенетраторы являются единственными оптимальными устройствами для изучения подповерхностных слоёв разных космических объектов, в том числе и Луны. Более того, разработаны или находятся на стадии разработки пенетраторы, планирующиеся использовать для космических экспедиций с целью исследования поверхностей Марса, спутника Юпитера Европы, комет, астероидов.

Космические пенетраторы представляют собой небольшой относительно массы, осуществляющие проникание в грунтовые породы космических объектов и тел с высокой скоростью путём космических аппаратов. При запуска основным предназначением является доставка научной аппаратуры для исследования подповерхностных слоёв объектов. Для этой цели отдаётся космических предпочтение именно пенетраторам, поскольку иной способ доставки целевой аппаратуры на исследуемые объекты должен осуществляться мягкой посадкой космического модуля, что, в свою очередь, усложняет весь процесс экспедиции. Это объясняется необходимостью проведения сложных баллистических манёвров и организации трудозатратных операций по совершению посадки. [2]

Доставка научной аппаратуры является перспективным направлением покорения космического пространства, поскольку она позволяет проводить различного рода научные исследования, в ходе которых может быть получена полезная информация о физикомеханических свойствах пород исследуемого объекта, о наличии воды (касаемо грунтов Луны и Марса), о метеорологических условиях на объекте и о многом другом. Так, виден широкий спектр возможностей применения пенетраторов.

В работе рассматривается проведение бурения поверхности лунной реактивных помощью С пенетраторов, тогда как существуют и другие способы образования (газодинамический, скважины инерционный, взрывной). реголит Вхол осуществляется путём спуска с космического аппарата с определённого расстояния от поверхности, причём реактивный двигатель разгоняет устройство до высоких скоростей непосредственно перед внедрением.

Ранее в работе было определено, что влияет на глубину проникания пенетратора в лунный грунт, поскольку эта величина важной является планировании конкретных задач исследования. рассматриваемый [3], что параметр габаритами космического И определяется массой пенетратора, сопротивлением грунта, скоростью и условиями входа в грунт, диаметром аппарата. Это позволяет регулировать параметры проникания на стадии проектирования устройства.

Обнаружено, что на параметры движения космического пенетратора в грунте также оказывает

влияние форма, удлинение головной части грунтового аппарата. Путём определения максимальных перегрузок, действующих на аппарат при его движении по инерции (то есть при отсутствии силы тяги двигателя) в реголите, а также выявления зависимости силы сопротивления среды от удлинения головной части пенетратора [4] сделан вывод об оптимальной форме аппарата для достижения лучших значений параметров движения.

Однако успешных экспедиций среди тех, что проводились с космическими пенетраторами, на сегодняшний день пока нет. Это подтверждает актуальность применения рассматриваемых устройств с учётом их весомых преимуществ, а также на основе весьма широкого спектра научных исследований, ряд из которых возможно осуществить лишь с использованием пенетраторов, для дальнейшего покорения космоса.

Список использованных источников:

- 1. Основные положения Федеральной космической программы 2016-2025. Роскосмос [Электронный ресурс]. URL: https://www.roscosmos.ru/22347/ (дата обращения: 02.09.2022).
- 2. Леун Е.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Поляков А.А., Сысоев В.К. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов // Журнал «Космическая техника и технологии», 2022. № 2. С. 103-117.
- 3. Рыкалин Андрей Владимирович, Языков Михаил Дмитриевич. Исследование лунного грунта с помощью пенетратора активно-реактивного типа // Сборник избранных научных докладов по итогам XLVI Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения» Москва, МАИ, 2020 г. 324 стр.

4. Родченко В.В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. С. 360.

Влияние формы следования импульсов тока МДО титана и его сплавов на адгезионную прочность клеевого соединения

Савельев Добрыня Олегович Научный руководитель — Гирн А.В. СибГУ им. М. Ф. Решетнева, Красноярск savelev.dobrynya@mail.ru

Высокие удельные характеристики титана и его сплавов обуславливают его широкое применение в ракетно-космической отрасли. Титановые широко используются в корпусах твердотопливных ракетных ускорителей, резервуарах высокого давления для систем управления наведением и других различных применениях, требующих легкого веса и надежности. Аналогом применения титана и его сплавов чаще выступают композиционные материалы (КМ). Часто в конструкции летательного аппарата приходится соединять материалы различного рода и соединение титан – композиционный материал не исключение. Можно заметить, что в авиакосмической отрасли все предпочитают адгезионное соединение традиционным Кпеевое материалов методам. преимуществ, соединение имеет ряд таких непрерывность адгезионного соединения, позволяет более равномерно распределять напряжения в зоне соединения, и тот факт, что наиболее часто используемые титановые сплавы демонстрируют плохую свариваемость. С помощью склеивания можно

соединять элементы небольших размеров и сложной формы. Однако для адгезионного соединения обработка поверхности является решающим фактором для создания хорошей прочности соединения и долговечности.

Перед склеиванием поверхность титана титановых сплавов подвергают химической обработке, такой как травление, анодирование или плазменная обработка. Последнее является предметом внимания ученых в последнее время. А с учетом широкого поверхностного упрочнения применения металлов группы вентильной методом микродугового оксидирования (МДО), цель работы, которая заключается в изучение влияния формы импульсов тока процесса МДО на адгезионную прочность клеевого соединения путем модифицирования поверхности титана методом электрохимической обработки, является актуальной для подробного изучения [1].

Образцы из титанового сплава ОТ-4 площади 0,2 дм² обрабатывались в фосфатосодержащем силикатном электролите в анодно-катодном режиме при частоте сети питания 600 сек, соотношение тока ІК:ІА=1,18, $A/дм^2$. При биполярны, плотности тока i=28симметричных по длительности импульсов тока. Паузы между анодными и катодными, а также катодными и анодными импульсами были равны. Применение обусловлено режима описанными зависимостями свойств покрытий и параметрами МДО в работе [2]. Переменным параметром процесса, влияние прочность адгезионную которого на соединения определялось в данной работе, является форма следования импульсов тока.

Установка ИАТ-М позволяет оксидировать при трапецеидальной или синусоидальной форме

следования импульсов тока. Варьирование данным параметром процесса позволяет сократить время зажигания заряда, при этом увеличив длительность горения, без потерь энергии.

Исследования адгезионных свойств, обработанных образцов с МДО-покрытием, проводили с использованием метода статической лежащей капли.

Измерение смачиваемости твердой поверхности жидкостью наравне с шероховатостью поверхности позволяет судить о прочности и долговечности клеевого соединения, склееного с металлом. Показателем смачиваемости является угол смачивания θ , чем меньше угол, тем выше смачиваемость, а, следовательно, выше поверхностная энергия при склеивании.

Измерения краевого угла контакта проводили на образцов поверхности титанового ИЗ сплава, обработанных методом МДО. B качестве испытательной жидкости использовали воду. каждого образца было выполнено два измерения угла контакта – сбоку и спереди. Измерения углов проводили после нанесения воды на поверхность с выдержкой t = 30 c.

Профилометром TR110 исследовали шероховатость поверхности. Принимали среднее значение на основе измерений пяти различных областей образца.

Значения краевого угла, шероховатости и форма импульса, при которой производилось МДО образца, указаны в таблице 1.

Таблица 1. Значения краевого угла при смачивании и формы импульсов МДО образцов

| No | Форма импульса | Значение | Шероховатость, |
|---------|----------------|------------------|----------------|
| образца | процесса МДО | краевого угла θ, | Ra, мкм |
| | 1 , , , , | град | , |
| | | Сбоку Спереди | |

| 1-3 | Синусоидальная | 40-44 | 40-43 | 2,0-3,8 |
|-----|-----------------|-------|-------|---------|
| 4-6 | Трапецеидальная | 25-30 | 25-34 | 2,8-4,7 |

В ходе исследования были получены значения краевого угла и шероховатости для метода МДО. При МДО молекулы жидкости притягиваются друг к другу слабее, чем к молекулам твёрдого тела, в результате жидкость стремится прижаться К поверхности, ней. Стоит расплывается ПО отметить, что поверхности шероховатость может повлиять на смачиваемость твердой поверхности.

образом, полученные Таким значения модифицирование подтверждают положение, что поверхности титана и его сплавов методом МДО при трапецеидальной форме следования импульсов тока способствует повышению адгезионной прочности клеевого соединения титана с другими материалами, в Перспективой дальнейшего числе KM. выявление влияния исследования является следования импульсов и паузы между анодным и катодным составляющим тока свойства на формируемого покрытия И его применимость. Практическая значимость исследования заключается в использование полученного технологического режима к обработке изделий из титана и титанового сплава методом МДО для клеевого соединения в конструкции летательного аппарата.

Список использованных источников:

- 1. Савельев Д. О. Анализ влияния взаимного расположения электродов на кинетику формирования МДО-покрытия // Гагаринские чтения 2022: сб. тезисов работ межд. молод. науч. конф. М.: Изд-во «Перо», 2022. С. 560-562.
- 2. Нанесение оптически черного светопоглощающего покрытия на сплавы алюминия и

титана / А. Е. Михеев, Д. О. Савельев, Д. В. Раводина, А. В. Гирн // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 2. С. 305–314. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-2-305-314

Приложение для распознавания рукописных цифр

Савосина Арина Александровна Научный руководитель – Гордеева М.И. МАИ, Москва ar.savosina@gmail.com

В настоящее время наука развивается довольно облегчить помогая быстро, ЛЮДЯМ ИΧ жизнь. Существует огромное количество различных устройств и программ, без которых современные люди не могут прожить. программ Олной ИЗ таких интеллектуальный ввод и распознание рукописного текста. Многие активно пользуются ЛЮДИ программой для решения своих проблем и нужд. Например, существует ЕГЭ, где ученики вписывают свои ответы в бланки. Так как этот экзамен сдают миллионы школьников ежегодно, то у учителей просто бы не хватило сил вручную проверять все бланки. Благодаря машинному обучению И программе рукописного работа распознавания текста, эта сократилась к минимуму.

Каждый человек обладает индивидуальным почерком. Некоторые из людей иногда не могут разобраться в собственном. Поэтому задача является очень сложной и имеет множество нюансов. Так как же это делает машина? Довольно сложно разобраться в этом процессе, поэтому начнем с малого — цифр (от 0 до 9).

На данный момент существует много аналогичных программ, но более усовершенствованных. Например, графический калькулятор Microsoft Math Solver. Эта программа распознает формулы, функции, алгоритмы и тд. Этот калькулятор имеет возможность решать задачи как с помощью распознавания рукописного текста, так и считывать текст с картинки. Исходная программа была осуществлена на языке программирования HTML, что делает эту программу сложной для понимая начинающих программистов. Целью работ является упрощение данной задачи.

Большинство людей, которые хоть как-то связаны программированием, начинают с языка Python, возьмем его за основу, чтобы сделать программу более доступной для ее изучения и создания. Используем базовые знания программирования на Python, библиотеки Keras для глубокого обучения, а также библиотеки Tkinter ДЛЯ создания графического интерфейса. Сначала нужно импортировать все модули, которые потребуются для тренировки Библиотека Keras уже включает некоторые из них. В их числе и MNIST. Таким образом можно запросто импортировать набор и начать работать с ним.

Реализация программы

Сначала нужно импортировать все модули, которые потребуются для тренировки модели. Библиотека Keras уже включает некоторые из них. В их числе и MNIST. Таким образом можно запросто импортировать набор и начать работать с ним.

```
import cv2
import numpy as np
from PIL import Image, ImageDraw
import PIL
import tkinter as tk
from tkinter import *
import tensorflow as tf
```

Рисунок 1 - Импорт всех модулей и библиотек

Для графического интерфейса создадим новый файл, в котором будет интерактивное окно для рисования цифр на полотне и кнопка, отвечающая за процесс распознавания.

```
root = Tk()

root.resizable(0, 0)

cv = Canvas(root, width=width, height=height, bg='white')

cv.pack()

image1 = PIL.Image.new("RGB", (width, height), white)

draw = ImageDraw.Draw(image1)

txt = tk.Text(root, bd=3, exportselection=0, bg='WHITE', font='Helvetica',

padx=10, pady=10, height=2, width=20)

cv.pack(expand=YES, fill=BOTH)

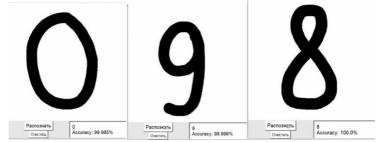
cv.bind("<B1-Motion>", paint)

btnModel = Button(text="Pacnosharb", command=recognize, font=('Helvetica', '15'), bg='white')

btnClear = Button(text="Owncrwntb", command=clear, font=('Helvetica', '12'), bg='white')
```

Рисунок 2 - Создание графического интерфейса с помощью библиотеки Tinker

На выходе получаем результат:



Рисунки 3-5 - Вывод программы

В ходе работы были решены следующие задачи:

- 1. Спроектирован алгоритм для обучения нейронных сетей.
- 2. Создан графический интерфейс.
- 3. Создана рабочая программа.

Список использованных источников:

- 1. Машинное обучение на практике с Python и Keras https://pythonru.com/primery/mashinnoe-obuchenie-na-praktike-s-python-i-keras
- 2. Николенко С. И., Кадурин А. А., Архангельская Е. О. Глубокое обучение. Погружение в мир нейронных сетей / Питер, 2020
- 3. Тарик Рашид «Создаем нейронную сеть». Вильямс, 2017
- 4. Википедия https://ru.wikipedia.org/wiki/Цифры

Расчёт базовых проектных параметров элементов системы транспортно-технического обеспечения для программы освоения окололунного пространства

Семашкин Никита Михайлович Научный руководитель – Пронина П.Ф. МАИ, Москва nekelmany@mail.ru

Концепция изучения и покорения Луны была ноября 28 2018 года по итогам поставлена в Москве заседания состоявшегося Совета по космосу, поэтому на сегодняшние дни одним из приоритетных направлений для России является освоение естественного спутника Земли, поскольку покорение дальнего космоса является невозможным без закрепления на лунном и окололунном пространстве.

В настоящее время отечественная космическая отрасль глубоко занимается освоением Луны и

окололунного пространства. Выбор такого направления связан с тем, что Луна является ближайшим объектом, доступным для изучения и закрепления за пределами низкой околоземной орбиты и представляет интерес не только с научной, но и с практической точки зрения (перспективный плацдарм для дальнейшей экспансии в космос, технологии ISRU (использование ресурсов на месте) и т.д.).

Освоив технологии для работы и жизни на Луне, люди смогут перенести их и на другие космические объекты Солнечной системы, при этом уже имея стартовую площадку на космодроме Восточный и, уже отработанную, площадку на космодроме Байконур, которые станут отправными точками в покорении сначала Луны, а позже и дальнего космоса.

Но необходимо решить достаточно большое число научно-технических задач с использованием автоматических и пилотируемых космических аппаратов. В данной работе рассмотрены несколько перспективных вариантов доставки полезного груза и космонавтов к Луне:

- Двухпусковая полёта схема использованием РН "Ангара-А5В" и "Союз-5". Пуск ракета-носителей проводится параллельно космодромов Восточный и Байконур. На высоте околоземной орбиты будет происходить стыковка полезного груза РН "Союз-5" и масштабированного разгонного блока "ДМ", доставленного "Ангара-А5В". Дальнейший носителем полёт окололунной орбите происходит совместно.
- 2) Две аналогичные однопусковые схемы с использованием РН "Ангара-А5В" и "Союз-5". Пуск ракета-носителей производится с космодромов Восточный и Байконур. Стыковка на высоте

околоземной орбите не предусматривается. Дальнейшая транспортировка полезного груза к Луне проводится отдельно в разные промежутки времени.

3) Схема полётов с возможностью дозаправки разгонных блоков на различных космических аппаратах, находящихся на низких орбитах Земли. В данном варианте полётов доставка полезного груза будет происходить с заправкой "сухих" разгонных блоков.

Таким образом, был проведён анализ начальных проектных параметров транспортной системы для доставки грузов к лунному пространству на базе отечественных перспективных ракет-носителей и средств межорбитальной транспортировки тяжёлого и среднего классов: семейство ракета-носителей "Ангара", "Союз-5", различные вариации разгонных блоков "ДМ" и "Фрегат".

Список использованных источников:

- 1. https://scask.ru/d_book_msp.php (Левантовский В. И., Механика космического полета в элементарном изложении, 3-е изд., дополненное и переработанное. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. 512 с.)
- 2. https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/serdyuk/proektir ovanie/serdyuk-proektirovanie-2009.pdf (Проектирование средств выведения космических аппаратов; В.К. Сердюк)
- 3. https://www.roscosmos.ru/473/ "Космический ракетный комплекс «Ангара»"
- 4. https://ru.wikipedia.org/wiki/Иртыш_(ракета-носитель)

Проблемы перевода навигационной информации в аэропорту

(с немецкого языка на английский и русский)

Семенова Ольга Константиновна Научный руководитель — Захарова А.Н. МАИ, Москва olichka12@inbox.ru

Данная работа посвящена анализу перевода интерактивной карты-схемы терминалов международного аэропорта Баварии (Flughafen München "Franz Josef Strauß") на английский и русский языки, определению способов и тенденций перевода в помощь специалистам, работающим с данными переводов в авиационной отрасли. Актуальность данной объясняется тем, для осуществления что оперативной и безошибочной навигации иностранным посетителям аэропорта необходимо наличие адекватно переведённой интерактивной карты.

Научная новизна работы состоит в отсутствии каких-либо теоретических материалов и научных исследований, посвященных особенностям перевода навигационных карт международных аэропортов.

Целью данного исследования является выявление тенденций проблем перевода И навигационных элементов на интерактивной карте аэропорта, поиск искажений, неточностей и неясностей перевода, а также представление оптимального варианта перевода навигационного элемента в том месте, где-либо перевод пропуск), отсутствует (стоит полностью представлен заимствованием из других языков написан латинскими буквами (при переводе на русский язык).

Осуществление адекватного перевода — это то, на что нацелен каждый переводчик в процессе перевода материала. Но, к сожалению, лексические единицы ПЯ и ИЯ не всегда имеют эквиваленты, что значительно усложняет работу переводчика. Для решения такой задачи специалист прибегает к переводческим трансформациям.

В результате изучения трудов отечественных специалистов в области перевода и переводоведения елиной классификации выявлено. что переводе, трансформаций, применяемых при существует. Большинство учёных опираются в своих работах преимущественно на классификации А.В. Федорова, А.Д. Швейцера, Л.С. Бархударова, В.Н. Комиссарова, Л.К. Латышева. Каждый исследователь выделяет различные виды трансформаций. Таким образом, методами основными перевода, рассматриваемыми в данной работе, являются: метод подбора эквивалента, калькирование, транслитерация.

Материал исследования — интерактивная картасхема международного аэропорта Баварии (Flughafen München "Franz Josef Strauß") на немецком языке и её переводные аналоги на английском и русском языках. Объём исследования составил 139 лексических единиц (навигационных элементов терминалов) на трёх языках.

В ходе анализа отобранных лексических единиц была составлена единая классификация лексики, разделяющая её на две основные семантические группы:

1) Авиационная лексика; 2) Общеупотребительная лексика.

Было выявлено, что при переводе общеупотребительной лексики чаще всего применяется метод подбора эквивалента: *Post (нем.)* — *Post office (англ.)* — *noчта (рус.)*; *Banken (нем.)* — *banks (англ.)* —

банки (рус.). Данный метод также используется при переводе большинства авиационных терминов: Abflugebene (нем.) — Departure level (англ.) — Этаж зоны вылета (рус.). Gepäckausgabe (нем.) — Baggage claims (англ.) — Выдача багажа (рус.).

Названия сервисных служб, организаций и магазинов на интерактивной карте аэропорта оказались не переведены. Варианты ИЯ и ПЯ полностью совпадают. Однако при передаче на русский язык данные понятия всё же дополняются пояснениями: AirportClinic M (нем.) — AirportClinic M (англ.) — Клиника AirportClinic M (рус.); Duty Free (нем.) — Duty Free (англ.) — Магазины товаров в дорогу/ Duty Free (рус.)

По результатам исследования можно сделать следующие выводы относительно тенденций и проблем перевода навигационной информации аэропорта:

- 1. В ходе перевода оригинальной немецкоязычной версии карты аэропорта переводчиком применяются различные переводческие трансформации, основными из которых являются: метод подбора эквивалента и калькирование.
- 1. С целью быстрого восприятия навигационной информации карты все существительные и словосочетания используются без артиклей.
- 2. Многосоставные существительные (композитивы) маркеры немецкого языка. В оригинальной версии карты они составляют около 35% от всей лексики. Для их перевода с ИЯ на ПЯ используются эквивалентные словосочетания: Raucherlounge (нем.) Smokers Lounge (англ.) Зал для курящих (рус.); Mietwagenzentrum (нем.) Carrental center (англ.) Аренда автомобилей (рус.).

- 3. Для некоторых названий объектов (это могут быть те реалии, которые отсутствуют в ПЯ, и соответственно вызывают затруднения в понимании у иностранцев) используются пояснения: S-Bahn (нем.) S-Bahn (rapid transit rail) (англ.) городская железная дорога (рус); Duty Free (нем.) Duty Free (англ.) Магазины товаров в дорогу/ Duty Free (рус.)
- 4. В немецкой версии карты 34% от всей лексики занимают англицизмы. Немецкий язык стремиться к упрощению и многие слова, в особенности композитивы, активно заменяются краткими англицизмами, которые понимают люди почти во всём мире.
- В процессе исследования были выявлены следующие искажения, неточности и неясности в переводе навигационной информации на русский язык, которые нуждаются в доработке и устранении:
- 1) Ошибка в переводе на русский язык: Ankunftsebene (нем.) Arrival level (англ.) Этаж зоны вылета (рус.); Zoll (нем.) Customs (англ.) Контроль багажа (рус.)
 - 2) Отсутствие перевода на русский язык:

Tax refund (Hem.) — Tax refund (ahen.) — ---(pyc.); Personentransportsystem (Hem.) — Passenger transport system (ahen.) — --(pyc.).

Таким образом, можно прийти к выводу, что отсутствие информации о том, как следует переводить усложняет работу переводчика увеличивает И количество искажений и неточностей в переводе, в результате эффективность практического чего интерактивной карты использования снижается. Данный перевода требует дальнейшего ВИД исследования с целью его усовершенствования унификации.

Список использованных источников:

- 1. Климзо Б.П. Ремесло технического переводчика. Об английском языке, переводе и переводчиках научно-технической литературы. 2-е издание переработанное и дополненное. М. «Р. Валент», 2006.
- 2. Латышев Л.К. Технология перевода. М.: Издательский центр «Академия», 2008. 320 с.
- Трубченинова А.А., Фейсуханова Л.С. О 3. перевода немецкоязычных научнотрудностях технических текстов авиационной тематики. Ответственный редактор Аникеева И.Г. Выпуск № 6. Научнометодический семинар кафедр Факультета иностранных Сборник языков. научных учебнометодических докладов и статей. — М.: Перо, 2016
- Федулова А.Н. Сложные существительные в составе авиационных терминов на немецком языке / А.Н. Федулова // Роль и место иностранных языков и связей с общественностью в развитии аэрокосмической сферы Российской Федерации: Сборник докладов VII Международной научной конференции ФИЯ МАИ (НИУ), посвященной 85-летию МАИ Космонавтики, Москва, 22 апреля 2015 года / Факультет иностранных языков Московского авианионного института; Ответственный редактор: Каллиопин А. К.. – Москва: Издательство "Перо", 2015. – C. 122-128.
- 5. Шарафутдинова Н.С. О процессах взаимодействия авиационной терминологии и общеупотребительной лексики (в немецком, английском и русском языках) / Н. С. Шарафутдинова // Филологические науки. Вопросы теории и практики. 2018. № 10-2(88). С. 385-389.

6. Malik A., Klußmann N. Lexikon der Luftfahrt. Springer-Verlag GmbH Deutschland, 2018.

Практическая разработка квадрокоптера и его программного обеспечения

Сертков Вадим Владимирович, Прохоров Дмитрий Львович МАИ, Москва vadimsertakov23@gmail.com

В современном мире беспилотные летательные аппараты находят все больше и больше сфер для своего применения. Картография, аэросъёмка, доставка, сельское хозяйство, прочие специализированные цели список можно продолжать долго. Залогом безопасности России будет наличие своих разработок по этой тематике, поддержка данной отрасли. В связи с этим был самостоятельно разработан проект БПЛА квадрокоптера, а также его дальнейшая сборка и отработка.

В рамках проекта был разработан летающий образец квадрокоптера на базе рамы S500 со своей конструкцией электрической части и собственной прошивкой, написанной на с++. Ознакомится с его внешним видом можно на рисунке 1. Так же был разработан опытный пульт дистанционного управления. Мозгом БПЛА является электронный вычислительный модуль Arduino Due со следующими подключенными к нему датчиками - акселерометром И гироскопом магнитометром BMM150, барометром MPU6000, MS5611, ультразвуковым датчиком высоты maxbotix mb1240, gps модулем NEO 6M V2, радиопередатчиками устройствами. И прочими вспомогательными

Двигатели — SUNNYSKY X3108S 900KV, которые при использовании винтов APC1147 и напряжении 14,8 вольт выдают максимум 314 ватт мощности каждый и общую подъёмную массу до 5 кг.



Рисунок 1 - Квадрокоптер во время совершения полёта

Используемые датчики и модули подключаются к вычислителю Arduino Due при помощи широко используемых шин данных I2C и SPI. Электропитание производится от литий полимерного аккумулятора на 14,8 В. К нему напрямую подключены регуляторы оборотов двигателей, а через понижающий стабилизатор напряжения на 5 В вся цифровая электроника.

Программное обеспечение квадрокоптера представляет структурированную собой сложно прошивку, состоящую большого ИЗ числа функциональных модулей – полётного контроллера, радиосвязи, калибровки датчиков, обеспечения полёта по GPS/GLONASS и других. Произведём обзор самого важного из них – полётного контроллера.

Данные с датчика акселерометра и гироскопа MPU6000, магнитометра BMM150 идут в

математический фильтр Себатьяна Маджвика который вычисляет в свою очередь кватернион. При помощи определенных формул из этой математической структуры вычисляются углы ориентации дрона - крен, тангаж и рысканье. Эти вычисленные величины идут в Пропорциональные Интегральные Дифференциальные (ПИД) [2] регуляторы по этим углам. Задавая каждому из этих регуляторов желанные значения величин углов, будут вычисляться управляющие воздействия, которые будут менять скорость оборотов двигателей и тем управление квадрокоптером выполнять пространстве. Например, задав желанные углы крена и тангажа равными нулю, он не будет перемещаться в горизонтальной плоскости. Необходимо отметить, что математический фильтр Мадживика был выбран требователен специально, как ОН не так вычислительным ресурсам, и как следствие его можно применять для менее дорогих вычислительных модулей как Arduino Due. Управление в вертикальной плоскости или по высоте производится следующим образом. На малых высотах для вычисления высоты применяется ультразвуковой датчик МВ1240, на больших барометр MS5611. Сделано так ввиду того, что барометр имеет меньшую точность и в добавок на малых высотах будет некорректные выдавать значения из-за наличия воздушной подушки около земли. Вычисленная высота идет на ПИД регулятор высоты. Задавая желанную высоту, ОН будет выдавать такие воздействия управляющие двигатели, чтобы на реальные сравнялись. высоты квадрокоптер образом сможет удерживаться управляться на определённой высоте. Использование связки данного ультразвукового датчика и барометра быстро производить позволяет качественно И

вычисление высоты при том, что они достаточно дёшевы, поэтому другие решения, например, дорогие лидары, не использовались

Можно выделить следующие достоинства прошивки квадрокоптера:

-не требовательность к вычислительным ресурсам. К примеру, размер прошивки квадрокоптера всего 70 кб при использовании ОЗУ до 3 кб;

-использование быстрого математического фильтра Мадживика, быстрой шины обмена данных SPI с акселерометром и гироскопом MPU6000(в соответвии с его характеристиками частота шины до 20 мгц), быстрого обновления данных в регистрах датчика(Gyroscope Sample Rate до 8 кгц, Accelerometer Sample Rate до 1 кгц) позволяет производить очень быстрое вычисление углов ориентации и как следствие производить быструю стабилизацию квадрокоптера в пространстве.

-возможность выполнять различные команды поэтапно с отправкой на пульт результата о выполнении

-отправка на пульт в режиме реального времени большого количества телеметрии и её анализ на земле

Проект активно разрабатывается с 2020 года, причём ежегодно вносятся различные улучшения и нововведения. В 2022 году был смонтирован новый стабилизатор напряжения для цифровой электроники, дающий меньше шумов и тем самым повышающий качество радиосвязи. В прошивке обновлён фильтр Себастьяна Мадживика, называемый теперь Мадживик Fusion, улучшены режимы работы используемых Данные изменения повысили вычисляемых углов ориентации, уменьшив среднеквадратичные ошибки и как следствие качество

стабилизации БПЛА. Так же введены новые методики работы с GPS, обеспечивающие полёт в таком режиме

Таким образом, разработан свой проект БПЛА – квадракоптер, а также его собственное программное обеспечение. Полученные результаты и характеристики могут говорить о том, что после дальнейших доработок и улучшений данный БПЛА можно начинать повсеместно использовать, тем самым внося вклад в развитие авиационной техники нашей страны.

Список использованных источников:

- 1. Sebastian O. H. Madgwick, An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays, 2010.
- 2. Денисенко В. В. ПИД-регуляторы: вопросы реализации, 2007.

К вопросу о патриотическом воспитании в вузе: страницы истории отечественного авиационного двигателестроения, которыми мы гордимся

Слепнёва Дарья Алексеевна Научный руководитель — Зубанова С.Г. МАИ, Москва dasha.slepneva.02@mail.ru

Обзор научных публикаций показывает, что об истории российского авиационного двигателестроения написано немало статей и диссертаций. Эволюция авиационных двигателей России, начиная с царских времен и создания первой силовой установки в 1911 году, рассматривается в статье Л.И. Карповой [1]. Статья Б.С. Алешиной [2] посвящена стремительному развитию двигателестроения в период становления СССР. Техническому перевороту середины 1940-х гг. посвящена статья М.Ю. Мухина[3]. Пименов В.И. в

диссертации дает анализ особенностям работы двигателей дальнемагистральных широкофюзеляжных пассажирских самолётов, начиная с 1960-х гг.[4]. Подрепный Е.И. в своей диссертации исследует авиационную промышленность СССР как составную часть военно-промышленного комплекса страны в XX в. [6]. О модификации отечественных авиадвигателей ВК-105 ПФ в годы Отечественной войны в Казани пишет Р.Т. Нуриев [7].

Таким образом обзор публикаций показывает, что проблема истории отечественного авиашионного двигателестроения исчерпанной; не является недостаточно представлены научные работы об ученых, уникальной конструкторах создателях И других отечественной авиационной промышленности.

Новизна. Страницы истории двигателестроения впервые рассматриваются в контексте возможностей педагогической, воспитательной работы в вузе.

История отечественного авиационного двигателестроения создавалась в советский период героическим трудом выдающихся инженеровконструкторов, имена которых историю В вошли отечественного и мирового двигателестроения. В их числе Бессонов А.А., Лозино-Лозинский Г.Е. и другие. мирное развитие страны требовало Послевоенное пассажирские транспортные И создавать новые Решение этой задачи занималась целая самолеты. выдающихся людей, получивших «Генерального конструктора». Среди них Туполев А.Н., Ильюшин С.В., Лавочкин С.А., Микоян А.И., Яковлев А.С., Сухой П.С., Мясищев В.М., Антонов О.К., Микулин A.A., Люлька А.М. другие. выдающихся профессионалов двигателестроения

объединяет беззаветное и бескорыстное служение Отечеству.

Следует отметить, что многие выдающиеся специалисты в области двигателестроения учились и работали в МАИ, делали открытия, руководили кафедрами и институтом

Всего за время существования в МАИ института №2 «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки» его выпускниками стала целая плеяда великих двигателистов своей эпохи. Некоторые из них стали Академиками РАН: это, например, И.Ф. Образцов, О.Н. Фаворский, А.И. Леонтьев, А.С. Коротеев, Г.А. Попов и другие.

Для апробации нашей гипотезы о возможности использования героического прошлого отечественной двигателестроительной отрасли в воспитательных целях в студенческой среде - нами проведено исследование в форме опроса респондентов, которыми стали 80 студентов 1 курса Института иностранных языков МАИ.



Рисунок 1 - Составлено автором

Был задан ряд вопросов, на которые получены следующие ответы:

Диаграмма (рис.1) показывает, что 90% респондентов не имеет знаний по истории авиа-двигателестроения, немногим более 6% студентов констатировали, что знают крайне мало, и только менее 4% опрошенных утверждают, что имеют знания на данную тему.

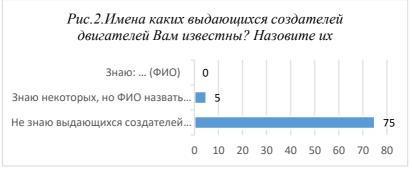


Рисунок 2 - Составлено автором

На вопрос 2 (рис.2) практически 94% респондентов ответили, что не знают выдающихся создателей двигателей; 100% не могут назвать ни одного известного конструктора авиадвигателестроения; чуть более 6% студентов ответили, что «знают некоторых, но назвать их не могут».

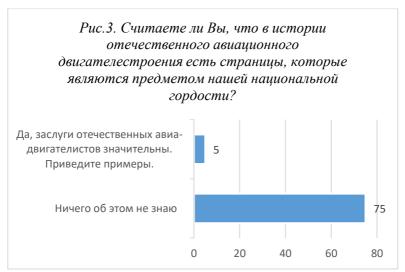


Рисунок 3 - Составлено автором

На вопрос 3 (рис.3) большинство респондентов (94%) ответили, что ничего об этом не знают. 6% опрошенных осведомлены о заслугах отечественных авиационных двигателистов, но привести примеры они не смогли.

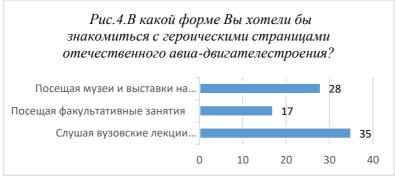


Рисунок 4 - Составлено автором

Следующий (рис.4) вопрос дал следующие 44% результаты: около респондентов хотели бы узнавать об этом в ходе аудиторных занятий; чуть более 21% опрошенных студентов хотели бы посещая факультативные занятия по истории отечественного двигателестроения; 35% студентов высказались за посещение музеев и выставок на факультетах и кафедрах МАИ.

Подводя итог, сформулируем вывод:

Российское авиационное двигателестроение имеет богатую героическую историю самоотверженной работы отечественных инженеров-конструкторов. Важно, чтобы выпускники МАИ знали и высоко ценили страницы героического прошлого отрасли. Для этого в сегодняшней работе вуза важны не только качественные знания, но и воспитательная работа, направленная на формирование патриотических качеств.

Список использованных источников:

- 1. Карпова Л.И. Эволюция авиационных двигателей: к истории вопроса. Инновации в гражданской авиации. 2017, Т. 2, № 3. С. 21 27.
- 2. Алёшин Б.С. Авиационная наука на современном этапе. Вестник российской Академии наук. 2012, Т. 82, № 4. С. 291 299
- 3. Мухин М.Ю. Технический переворот середины 1940-х годов. История советской экономики. 2017. С. 267-302
- 4. Пименов В.И. Историко-технологический анализ влияния новых технологий на создание и развитие класса дальнемагистральных широкофюзеляжных пассажирских самолётов (с середины 1960-х годов). Автореф. дис... к.т.н. М., 2005. 20 с.
- 5. Тихонов А.И. Создание перспективных авиационных двигателей основа успешного развития отечественного авиастроения. Моск. экономич. Ж-л. 2021, № 2. С. 599 610.
- 6. Подрепный Е.И. Развитие отечественного самолетостроения в условиях «холодной войны»

- (1946 1959 гг.). Автореф. дисс. ... д.и.н. Нижний Новгород, 2014. 82 с.
- 7. Нуриев Р. Т. Труд, приравненный к подвигу: деятельность конструкторского бюро 16 Казанского авиа-завода в Отечественной войны. Эхо веков. 2020, № 1. С. 37-50.

Создание стенда для испытаний черного ящика на воздействие морского давления

Ткачук Мария Олеговна Научный руководитель –Надежкина Е.В. МАИ, Москва klimova.tkachuk@yandex.ru

В современном мире авиация не стоит на месте и продолжает активно развиваться, летательные аппараты (ЛА) занимают первое место в рейтинге безопасности транспортных перевозок, но несмотря на это авиационные происшествия (АП) все же происходят.

Основной причиной авиационных происшествий являются ошибки пилотов и диспетчеров (это низкая квалификация, нарушение процедур пилотирования и т.д.). Чаще всего катастрофы происходят с самолетами Boeing 737, Ил-76 и Ту-154. Часто авиакатастрофы случаются над водными пространствами или акваториями.

К сожалению, ежегодно в мире происходит до 60 авиационных катастроф, важно заметить, что в последнее время их количество сокращается. Так, например, в 1970 году число авиационных происшествий составило 616 (жертв 16 тысяч), в 2000 году около 300 (жертв 8 тысяч).

Чтобы сократить их количество, необходимо знать причины их возникновения, то есть нужна достоверная информация о том, что происходит в последние минуты перед авиационным происшествием на борту воздушного судна, поэтому на борту каждого летательного аппарата расположены ЗБН (черный ящик, который производит записи последних параметров и сохраняет их в случае авиационных происшествий).

ЗБН бывают трех видов: речевые, параметрические, комбинированные.

Нами изучались виды испытаний, проводились 3БН, а также производился расчет испытательной камеры высокого давления.

Для определения стойкости конструкции ЗБН и записанной информации производят сохранения испытания на ударную нагрузку, на сопротивление проникновения, на разрушение статической при нагрузке, воздействие высокотемпературного на пламени глубоководное морское давление и на (имитация падения ЗБМ на водную поверхность с большой глубиной).

Был произведен прочностной расчет камеры высокого давления на глубоководное морское давление, по результатам которого было определено, что коэффициент запаса прочности составил 1,63.

Список использованных источников:

- 1. Воробьев В. Г. Авиационные приборы, информационно измерительные системы и комплексы. Москва: Транспорт, 1992.- 412с
- 2. Макашев В. А. Опасные ситуации техногенного характера и защита от них. –Москва: ЭНАС, 2008. -224c

3. Руководство по технической эксплуатации. Защищенный бортовой накопитель ЗБН-1-3 сер.3: 2005-07-15/ ИСУЯ. 7794121.002 РЭ-ЛУ

БПЛА – как средство борьбы с птицами в аэропортах

Точилин Егор Денисович, Плаксин Артем Олегович МАИ, Москва TochilkaEgorka@gmail.com

Самолёт по праву считается одним из самых безопасных видов транспорта. Однако, даже он не застрахован от причин, которые могут помешать «штатному» полету. Птицы в аэропортах – одна их таких причин. Не следует недооценивать опасность, исходящую от птиц. По данным Росавиации, в 2018 году зафиксировано 946 столкновений самолетов с птицами. За весь 2017 год таких случаев было 926. На мой взгляд, этой проблеме следует найти скорейшее решение для того, чтобы сделать российскую авиацию ещё более безопасной и надёжной. В своём исследовании, я ставлю перед собой следующие задачи:

- 1) Спроектировать беспилотный летательный аппарат, который сможет отпугивать птиц от взлетных линий.
- 2) Объяснить, почему его использование выгоднее других методов отпугивания птиц.
- 3) Предложить его использование.

Существует множество способов отпугнуть и выселить птиц из аэропорта. На этом слайде продемонстрированы эти способы. Так, например, наземные службы аэропорта используют специальные сканирующие устройства, способные воспроизводить

специальные ультразвуковые волны, отпугивающие птиц. Недостатков у этого метода два:

- 1) Для покрытия всей площади аэропорта потребуется большое количество подобных устройств.
- 2) Есть шанс, что птицы привыкнут к стационарному источнику шума.

Альтернативой могут послужить специально обученные хищные птицы, например, ястребы, соколы: они летают на окраине аэропорта и выслеживают пернатых нарушителей. К сожалению, и этот способ не панацея, ведь хищные птицы требуют постоянного ухода. Да и гуманным по отношению к обычным, миролюбивым птицам его явно не назовёшь.

Я же предлагаю альтернативу. Почему бы для решения проблемы не объединить эффективность звукового отпугивателя и мобильность птицы в одном устройстве? Использование беспилотного летательного аппарата, оснащённого камерой, отслеживающим датчиком и отпугивающим ультразвуковым устройством, возможно, станет новым шагом в борьбе с пернатыми нарушителями.

Я проанализировал рынок существующих дронов и сошёлся на мысли, что за основу можно взять квадрокоптер линейки Phantom 4 китайской компании DJI. Его характеристики вы можете наблюдать на экране. Обратите внимание на то, что БПЛА компактен, но при этом обладает достаточной массой, чтобы уверенно чувствовать себя в ветреную погоду, имеет дополнительную грузоподъёмность в 1 кг и работает на расстоянии в 7000 м в течение 30 минут. В качестве портативного отпугивающего устройства может подойти Торнадо ОП.01: у него неплохая площадь покрытия по сравнению с другими аналогами (100 м²) и небольшой вес: 500 г, как раз хватит для того, чтобы его

поднять рассматриваемый ранее дрон. эффекта предлагаю нанести на аппарат усиления специальную раскраску, которая имитировала бы глаза хищника. Дрон сможет работать в полуавтономном режиме. Он оснащен GPS и телеметрической антенной, что позволяет управлять аппаратом с помощью пульта дистанционного управления. Беспилотник также сможет автономно летать заданные точки. сможет возвращаться в точку взлета по щелчку тумблера или при разряде батареи. Если связь между пультом дистанционного управления и дроном будет потеряна, или заряд аккумулятора будет на исходе, квадрокоптер автоматически вернется в точку взлета и приземлится для подзарядки и дальнейшего обслуживания.

В заключение я хотел бы добавить, что использование таких устройств в мире (по крайней мере, массового) пока нет. Я надеюсь, этому устройство по силам сделать авиацию более безопасной, а жизнь наших пернатых друзей - более продолжительной. Список использованных источников:

- 1) https://www.bbc.com/russian/features-46485737
- 2) https://drongeek.ru/novichkam/chto-takoe-kvadrokopter
- 3) https://travelask.ru/blog/posts/9685-kak-aeroporty-zaschischayut-samolety-ot-stolknoveniy-s-ptits
 - 4) https://drongeek.ru/profi/kvadrokopter-svoimi-rukami
- 5) Арнольд Стюарт. Arduino для начинающих: простой пошаговый самоучитель/ Арнольд Стюарт; [пер. с анг. М. Райтман]. Москва : Эксмо, 2017. 256с.
- 6) Сидоркович К.В. Пособие по беспилотной авиации Москва 2021
- 7) Михаил Момот «Мобильные роботы на базе Arduino» СПб.: БХВ-Петербург, 2017. 288с.

Подготовка и проведение экспертизы материалов на примере прохождения экспортного контроля в МАИ

Фридман Валентина Дмитриевна Научный руководитель – Гордеева М.И. МАИ, Москва

Valentina.fridman@gmail.com

авиационный институт Московский является ведущим аэрокосмическим вузом страны. В МАИ осуществляются научные исследования и разработки по направлений. широкому спектру Bce больше международное сотрудничество, как в развивается научной, так и в образовательной деятельности. Однако любое взаимодействие с представителями иностранных государств, даже на территории РФ, требуют от нас тщательной проработки материалов, которые будут показаны или опубликованы в открытой печати. В МАИ разработан и утвержден ряд документов в целях требований единой государственной предотвращения В области политики результатов опубликования неконтролируемого образовательной производственной И деятельности; обеспечения установленного режима секретности в части предотвращения распространения сведений, составляющих государственную тайну, а несанкционированного предотвращения также разглашения работниками и обучающимися сведений (как в российских, так и в зарубежных изданиях), научно-техническую содержащих информацию, обладающую признаками контролируемых товаров и Необходимо исключать технологий. возможность нанесения ущерба интересам РФ и организациям, неправомерными неосторожными вызванную И

действиями авторов в отношении научно-исследовательских, опытно-конструкторских и технологических работ.

Экспортному контролю подлежат проекты и, при необходимости — результаты выполнения, всех мероприятий международной (внешнеэкономической) деятельности университета, в том числе:

- проекты соглашений о международном сотрудничестве в сфере образовательной деятельности;
- учебные планы и рабочие программы по направлениям и специальностям подготовки, для обучения по которым принимаются иностранные студенты;
- проекты индивидуальных учебных планов и индивидуальных рабочих программ иностранных студентов;
- проекты индивидуальных учебных планов и индивидуальных рабочих программ по дисциплинам повышения квалификации иностранных стажеров;
- учебных учебно-методических • тексты И (включая конспекты лекций), материалов предназначенных для передачи за пределы Российской Федерации или представления за пределами Российской Федерации публикации или ДЛЯ за пределами Российской Федерации;
- проекты соглашений о международном научнотехническом сотрудничестве;
- проекты тематических программ зарубежных образовательных стажировок работников, докторантов, аспирантов и студентов университета;
- проекты международных научно-технических контрактов (включая техническое задание или документ, его заменяющий);

- тексты отчетов по международным научнотехническим контрактам;
- проекты тематических программ диссертационных работ иностранных аспирантов, иностранных докторантов;
- тексты авторефератов диссертационных работ (при необходимости тексты диссертационных работ) иностранных аспирантов, иностранных докторантов, иностранных соискателей ученой степени;
- проекты заданий на научно-исследовательскую работу иностранных стажеров;
- проекты тематических программ зарубежных научно-технических стажировок работников, докторантов, аспирантов и студентов университета;
- тексты научных статей и монографий, предназначенные для вывоза за пределы Российской Федерации или для публикации за пределами Российской Федерации;
- тексты научных докладов, представляемых за пределами Российской Федерации;
- перечень и описание (характеристика) экспонатов, предназначенных для демонстрации за пределами Российской Федерации;
- информационные материалы об университете и результатах деятельности университета;
- тематические программы зарубежных командировок работников, докторантов, аспирантов и студентов университета.

Экспортный контроль проектов мероприятий проводится до принятия решения о реализации этих мероприятии.

Алгоритм прохождения экспортного контроля на примере материалов статьи. В комиссию экспортного

контроля МАИ сдаются на рассмотрение следующие документы:

- 1. Экспертное заключение о возможности опубликования;
 - 2. Декларацию от каждого из авторов статьи;
- 3. Мотивированное заключение от эксперта подразделения;
- 4. Саму статью или иной публикуемый материал.

Комиссия экспортного контроля проводит идентификацию материалов, проверяет и подписывает итоговое заключение, в котором подтверждает, что материалы, содержащиеся в статье, не попадают под ограничительные списки:

- 1. Постановление Правительства РФ от 16.07.2022 №1284;
- 2. Постановление Правительства РФ от 16.07.2022 №1285;
- 3. Постановление Правительства РФ от 16.07.2022 №1286;
- 4. Постановление Правительства РФ от 16.07.2022 №1287;
- 5. Постановление Правительства РФ от 16.07.2022 №1288;
- 6. Постановление Правительства РФ от 19.07.2022 №1299.

В случае, если комиссия экспортного контроля признает вопрос спорным или сложным МАИ вправе отправить запрос во ФСТЭК РФ для получения разъяснений или разрешения.

В случае, если все документы составлены верно, комиссия экспортного контроля выдает итоговое заключение о возможности опубликования материала.

Управление линейными непрерывными детерминированными системами с накоплением информации о состоянии

Хвошнянская Елизавета Аркадьевна Научный руководитель –Пантелеев А.В. МАИ, Москва Liza190401@mail.ru

Рассматривается задача оптимального управления линейными непрерывными детерминированными системами с накоплением информации о состоянии. Алгоритм продемонстрирован на примере управления самолетом типа "Business Jet".

Постановка задачи

Предполагается, что модель объекта управления описывается уравнением

$$\dot{x}(t) = A(t) \, x(t) + B(t) \, u(t), x(t_0) = x_0,$$
 модель измерительной системы — соотношением $y(t) = C(t) \, x(t),$

где вектор x — вектор состояния, $x \in R^n$; y — вектор измерений, $y \in R^m$; t — время, $t \in T = [t_0, t_1]$, A(t), B(t), C(t) — матрицы размеров $(n \times n)$, $(n \times q)$, $(m \times n)$ соответственно, элементы которых непрерывны; на управление ограничений не наложено; размерность вектора измерений не больше размерности вектора состояния $(m \le n)$. Начальное состояние произвольное: $x_0 \in R^n$. Вместе с тем предполагается, что имеется некоторая точка x_0^* , в окрестности которой расположены возможные начальные состояния.

Пусть функционал качества управления квадратичный

$$\begin{split} I &= \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_1} [x^T(t) \, S(t) \, x(t) + u^T(t) \, Q(t) \, u(t)] \, dt \, + \\ &\quad \frac{1}{2} x^T(t_1) \, \Lambda \, x(t_1) \, , \end{split}$$

где S(t) , Λ — неотрицательно определенные симметрические матрицы размеров $(n \times n)$, а Q(t) — положительно определенная симметрическая матрица $(q \times q)$.

Идея решения [1] состоит в получении оценки $\hat{x}(t)$ вектора состояния x(t) в текущий момент времени t по результатам измерений $Y_{t_0}^t = \{y(\tau), t_0 \le \tau \le t\}$ и использовании этой оценки в управлении вместо x(t). Тогда, чем точнее оценка $\hat{x}(t)$, тем ближе синтезированная система по свойствам к оптимальной при полной информации о состоянии.

Оптимальное управление $u^*(t,x)$ с полной обратной связью имеет вид

$$\mathbf{u}^*(t,x) = Q^{-1}(t) B^T(t) K_2(t) x$$
,

где симметрическая матрица $K_2(t)$ определяется из уравнения Риккати

$$\dot{K}_2(t) = -A^T(t) K_2(t) - K_2(t) A(t) - K_2(t) B(t) Q^{-1}(t) B^T(t) K_2(t) + S(t),
K_2(t_1) = -\Lambda.$$

Уравнение оценивающего (наблюдающего) устройства имеет вид

$$\begin{aligned} \frac{d\hat{x}}{dt} &= A(t)\hat{x}(t) + B(t)u(t) \\ &+ K(t)[y(t) - C(t)\hat{x}(t)], \ \hat{x}(t_0) = x_0^*. \end{aligned}$$

Неизвестная матрица K(t) должна быть выбрана такой, чтобы ошибка достаточно быстро убывала (стремилась к нулю при $t<+\infty$). Для стационарных систем требуется, чтобы действительные части собственных значений матрицы A-KC были строго отрицательны.

Алгоритм нахождения управления

- 1. Синтезировать оптимальный линейный регулятор $\boldsymbol{u}^*(t,x)$.
- 2. Синтезировать наблюдатель полного порядка.

$$u^*(t) = u^*(t, Y_{t_0}^t) = Q^{-1}(t) B^T(t) K_2(t) \hat{x}(t).$$
 Пример

Параметры математической модели на примере самолета типа "Business Jet":

$$A = \begin{pmatrix} -0.0121 & 0.0960 & -6.4500 & -9.7870 \\ -0.1160 & -1.2770 & 100.8000 & -0.6202 \\ 0.0050 & -0.0781 & -1.2790 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 \\ \begin{pmatrix} 0.0065 & 4.67440 \\ -13.1700 & 0.0000 \\ -9.0690 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \end{pmatrix}, \\ C = (0.0004 & 4 & 0.008 & 0.003).$$

объекта и начальных состояний Векторы наблюдателя:

$$x(0) = (-1 \quad -0.035 \quad -0.0015 \quad 0.001)^T, x_0^* = (-0.04 \quad 1 \quad 0 \quad 0.008)^T.$$

Матрицы, определяющие функционал:

Матрица коэффициентов усиления наблюдателя

 $K = (30 \ 6 \ 0.08 \ 0.0008)$ обеспечивает отрицательность действительных частей корней характеристического уравнения |A - KC| = 0: -3.0393330073604012, -1.2638908518537006, 1.2638908518537006, -0.017225288932198452.

Моделирование системы управления производилось методом Рунге-Кутты 4 порядка с шагом h = 0.01. Графики изменения четырех координат вектора x и их оценок за первые 10 секунд полета приведены на рис. 1. Анализ переходных процессов показал, что ошибки оценивания всех координат стремятся к нулю, при этом значения координат вектора состояния также стремятся к нулю, что требуется согласно сформулированной постановке задачи

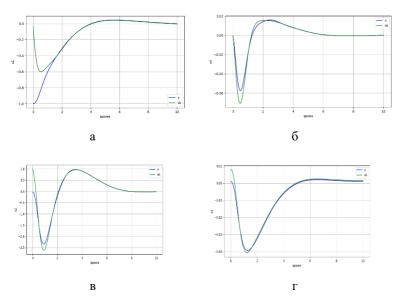


Рисунок 1

В ходе работы сформулированы алгоритмическое и программное обеспечения решения задачи синтеза оптимального линейного регулятора с накоплением информации о состоянии.

Список использованных источников:

1. Пантелеев А. В., Бортаковский А. С. Теория управления в примерах и задачах: Учебное

- пособие. 2-е изд., стер. М.: ИНФРА-М, 2016. 584 с. (Высшее образование: Бакалавриат)
- Aircraft dynamics and control [Электронный ресурс]. URL: https://slideplayer.com/slide/15842978/ (дата обращения 05.09.2022).

Антиадгезионные наноструктурированные фторуглеродные покрытия на полимерных материалах с наведенным поверхностным зарядом

Ходырев Тимур Васильевич, Коваленко Игорь Андреевич, Щур Павел Александрович Научный руководитель - Елинсон В.М. МАИ, Москва xtimur7@gmail.com

Воздействие окружающей среды в процессе производства, хранения, транспортировки и эксплуатации, негативно сказывается на полимерных материалах. Одним из наиболее влияющих факторов является биодеструкция [1]. Биодеструкция — это процесс разложения микроорганизмами органического материала. Поэтому, для того чтобы увеличить срок службы полимеров, необходимо сформировать на них антимикробную и грибостойкую защиту.

Основными признаками биодеструкции полимеров являются: потускнение поверхности, изменение диэлектрических свойств, снижение механической прочности, набухание, изменение формы и другие.

В современной науке и технике существуют два способа борьбы с биоплёнками: первый заключается в

удалении уже образовавшийся биоплёнки, а второй в том, чтобы не допустить её образования.

В данной работе исследуется второй способ, а именно: формирование антиадгезионных по отношению микроорганизмам покрытий на поверхности материала с помощью ионной обработки ионами СF4 (тетрафторметан) последующего И фторуглеродной плёнки методами ионно-плазменных технологий при помощи газовой смеси СF4 и С₆H₁₂ (пары циклогексана). Данный способ позволяют сформировать наноструктурированную поверхность [2-3]. Антиадгезионные покрытия являются более перспективным способом борьбы с микроорганизмами, чем удаление образовавшейся биоплёнки, так как во применяются областях. где полимеры, многих очистить поверхности невозможно материала биоплёнки.

Целью данной работы является выявление влияния поверхностного заряда на поверхности антимикробного покрытия на антиадгезионные свойства.

Для формирования наноструктурированных фторуглеродных покрытий используется вакуумная установка. Процесс нанесения делится на два этапа:

На первом этапе идёт обработка поверхности полимера на протяжении 30 минут ионно-плазменным потоком частиц CF₄.

На следующем этапе происходит нанесение самой плёнки с помощью различных соотношений двух газов CF_4 и C_6H_{12} в газовой смеси в течение 20 минут. Для нанесения используется источник ионов типа Радикал. В качестве модельных полимеров были выбраны полистирол, лавсан и тефлон. А в качестве микроорганизмов-биодеструкторов использовали S.aureus, E.coli и C.albicans.

В результате исследования были сформированы следующие выводы:

- 1. Нанесение фторуглеродных покрытий оказывает антимикробный эффект на микроорганизмы, являющиеся потенциальными возбудителями инфекции
- 2. Антимикробный эффект при различных соотношениях газов проявляет сходные антимикробные действия в течение 7 суток
- 3. После нанесения на поверхности ПЭТФ и ПТФЭ фторуглеродной плёнки появляется отрицательный поверхностный заряд, который способствует появлению на поверхности антимикробных свойств.
- 4. Отрицательный поверхностный заряд в течение 56 дней стекает почти до $0~{\rm mkKn/m^2}$ на модельных полимерных материалах.
- 5. У ПЭТФ, ПТФЭ и ПС при обработке ионами СF₄ и дальнейшем нанесении покрытия с 60% содержанием СF₄ в газовой смеси CF₄ + C₆H₁₂ наблюдается наилучшая антибактериальная защита (бактерицидная активность в течение трёх месяцев более 98%).

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта No 20-32-90092. Список использованных источников:

- 1. Elinson V. M., Shchur P. STUDY OF THE SURFACE OF ANTIMICROBIAL BARRIER LAYERS BASED ON FLUOROCARBON AND CARBON FILMS //High Temperature Material Processes: An International Quarterly of High-Technology Plasma Processes. . 2022. T. 4. V. 26. C. 11-26.
- 2. Елинсон В.М, Аболенцев А.С., Ходырев Т.В., Щур П.А. Влияние поверхностного заряда

электретов на грибостойкость фторуглеродных полимерных материалов // Наноиндустрия . -2022. — Т. 15. — \cancel{N} 0. 2(112). — С. 106-113.

3. V. M. Elinson, P. A. Shchur and O. A. Silnitskaya. «Multifunctional polymer materials with antifungal activity, modified by fluorocarbon films by methods of ion-plasma technology», IOP Publishing Ltd Journal of Physics: Conference Series, Volume 1121, conference 1, pp 1-3

Применение VR/AR технологий при выборе угла стреловидности крыла самолета

Черкунов Максим Алексеевич Научный руководитель – Терешонков В.А. МАИ, Москва cherkunovm@mail.ru

Угол стреловидности крыла оказывает значительное влияние на аэродинамические характеристики крыла и летательного аппарата в целом. При выполнении задачи выбора оптимального угла стреловидности крыла по передней кромке используют системы CAD/CAE. Для моделирования аэродинамики используют средства САЕ путем эксперимента над моделью, созданной в программах САD, и на основании полученных данных выбирают оптимальное схемное решение. При составлении материалов использовались средства SolidWorks и дополнение Flow Simulation.

При проектировании самолетов важно обеспечить максимально прогнозируемые и безопасные устойчивость и управляемость в максимальном диапазоне полетных режимов с минимальным применением электронных вспомогательных систем.

В первую очередь в средствах CAD строиться модель крыла. (Рис. 1)

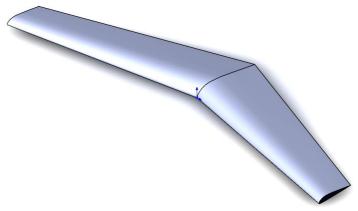


Рисунок 1

Зачастую в задачи эксперимента не входит полное определение аэродинамических характеристик ЛА, чего строиться упрощённая вследствие модель Поэтому скопируем бортовой фюзеляжа. эскиз нервюры, и относительно её носка будем базировать сечения макета фюзеляжа. (Рис. 2)

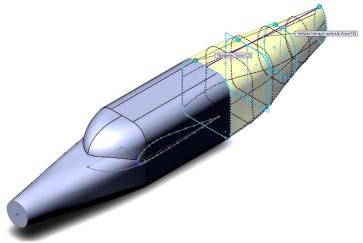


Рисунок 2

Последовательно соединяя макет фюзеляжа с крылом различной стреловидности, получаем набор тел для моделирования аэродинамических характеристик.

Весь процесс моделирования состоит из следующих этапов:

- 1) Задание задачи.
- 2) Проведение моделирования.
- 3) Анализ и визуализация результатов.

задачи проводится стандартными средствами Flow Simulation. На этом этапе задается единиц, ТИП задачи моделируемые И физические процессы, выбирается тип среды и свойства течения. Задаем тип среды – воздух их стандартного набора, моделирование проводится при скорости потока 70 м/с. После моделирования всех задач, мы получим протоколы испытаний и визуализации, на которых можно будет сделать выбор оптимальной стреловидности.

Основной проблемой применения традиционных инструментов CAD/CAE при решении задач, связанных с расчетами и моделированием, является неполная точность моделирования реальных физических процессов, вследствие применения неточной модели летательного аппарата (ЛА) их визуализация, не позволяющая в полной мере оценить протекание физических процессов.

Решением данной проблемы будет являться проработка варианта модуляции с использованием VR/AR систем с привязкой к реальным параметрам фюзеляжа. Данное решения хоть и является на уровень сложным, но в полной мере позволит смоделировать и свизуализировать происходящие процессы обтекания при продувке крыла с разной стреловидностью, полностью учитывая параметры фюзеляжа. Таким

образом, применяя системы VR или же AR в полной мере удастся увидеть области появления концевых вихрей, градиенты давлений, и, что самое важное, интерференцию крыла фюзеляжа, И невозможно оценить в полной мере при использовании традиционных методов – здесь бы нам пришлось с максимальной точностью создавать модель фюзеляжа и перепроектировать эту модель раз изменяемые параметры (параметры миделя, площади сечения вдоль бортовой нервюры, поперечного расположение крыла относительно фюзеляжа, формы зализов и т.п.). При использовании VR технологий цифровую модель можно создавать практически с нуля в "виртуальном пространстве", а при использовании AR технологий, можно будет использовать привязку к уже имеющимся физическим моделям и сразу же изменять их и преображать с помощью данной "дополненной реальности".

На основе вышеизложенного текста можно сделать следующий вывод: проработка модуляции, основанной на VR/AR системах позволит производить различные расчеты с максимальной точностью и с качественной визуализацией, не прибегая к усложнению задачи при использовании только лишь традиционных средств CAD/CAE.

Список использованных источников:

- 1. Москаленко Валерий Осипович, Косырев Антон Александрович Влияние угла стреловидности на изменение аэродинамических характеристик крыла // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. №2 (74).
- 2. Сдельникова А.А., Шкирандо В.С., Багаева А.П. Виртуальная реальность // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2015. №11.

3. Горбунов А.Л., Нечаев Е.Е., Теренци Г. Дополненная реальность в авиации // Прикладная информатика. 2012. №4 (40).

Деятельность советского авиаконструктора Н.Н. Поликарпова

Чернега Антон Алексеевич Научный руководитель – Рыжков В.В. ВГТУ, Воронеж antoniost77@mail.ru

Николай Николаевич Поликарпов без сомнения является ярчайшей фигурой в истории авиации. Долгие годы авиационная промышленность страны выпускала самолёты как гражданского, так И военного назначения. Самолёты Поликарпова первыми стали серийно поставлять за границу. Его самолёты первыми приняли воздушный удар врага в годы Великой Отечественной войны. Наряду с Д. П. Григоровичем и И. И. Сикорским он стоит у истоков отечественного авиастроения только как не конструктор, выдающийся деятель науки. «Первый» в биографии Поликарпова встречается не один десяток раз несмотря на то, что жил конструктор век назад, его разработки и его конструкторский подход может многому научить и в наши дни.

Разработанные Поликарповым истребители И-16, И-153, И-185 учебный У-2 не нуждаются в представлении. Эти машины заслужили свою славу не только за счёт выдающихся летно-технических характеристик, но и незаметных на первый взгляд особенностей. Одной из таких особенностей является большой потенциал для модернизации, заложенный

конструкторами. Поликарпов ещё тогда понимал, что в условиях ограниченности ресурсов важно грамотно распределять силы конструкторских подразделений и вместо того, чтобы каждый раз тратить их на разработку самолёта «с нуля», гораздо эффективнее улучшить уже проверенные машины. имеющиеся, Данные производстве различных модификаций истребителя И-16 представлены в таблице 1. Постоянные доработки и улучшения долгое сохранять позволяли время актуальность и востребованность самолёта.

Таблица 1. Данные о производстве модификаций истребителя И-16

| | Год начала производства | 1934 | 1935 | 1936 | | 1937 | | 1938 | 1939 | | | 1940 | |
|--|----------------------------|----------|------------------------|----------|------------------------|------------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | Модификация | Тип 4 | Тип 14 УТИ- 2 | Тип 5 | Тип 12 И- 16П | Тип 15 УТИ- 4 | Тип 17 | Тип 10 | Тип 18 | Тип 27 | Тип 24 | Тип 28 | Тип 29 |
| | Произведено самолётов | 505 | 49 | 2695 | 44 | 44 | 341 | 934 | 177 | 59 | 934 | 293 | 650 |

Немалое количество нововведений Поликарпов привнёс и в сам процесс конструирования. Одним из наиболее важных является составление и следование сквозному графику разработки рабочих чертежей, изготовления деталей и узлов, а также поставки готовых приборов агрегатов, вооружения смежными И предприятиями. При создании истребителя И-185 чертежи предусматривали принцип агрегатирования, для чего самолёт был разбит на несколько крупных агрегатов и узлов. Такой подход сильно упрощал сборку самолёта, а также позволял специализировать группы конструкторов на отдельных агрегатах [1].

Так же Николай Николаевич активно занимался решением проблемы унификации в авиации. В частности, за ним числится разработка принципов установки всех типов отечественного стрелкового и

пушечного вооружения и освоение его в серийных конструкциях. Подобные разработки были связаны с отечественными и зарубежными двигателями. Эти нововведения помогли сильно снизить трудоёмкость проектирования и сборки самолётов.

Помимо конструкторской деятельности знаменит Поликарпов и как учёный. В частности, авторством разработка методики выбора проектных параметров истребителей и методики прогноза характеристик самолёта [2]. Кроме того, Николай осуществил разработку Николаевич первых проектированию, материалов ПО методических постройки опытных машин, испытанию И осуществления статических испытаний и методики организации штопорных исследований свойств проектируемых самолётах [3]. Высокий вклад развитие науки оценивало и правительство страны.

За свою жизнь Николай Николаевич сделал исключительно много для нашей авиации и нашего государства. Многие принципы и методы, применяемые этим выдающимся человеком при конструировании, в учёной стезе, при управлении проектной деятельностью, безусловно, актуальны и в наше время.

Список использованных источников:

- 1. Баркалов С. А. История управления проектами в России. «Король» истребителей и истребитель «Королей» / С. А. Баркалов, П. Н. Курочка // Проектное управление в строительстве. -2019. –№ 4. -С. 6-42.
- 2. Иванов В. П. Вклад Н. Н. Поликарпова в развитие авиационной науки, техники и технологии / В. П. Иванов // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. -2012. –№ 2-6. -С. 142-146.

3. Климович Е. С. Советский авиаконструктор Н. Н. Поликарпов / Е. С. Климович, Е. В. Першин // Изобретательство. -2012 -T12. –№ 6. -С. 47-52.

Использование БПЛА для экологического мониторинга состояния атмосферного воздуха

Чернышук Андрей Олегович, Громаков Антон Алексеевич, Шпилевой Александр Дмитриевич Научный руководитель – Метечко Л.Б. МАИ, Москва

antongr2002@yandex.ru

В представленном докладе авторы изучили возможности применения БПЛА для экологического мониторинга. В рамках работы исследовались возможности коммерческого применения технологии, были проведены лётные испытания опытного образца, также предложена концепция автономной базы для БПЛА.

Вследствие усложняющейся с каждым годом экологической обстановки задачи экологического мониторинга становятся не только необходимостью, но требуют значительных затрат человеческих денежных ресурсов. В то же время природоохранные государственные органы не могут в полной мере контролировать все производственные объекты из-за их количества и размеров. Поэтому разработки в данном направлении рациональным являются капиталовложением.

В первую очередь рассматривались требования к проведению экологических исследований на промышленных объектах. Очевидно, что влияние каждого предприятия на окружающую среду уникально.

Например, сборочные предприятия традиционно не являются сильными загрязнителями, однако и на них могут проводиться опасные для окружающей среды операции, как нанесение гальванических покрытий, лакокрасочные работы, обработка резанием, сварка, термическая обработка, малые объёмы литья. Так, перечень веществ для контроля и замеров зависит от отрасли, технологических операций, проводящихся на объекте, особенностей климата и местности. Эти условия определяют места ДЛЯ отбора проведения замеров, a также их количество. Следовательно, БПЛА должен иметь гибкую систему управления, позволяющую использовать его на разных объектах.

Малые беспилотные аппараты летательные отлично подходят для решения задач этой сферы, так как могут проводить почти все виды требуемых замеров и забирать пробы. Дроны наиболее эффективны для проведения исследований воздушного пространства, могут и забирать пробы воды. Вообще, беспилотники малопригодны лишь для забора проб грунта. Стоит отметить и возможность проведения радиометрического контроля. Также помощью устройства на предприятиях данного помимо атмосферы исследования состояния возможно инспектировать состояние зачастую протяжённых охранных периметров, контролировать целостность трубопроводов.

Несмотря на TO, ЧТО ДЛЯ каждого природопользователя необходима своя программа контроля, в большинстве случаев для определения загрязнений достаточно датчиков содержание на оксидов азота, серы, углерода, тяжёлых металлов, также на пары органических веществ. Это обусловлено тем, что именно эти загрязняющие вещества выбрасываются почти на каждом предприятии вне зависимости от его отрасли и проводимых технологических операций. То есть, система обнаружения загрязнений может быть унитарной.

Из уровня техники известны аналогичные решения, однако большинство из них имеет недостаток — дороговизна, использование проприетарного программного обеспечения, избыточность в конструктивных решениях.

При разработке устройства учитывались требования к БПЛА со стороны экологического контроля, а также недостатки существующих аналогов. Так, предлагается использовать open-source ПО Ardupilot, отвечающего всем требованиям (гибкость управления, интеграция пользовательских скриптов, возможность использовать в коммерческих проектах, общирный выбор полётных контроллеров, возможность создания полностью модульного БПЛА). Также стоит отметить, что созданный нами прототип, в 3 раза дешевле иностранных аналогичных беспилотников.

Идея автономной базы для дронов также известна из уровня техники как Drone-Box. Исходя из требований к проведению замеров, предлагается дополнить эту концепцию ПО, определяющим вынос загрязнителей за территорию предприятия по ветру с целью получения данных о концентрациях загрязнителей за СЗЗ.

Очевидна возможность применения и в схожих сферах, например на особо охраняемых природных территориях, для научных исследований атмосферы. Возможен спрос со стороны компаний, проводящих экологический аудит, некоммерческих экологических организаций.

проведённого исследования было спроектировано и протестировано устройство-прототип экологического мониторинга, представляющее собой малый БПЛА на 250-мм раме с минимальным набором датчиков контроля атмосферы. С его помощью были получены данные о загрязнителях атмосферного воздуха в окрестностях Зеленограда. Также предложены доработки в концепцию автономной базы для БПЛА, беспилотникам работать позволяющая вмешательства человека по определённому алгоритму. Список использованных источников:

- 1) Организация лабораторного контроля содержания вредных веществ в воздухе рабочей зоны предприятий основных отраслей экономики: Методические указания.—М.: Федеральный центр гигиены и эпидемиологии Роспотребнадзора, 2011.—180 с.
- 2) Токарев, В.Ф. Методика санитарногигиенической оценки состояния окружающей среды на предприятиях гражданской авиации: методика. / В.Ф. Токарев. Москва, МГУ, 1985. 60 с.
- 3) Александров, В.Ю. Экологические проблемы аэрокосмической отрасли: лекция. / В.Ю. Александров. -Новосибирск. 2011. Текст: электронный. URL: https://lektsii.org/18-75803.html (дата обращения 07.02.2022).
- 4) Храмов, А.В. Возможности экологического мониторинга с применением БПЛА в России. / А. А. Ермолаев, А. И. Шалашова, Л. В. Контрош. // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ» №7. 2017. С. 79-84.
- 5) Борисова, О.Н. Использование дронов в экологии / О.Н. Борисова, В. Кривенкова. // Конструкторское бюро. № 7. 2018. -С. 68-71.

6) Василенок, А. В. Необходимость соблюдения на производстве экологических стандартов / А. В. Василенок // Стратегии и инструменты управления экономикой: отраслевой и региональный аспект : материалы VI Международной научно-практической конференции, Санкт-Петербург, 14—16 апреля 2016 года / Под редакцией В.Л. Василёнка. — Санкт-Петербург: Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, 2016. — С. 429-431.

Анализ системы предупреждения столкновений самолетов в воздушном пространстве (TCAS)

Шейгец Андрей Викторович, Анисимов Глеб Юрьевич Научный руководитель - Назаренко П.А. ГУАП, Санкт-Петербург dr.drew3780@yandex.ru

В истории авиации неоднократно наблюдались случаи столкновений самолетов в небе друг с другом. Еще в 50-х годах, когда воздушные происшествия с массовой гибелью людей стали происходить чаще, гражданской Международная организация серьезно занялась вопросом. Столкновения ЭТИМ происходили по ряду причин: из-за ошибок пилота, изза технических неполадок и по ошибке диспетчерской службы. Так как полностью контролировать воздушное разработка пространство невозможно, началась международных Бортовой системы стандартов предупреждения столкновений (Airborne collision avoidance system (ACAS)). Из всех разработок в этой концепции распространение получила система ТСАЅ (Traffic alert and Collision Avoidance System).

Данная система обозревает все воздушное пространство вблизи самолета, обнаруживает другие летательные аппараты, анализирует полученную информацию, выдает эту информацию экипажу и при угрозе столкновения предупреждает пилотов, а затем система TCAS выдает рекомендации, которые необходимо выполнить немедленно.

Событие 1 июля 2002 года — столкновение двух воздушных судов над Боденским озером — можно назвать определяющим для более детального изучения вопроса безопасности эшелонирования. С одной стороны, бортовые системы имеют более высокую скорость обработки получаемой информации и способны мгновенно выдавать рекомендации пилотам, но с другой — принятие решения о пилотировании в конечном итоге остается за человеком.

Комплектующие и описание системы

Система TCAS состоит из следующих компонентов:

- компьютерный блок, наблюдающий за воздушным пространством и просчитывающий возможные варианты дальнейших событий;
- две антенны, установленные на верхней и нижней частях самолета;
- два дисплея: на первом выдается информация о перемещении самолетов, на втором указаны варианты предотвращения столкновения.

Система TCAS строит трехмерную карту воздушных судов в воздушном пространстве, включающую их дальность полета (полученную в результате запроса и времени ответа), высоту (по данным «запросного» самолета) и пеленг (по данным направленной антенны в ответ). Затем, экстраполируя текущую дальность и разницу высот на ожидаемые

будущие значения, определяет, существует ли потенциальная угроза столкновения.

Каждое воздушное судно с системой TCAS на борту окружает защищенный объем воздушного пространства. Размер защищенного объема зависит от высоты, скорости и курса самолета, потенциально угрожающего столкновением.

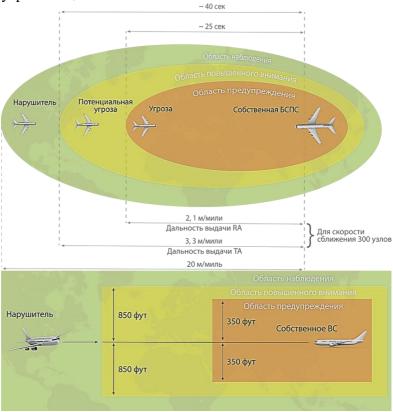


Рисунок 1 - Защитный объем TCAS

Выдаваемые команды делят на рекомендательные команды, называемые TA (Traffic Advisory), и команды для немедленных, быстрых маневров по

предотвращению столкновения RA (Resolution Advisory). TA — предупреждающий сигнал, означающий, что самолет-нарушитель вошел в охраняемую зону, внимание должно быть усилено, и система готова к выдаче команды RA. Выполнение маневров по команде TA не предусмотрено.

Если компьютер системы, анализируя ситуацию, обнаруживает возможность опасного сближения или столкновения, он сразу определяет необходимый маневр для обеспечения безопасного вертикального эшелонирования самолетов. Также важно при выборе маневра учитывать характеристики самолетов (например, скорость набора высоты) и их близость к земле.

Развитие системы предупреждения столкновений самолетов

Система TCAS II определяет маневры самолета только в вертикальной плоскости. Для предотвращения столкновений было введено понятие ближайшей точки сближения (Closest Point of Approach, CPA). Автоматическая система учитывает не расстояние до ближайшей точки сближения, а время, необходимое для ее достижения, которое обычно задано константой.

Для ТА это 35-48 секунд, для RA – 20-30 секунд. Таким образом, независимо от скорости сближения, у экипажа всегда есть определенное количество времени для выполнения необходимых действий.



Рисунок 2 - Время до точки СРА

После введения системы TCAS II в эксплуатацию, началась работа над более совершенной версией – система TCAS III. Предполагалось, что эта система сможет выдавать рекомендации для маневров не только в вертикальной, но и в горизонтальной плоскостях. Имеющийся недостаток системы предупреждения столкновений заключается в сложности согласования команд от управления воздушным движением (УВД) и от системы TCAS. Система TCAS программируется таким образом, чтобы экипажи обоих воздушных судов незамедлительно выполнили указания системы.

Еще одним недостатком является невозможность оборудованных обнаружения воздушных судов, не датчиками **RBS** (самолетный радиолокационный ответчик). Если датчики конфликтующего самолета по какой-либо причине не предоставляют данные о высоте, система TCAS может их не отобразить. К середине 90-х работы созданию TCAS ПО одновременно с созданием TCAS IV, но были закрыты из-за начала разработки системы ADS-B.

Более прогрессивным методом наблюдения, при котором самолетом определяется положение с помощью спутников или других датчиков, является Automatic Dependent Surveillance-Broadcast (автоматическое зависимое наблюдение в режиме радиовещания). Каждое воздушное судно (с системой ADS-В на борту) ежесекундно самостоятельно без запросов посылает по радиоканалу информацию о себе, в которой кроме своего местоположения, определяемого с помощью системы GPS, содержится высота, курс, скорость, направление движения по высоте, бортовой номер самолета и пр.

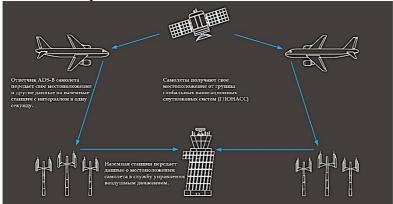


Рисунок 3 - Принцип работы системы ADS-B

В мае 2022 года российская компания «Навигатор» создала отечественный аналог системы предупреждения столкновения в воздухе (СПСВ) для всех типов самолетов. Система способна передавать на автопилот сигналы для предотвращения столкновения с другим самолетом, передавать сообщения другим самолетам о местонахождении воздушного судна, распознавать очертания земли и предупреждать о приближении к ней.

Вывол

На данный момент система TCAS является наиболее распространенной системой предупреждения столкновений самолетов в воздушном пространстве. Согласно правилам Международной организации гражданской авиации, система устанавливается на все самолеты с газотурбинными двигателями весом более 5 тонн и способных к перевозке более 19 пассажиров.

В руководстве по эксплуатации указывается, что система TCAS всегда имеет высокий приоритет над любыми командами УВД. Например, если дается указание на маневр одновременно от системы TCAS и от УВД, то необходимо следовать совету системы TCAS. Пилот должен без промедления отреагировать на указание, обратив внимание на дисплеи, и выполнить указанный маневр.

проблемой Немаловажной безопасного эшелонирования воздушных судов является использование разных систем на борту, из-за чего возникают ограничения получаемой информации о пилотировании. Анализируя возможном проблематику, видятся следующие пути ее решения: создать новую общепринятую систему предупреждения о столкновении, либо использовать всеми странами уже стандарт. единый Конечно, имеющуюся, как человеческий фактор присутствует, но единая система может сократить число столкновений и сделать авиацию еше более безопасной.

Список использованных источников:

- 1. TCAS. URL: https://my-aviation.ru/main/aviation-english/80-tcas.html (дата обращения: 05.08.2022)
- 2. Traffic collision avoidance system. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Traffic_collision_avoidance_s ystem#See_also (дата обращения: 13.08.2022)

- 3. Система TCAS. Предупреждение столкновений самолетов в воздухе. URL: http://avia-simply.ru/sistematcas/ (дата обращения: 06.08.2022)
- 4. https://ria.ru/20220530/spsv-1791632702.html (дата обращения: 10.09.2022)

Применение аддитивных технологий для изготовления формообразующей оснастки

Щербина Юрий Вячеславович Научный руководитель – Лозовский И.В. КнАГУ, Комсомольский-на-Амуре shcherbina-137@mail.ru

В авиационной промышленности методом технологий можно аддитивных изготавливать технологическую оснастку, a именно формообразующую оснастку ДЛЯ полимерных композиционных материалов $(\Pi KM),$ формообразующую оснастку для холодной штамповки и другие виды оснастки [1, 2, 3]. Уже нашли широкое применение аддитивные технологии для изготовления литейных моделей.

Аддитивными технологиями принято считать совокупность технологий, направленных на создание изделия по данным цифровой модели методом послойного добавления материала. Также это называют 3D-печатью. Метод FDM (Fused Deposition Modeling) это один из методов 3D-печати, который нашел широкое применение в связи с невысокой стоимостью материалов для печати и оборудования.

Полимерные композиты – обобщение материалов, содержащие в себе два или более компонентов в основе молекулярного соединения.

Изделия из ПКМ в настоящее время могут составлять до половины всех изделий в гражданской авиации, поскольку их применение значительно уменьшает вес планера в отличии от применения традиционных материалов для авиационной промышленности [4].

Технология производства ПКМ деталей ИЗ основывается на том, что полимерные материалы способны при увеличении температуры и давлении принимать всевозможные формы и полимеризоваться, твердое состояние. ПКМ состоит связующего. К первым армирующих элементов и относят высокопрочные материалы, которые смогут воспринять поступающую нагрузку, а связующие будет нагрузку армирующие на все распределять ЭТУ элементы.

Для изготовления изделия из ПКМ применяют метод формования. Технология формования ПКМ заключается в следующем: выкройка слоев ткани и пропитка связующим; укладка в формообразующую оснастку; формование. После съема детали, чаще всего, необходима механическая доработка. (см рис. 1)

К параметрам процесса относятся давление, температура и время выдержки под давлением. При использовании аддитивной оснастки нельзя использовать смолы горячего отверждения. Это является существенным ограничением для применения в производстве ПКМ.

- 1. Подготовка к формированию, нанесение разделительного слоя
- 2. Выкладка слоев ткани и пропитка связующим
- 3. Формовка детали из ПКМ

4. Съём и механическая доработка детали из ПКМ

5. Готовая деталь из ПКМ

Рисунок 1 — Блок-схема Этапы изготовления детали из ПКМ с применением напечатанной формообразующей оснасткой

преимущества Основные использования технологий аддитивных при изготовлении технологической оснастки являются: возможность оперативного внесения изменений при проектировании оснастки; сокращение доводочных работ; значительного материалы, снижения затрат на возможность переработки и повторного использования материала; существенного сокращения сроков технологической подготовки производства.

Список использованных источников:

- 1. Дремухин, М. А. Применение аддитивных технологий в машиностроении для изготовления формообразующей оснастки / М. А. Дремухин, В. Н. Наговицин // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6. № 1(39). 21-28 с.
- 2. Лопатин, А. Н. Изготовление формообразующей оснастки аддитивными методами для композитных деталей / А. Н. Лопатин, И. Д. Зверков // Авиационные материалы и технологии. -2019. -№ 2(55). -53-59 с.
- 3. Волков, Р. В. Проектирование и изготовление оснастки для штамповки деталей типа «тройник» методом аддитивных технологий / Р. В. Волков, И. В. Лозовский // Молодежь и наука: актуальные проблемы фундаментальных и прикладных исследований: Материалы V Всероссийской национальной научной конференции молодых учёных, Комсомольск-на-Амуре, 11–15 апреля 2022 года. Комсомольск-на-Амуре: Комсомольский-на-Амуре государственный университет, 2022. 184-186 с.

4. Каблов, Е. Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года / Е. Н. Каблов // Авиационные материалы и технологии. -2012. -№ S. -7-17 с.

Оценка базовых проектных параметров РКК «Морской старт» как элемента системы транспортно-технического обеспечения космических программ, обосновывающих эффективность комплекса

Языков Михаил Дмитриевич, Рыкалин Андрей Владимирович Научный руководитель – Родченко В.В. МАИ, Москва yazykov m01@mail.ru

Проект «Морской старт» - шедевр инженерной мысли или большая ошибка? В основе плавучего космодрома с возможностью запуска ракет-носителей (РН) из любой точки акватории Мирового океана - два специализированных морских судна: сборочнокомандное судно Sea Launch Commander и стартовая Odissey. платформа Уникальные технические характеристики ракетно-космического комплекса (РКК) демонстрируют большое количество его преимуществ, которые были рассмотрены в работе.

Изначально использовали PH «Зенит-3SL», DM-SL. оснащенную блоком ускорения использовавшимся для вывода космических аппаратов на околоземную орбиту с океанской платформы. В 2014 году проект «Морской старт» был заморожен. В 2018 году был приобретен российской компанией S7 Space, было модернизации объявлено 0 комплекса

восстановлении пусковой деятельности. Однако на сегодняшний день вопрос о модернизации необходимости РКК остается нерешенным. Комплекс станет востребованным на рынке космических услуг при не менее чем 5 запускам новой перспективной ракеты-носителя «Союз-5» в год [3]. В данной работе предлагается оценить величину базовых проектных параметров комплекса с целью подтверждения его рентабельности для будущего использования с новой РН. Проведены расчеты, позволяющие сделать выводы о рентабельности комплекса: расчет показателей эффективности ракетно-космической системы (РКС), оценка количественных показателей совершенства конструкции. Были рассмотрены схемы выведения с двух точек старта: комплекс «Байтерек» (космодром Байконур) и плавучий космодром «Морской старт» (экватор). Выводы по проведенным работам дают экономический вывод о целесообразности запуска «Союза-5» с РКК.

Одним из наиболее важных преимуществ РКК является устойчивость стартовой платформы (СП) к воздействию волнения океана. Исходя из возможных условий для движения РН к месту запуска, существует ориентировочное значение наибольшей высоты волны, при которой СП не переходит в полупогруженное состояние. Условия загрузки РН во время доставки в составе РКК были тщательно изучены.

Была проведена сравнительная оценка РКК «Морской старт» с зарубежными конкурентами с точки зрения технического совершенства для оценки спроса на комплекс на мировом рынке космических услуг. Основными конкурентами являются Соединённые Штаты Америки и Китайская Народная Республика.

Были изучены технические основные характеристики РД-171МВ нового двигателя работающего на экологичной топливной паре «керосинжидкий кислород» с тягой 806 тс, являющийся весьма экономичным и самым мощным двигателем в мире. Ракета-носитель «Союз-5» с новым двигателем будет выигрывать американскую многоразовую PH «Falcon-9» с возвращаемой ступенью, так как выводить с помощью российского изделия грузы на орбиту будет дешевле. По грузовместимости она превосходит американский аналог на 10-15%.

Следует также добавить, что в среде Mathcad был проведен инженерный расчет, направленный на оценку значения характеристической скорости. Для этого были рассмотрены схемы выведения с двух точек старта на геостационарную орбиту (ΓCO) : c космического ракетного комплекса «Байтерек» космодрома Байконур и плавучего космодрома «Морской старт» при пуске с определить экватора. Это позволило полученного выигрыша в характеристической скорости в случае запуска с плавучего космодрома — 915,5 м/с.

В заключении проанализирована возможность использования гравитационного поля Луны [4] во время выхода космического аппарата на ГСО - показаны возможные схемы траектории. В некоторых случаях изученные схемы полета более энергоэффективны, чем «прямые» траектории полета.

Подводя итоги, стоит отметить предпосылки для модернизации рассматриваемого комплекса, которые основаны на оценке параметров эффективности новой РН «Союз – 5», а также на преимуществах РКК. В ходе рассмотрения двух схем полета РН были сделаны выводы по сравнению эффективности запуска космического аппарата на геостационарную орбиту с

Байконура и «Морского старта», то есть при каких условиях запуска и на какой траектории полета будет достигнута наибольшая экономия топлива.

Была предложена идея передачи РКК «Морской старт» из владения компании S7 Space в государственную собственность ГК «Роскосмос» из-за больших затрат, необходимых на восстановление комплекса, и невозможностью обеспечить их частной компанией.

Список использованных источников:

- 1. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / под ред. А. А. Медведева. М: Машиностроение, 2009. 504 с.
- 2. Механика космического полета: Учебник для втузов / М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перелыгин, В.К. Безвербый; Под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989. 408 с.
- 3. Афанасьев, И. «СОЮЗ» Универсальный [Текст] / И. Афанасьев // Русский Космос. 2020.- № 9.- С. 44-47.
- 4. Ивашкин В.В., Голиков А.Р. Траектории перелета между Землей и геостационарной орбитой при использовании гравитационного поля Луны // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2008. № 95. 24 с. URL: http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2008-95.

Алфавитный указатель

Авдиевский М.В., 12, 46 Аверина А.Д., 16 Аглиуллина Э.А., 21 Анисимов Г.Ю., 26, 251 Аристова Н.С., 21, 152, 173, 182 Асланян И.Р., 54 Баранов О.А., 34, 163 Бобков А.В., 50 Бобров Д.А., 38 Бобылев А.А., 41, 167 Бовтута А.Д., 12, 46 Богатов А.А., 186 Боровской С.А., 50 Бухаров С.В., 141 Веретенников С.В., 117 Власова С.В., 73, 111 Волков К.А., 54 Воронин А.П., 57 Геращенко Р.А., 61 Гирн А.В., 104, 147, 199 Головин Д.А., 66 Гордеева М.И., 203, 229 Грабовский И.И., 69 Громаков А.А., 247 Гурьянова М.М., 69 Демченко А.Г., 78 Дорошкевич С.О., 73 Дружинин А.А., 78 Дубровин А.В., 186 Екимовская А.А., 80 Жердев Н.А., 85 Жульева А.Д., 88 Загородний А.Е., 90 Захарова А.Н, 209 Зимин А.А., 95

Зубанова С.Г., 218 Иванников Е.Д., 97 Иванова У.И., 100 Исаев В.В., 95, 192 Калашников А.С., 104, 108 Калашникова Д.А., 104 Калягин М.Ю., 100 Карасев Б.С., 143 Качалин А.М., 131 Клебан Г.А., 159 Ковалев Д.А., 108 Коваленко И.А., 237 Кокутина А.С., 111 Колесова А.А., 117 Константинов И.А., 88 Корниенко А.И., 12, 46 Коробов К.С., 121, 139 Косовский С.В., 128 Краснянский Д. Е., 16 Кривенко М.Ю., 50 Кудрицкий А.Н., 159 Кутилин Г.М., 131 Лебедев В.В., 80 Лозовский И.В., 258 Лосев Д.А., 135 Лунев Е.М., 66 Мазуров К.А., 139 **Макаров В.А., 141** Мальцева О.А., 143 Марченко С.В., 85, 147 Марьин С.Б., 90 Метечко Л.Б., 247 Мингазов А.И., 152 Мирошниченко П.В., 135 Михалева С.Д., 156

Михеев В.И., 159 Момот Е.Ю., 34, 163 Надежкина Е.В., 224 Назаренко П.А., 26, 251 Неретин Е.С., 66 Осипов А.А., 41, 167 Пантелеев А.В., 233 Пидорич Д.К., 170 Плаксин А.О., 226 Плахин Д.К., 173 Погодаев А.А., 178 Подгорная В.И., 143 Покровский А.В., 182 Поляков С.Д., 186 Пономарев К.А., 66 Прокопенко Д.А., 12, 46 Пронина П.Ф., 206 Прохоров Д.Л., 188, 214 Рипецкий А.В., 41, 121, 139, 156, 167 Родин Ф.М., 192 Родченко В.В., 196, 261 Руденко М.С., 61, 85, 108, 178 Рыжков В.В., 57, 97, 244 Рыкалин А.В., 196, 261 Савельев Д.О., 199

Савосина А.А., 203 Семашкин Н.М., 206 Семенова О.К., 209 Семенюк К.А., 26 Сертаков В.В., 188, 214 Слепнева Д.А., 218 Субботин Р.С., 159 Терешонков В.А., 240 Тихомиров А.А., 128 Ткачук М.О., 224 Точилкин Е.Д., 226 Уткин В.В., 38 Фридман В.Д., 135, 229 Хасин А.А., 159 Хвошнянская Е.А., 233 Ходырев Т.В., 237 Черкунов М.А., 240 Чернега А.А., 244 Чернышук А.О., 247 **Чириков** С.А., 159 Шейгец А.В., 26, 251 Шинкарюк Н.С., 128 Шпилевой А.Д., 247 Щербина Ю.В., 258 Щур П.А., 237 Юденков В.Э., 38 Языков М.Д., 196, 261



Сборник трудов XV Всероссийской студенческой научной школы «Аэрокосмическая декада»

Издательство «Перо» 109052, Москва, Нижегородская ул., д. 29-33, стр. 15, ком. 536

Тел.: (495) 973-72-28, 665-34-36 Подписано в печать 28.09.2022. Формат $60\times90/8$. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 16,81. Тираж экз. Заказ 784