23-я Международная конференция

«Авиация и космонавтика»

тезисы

AEROSPACE SCIENCE WEEK

Москва | МАИ | 2024

23-я Международная конференция «Авиация и космонавтика»

Тезисы

Москва, МАИ
18-22 ноября 2024 г.

УДК 629.7
ББК 39.52:39.6я43
Д22

23-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 18-22 ноября 2024 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2024 – 3,3 Мб [Электронное издание].

ISBN 978-5-00258-198-6

В сборник включены доклады, представленные в Организационный комитет конференции в электронном виде.

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

ISBN 978-5-00258-198-6 ©Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2024

Организатор

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Организационный комитет

Шемяков А.О., проректор по стратегическому развитию, председатель
Булакина М.Б., директор IT-центра МАИ, ответственный за направление «Искусственный интеллект в задачах аэрокосмической науки и техники»
Галкин Е.В., доцент кафедры «Технологии и системы автоматизированного проектирования металлургических процессов» МАИ, ответственный за направление «Композитные материалы и новые производственные технологии»
Замковой А.А., начальник управления научной и инновационной деятельности МАИ, ответственный за направление «Беспилотные авиационные системы»
Монахова В.П., директор дирекции института № 2 «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки» МАИ, ответственный за направление «Проектирование энергетических установок ЛА»
Следков Ю.Г., директор дирекции института № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика» МАИ, ответственный за направление «Системы управления, навигация, информатика и электроэнергетика и системы связи»
Стрелец Д.Ю., директор дирекции института № 1 «Авиационная техника» МАИ, ответственный за направление «Цифровые технологии проектирования, производства и сертификации ЛА»
Тушавина О.В., директор дирекции института № 6 «Аэрокосмический», ответственный за направление «Проектирование, производство и эксплуатация ракетно-космических систем»

Программный комитет

Равикович Ю.А., и.о. проректора по инновационной деятельности, сопредседатель, ответственный за направление «Проектирование энергетических установок ЛА»

Иванов А.В., и.о. проректора по научной деятельности, сопредседатель, ответственный за направление «Проектирование, производство и эксплуатация ракетно-космических систем»

Беспалов А.В., директор дирекции института № 11 «Материаловедение и технологии материалов» МАИ, ответственный за направление «Композитные материалы и новые производственные технологии»

Веремеенко К.К., начальник научно-исследовательского отделения института № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика» МАИ, ответственный за направление «Системы управления, навигация, информатика и электроэнергетика и системы связи»

Калягин М.Ю., заместитель директора Центра БЛА МАИ, ответственный за направление «Беспилотные авиационные системы»

Крылов С.С., директор дирекции института № 8 «Компьютерные науки и прикладная математика» МАИ, ответственный за направление «Искусственный интеллект в задачах аэрокосмической науки и техники»

Стрелец Д.Ю., и.о. директора дирекции института № 1 «Авиационная техника» МАИ, ответственный за направление «Цифровые технологии проектирования, производства и сертификации ЛА»

Оглавление

НАПРАВЛЕНИЕ №1 «ЦИФРОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ, ПРОИЗВОДСТВА И СЕРТИФИКАЦИИ ЛА»..... 6

НАПРАВЛЕНИЕ №2 «БЕСПИЛОТНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ» 43

НАПРАВЛЕНИЕ №3 «СИЛОВЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ ЛА» 52

НАПРАВЛЕНИЕ №4 «СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, НАВИГАЦИЯ, ИНФОРМАТИКА И ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИКА И СИСТЕМЫ СВЯЗИ»..... 102

НАПРАВЛЕНИЕ №5 «ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ПРОИЗВОДСТВО И ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ» 176

НАПРАВЛЕНИЕ №6 «ИСКУССТВЕННЫЙ ИНТЕЛЛЕКТ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ» 229

НАПРАВЛЕНИЕ №7 «КОМПОЗИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ И НОВЫЕ ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ» .. 273

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ 312

Направление №1
«Цифровые технологии проектирования, производства и сертификации ЛА»

Прогнозирование нагрузок, действующих на силовые элементы средств десантирования на этапе введения в действие парашютной системы

Аверьянов И.О.
АО «МКПК «Универсал» им. А.И. Привалова», г. Москва, Россия

Прогнозирование нагрузок, действующих на средства десантирования (СД) при введении парашютной системы (ПС) в действие, является актуальной задачей, стоящей перед разработчиками парашютно-десантной техники на этапе проектирования, для решения которой в настоящее время используются в основном полуэмпирические методы. Анализ известных из открытых источников математических моделей (ММ) систем «объект-парашют» (СОП) показывает, что в основном внимание исследователей уделяется вопросам нагруженности ПС [1-3], в то время как сам объект и удерживающие его СД (далее в качестве СД рассматривается только подвесная система) рассматриваются с существенными упрощениями, что приводит к неточностям при определении действующих на них расчетных нагрузок.

В работе описывается разработанная для прогнозирования искомых расчетных характеристик нагружения ММ системы «самолет-парашют-объект», являющаяся развитием описанной в работах [4-5] структурной пространственной ММ СОП, позволяющая рассчитывать переходные процессы движения многомассовой системы твердых тел с тросовыми связями. Рассматривается многокупольная ПС каскадного типа с жесткими круглыми куполами с переменными массами, а также упругими стропами и звеньями; объекту задаются соответствующие массово-инерционные свойства; его крепление к ПС осуществляется через упругие звенья подвесной системы; сочленения тросовых элементов производится через массовые точечные элементы. Самолет представлен в виде движущейся в пространстве с постоянными скоростью и угловым положением площадки, на которой в начальный момент времени размещен объект; при этом ПС находится в сложенном состоянии и размещена на объекте. Рассматриваются следующие режимы: 1 – выход объекта: его извлечение из грузолюка самолета вытяжным парашютом и перевал через обрез рампы (край площадки); 2 – введения в действие ПС; 3 – дальнейшее движение СОП до приземления объекта.

Для режима введения ПС в действие проведена идентификация расчетных параметров ММ. Показано, что расчетная траектория движения закрепленного на подвесной системе объекта в целом соответствует наблюдаемой в эксперименте, что дает основание считать расчетную оценку действующих на СД нагрузок достоверной. Продемонстрирована возможность определения нагрузок на СД с помощью разработанной ММ методами статистической динамики.

Литература:

1. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. – М.: Физматлит, 2009. – 576 с.

2. Иванов П.И. Исследование парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: монография. – Феодосия: Изд-во РА «Арт-Лайф», 2022. – 736 с.

3. Бугримов А.Л., Васильченко А.Г., Леонов С.В. Методы инженерного расчета и математического моделирования работы парашютов. Вестник МГОУ. Сер. «Физика-Математика», 2011. №3.

4. Аверьянов И.О. Исследование динамики вертикального парашютного приземления объекта с системой амортизации // Труды МАИ. 2022. № 127. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=170322. DOI: 10.34759/trd-2022-127-02

5. Аверьянов И.О. Математическая модель процесса парашютного приземления недеформируемого груза с амортизирующим устройством на жесткую площадку в условиях

стационарного поля ветра. Труды МАИ, 2023, № 131. URL: http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=175907. DOI: 10.34759/trd-2023-131-01

Расчетно-экспериментальные методы исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость

Аунг К.М., Лепешкин А.Р.
МАИ, г. Москва, Россия

При проектировании и разработке элементов и конструкций летательных аппаратов (ЛА) необходимо учитывать проблему их птицестойкости. Для правильного понимания взаимодействия птицы во время ее столкновения с конструкцией необходимо использование результатов экспериментов и численного моделирования. Повреждения элементов авиационной техники при столкновениях с птицами существенно снижают уровень безопасности полетов в гражданской авиации, приводят к росту числа аварий и катастроф, увеличению затрат на эксплуатацию, связанных с необходимостью выполнения восстановительного ремонта поврежденного летательного аппарата. Проведен анализ столкновений авиационной техники с птицами в условиях эксплуатации. Для элементов авиалайнера, на которые чаще всего приходятся удары, то 45÷50% – это попадания в двигатель (это можно объяснить как большой площадью сечения входного канала воздухозаборника, так и его всасывающим действием). До 25% приходятся на попадания в крыло, 7% – попадания в кабину пилотов (лобовое стекло), остальное – повреждения фюзеляжа, стоек шасси, носового обтекателя и хвостового оперения. Требования к прочностной надежности элементов летательных аппаратов (предкрылков, лобового стекла, и др.) и узлов двигателей при столкновении с птицами должны быть подтверждены при специальных и сертификационных испытаниях [1-3]. Однако при всей наглядности испытаний с забросом птиц невозможно дать исчерпывающую оценку действительной стойкости элементов ЛА к столкновению с птицами. Кроме того, такие испытания характеризуются высокой стоимостью экспериментов в натурном исполнении. Расчетный анализ позволяет расширить знания и представления об ударном процессе взаимодействия птицы с элементом ЛА и позволяет сократить количество экспериментов и, соответственно, снизить стоимость испытаний.

Разработаны расчетно-экспериментальные методы исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость. Методы расчетного моделирования разных случаев соударения предкрылка крыла и лобового стекла с птицами одинаковой массы и скоростью реализованы в пакете программ ANSYS LS DYNA. Получен сравнительный анализ изменения кинетической энергии птицы в этих случаях и результаты напряженно-деформированного состояния предкрылка и лобового стекла при соударении с птицей. Результаты экспериментальных исследований подтвердили расчетные результаты исследований. Полученные результаты и рекомендации позволили повысить эффективность экспериментальных исследований авиационной техники на птицестойкость.

Литература:

1. Лепешкин А.Р., Ильинская О.И., Маликов С.Б. Динамика и прочность авиационных газотурбинных двигателей. М.: Изд-во МАИ, 2020. – 100 с.

2. Lepeshkin A. The blade releasing method for test of engine casing containment // ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Proceedings (IMECE). Сер. "ASME 2013 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, IMECE 2013". 2013. 63749.

3. Shorr B.F., Serebriakov N.N., Melnikova et al. Computational and experimental study of bird failure at different speeds of collision with a flexible plate // The International Conference on Aviation Motors (ICAM 2020). Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1891. 012050.

Моделирование аэродинамических характеристик несущего винта одновинтового вертолета при взлете и посадке с поверхности ограниченного размера

Баймуханов Т.Ж.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе представлены результаты численного моделирования аэродинамических характеристик несущего винта одновинтового вертолета при взлете и посадке с взлетно-посадочной площадки ограниченных размеров.

На базе нелинейной лопастной вихревой модели [1], разработанной на кафедре 102 МАИ, проведен расчет аэродинамических характеристик несущего винта вертолета одновинтовой схемы при заданной траектории взлета и посадки на площадки ограниченных и неограниченных размеров. Взлетно-посадочная площадка моделировалась с использованием аэродинамических особенностей (диполи и вихри).

Известны различные подходы [2-6], в которых моделировалось влияние экрана на аэродинамические характеристики несущего винта. В [2] рассматривалось висение на различных высотах и при различном перекрытии площадки и несущим винтом. В [4] моделировалось обтекание шарнирного несущего винта с учетом махового движения лопастей у произвольно ориентированной экранирующей поверхности, также на режиме висения.

По результатам численного моделирования получено влияние площадки ограниченных размеров на аэродинамические характеристики несущего винта одновинтового вертолета при взлете и посадке, изменение силы тяги и крутящего момента несущего винта, а также изменение формы вихревого следа от несущего винта под воздействием экрана.

Литература:

1. Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, Б.С. Гревцов, А.И. Шомов. «Нелинейная лопастная вихревая теория винта и её приложения для расчёта аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолёта». Вестник МАИ, 2009, т.16, №5, С. 24-31;

2. А.И. Шомов, П.В. Макеев, Ю.М. Игнаткин. «Численное моделирование аэродинамических характеристик несущего винта при висении вблизи экрана ограниченных размеров», Общероссийский научно-технический журнал «Полет» №6, М., МАИ, 2018;

3. В.И. Шайдаков. «Приближенные математические модели для исследования работы несущего винта вертолета вблизи экрана», Труды 8-ого форума Российского вертолетного общество, М., МАИ, 2008;

4. З.П. Козлова, Б.С. Крицкий, А.А. Новиков, Д.А. Смолянский. «Моделирование работы шарнирного несущего винта у произвольно ориентированной экранирующей поверхности», Труды 4-ого форума Российского вертолетного общества, Военный авиационный технический университет, М., 2000;

5. Е.А. Борисов, В.А, Леонтьев, Н.Н. Тарасов. «Экспериментальные исследования влияния площадок ограниченных размеров на аэродинамические характеристики несущего винта», Научный вестник МГТУ ГА, 2015;

6. Е.И. Николаев, М.Н. Антошкина. «Расчёт балансировочных характеристик вертолёта вблизи земли», Труды 10-ого форума Российского вертолетного общества, Казань, 2012.

Трехмерная параметрическая оптимизация обводов мотогондолы силовой установки в хвостовой части фюзеляжа с Т-образной схемой оперения

Быковская Е.Д., Лаврищева Л.С., Староверов Н.Н.
ООО «ЛС-Технологии», г. Санкт-Петербург, Россия

В условиях постоянного роста требований к экологичности и реализации энергосберегающей политики в гражданском авиа- и двигателестроении аэродинамическое совершенствование мотогондолы двигателя является важным этапом проектирования летательного аппарата и его силовой установки [1]. Данный вопрос решается применением оптимизации, где ключевым этапом является параметризация сложных криволинейных поверхностей обводов мотогондолы. При создании таких поверхностей с помощью CAD-систем возникает ряд трудностей: сложность работы с исходным математическим описанием изделия, большое количество управляемых параметров, появление осцилляций и зазоров на

поверхностях геометрии [2]. Отсутствие возможности эффективной параметризации обусловили создание технологии трехмерной параметрической оптимизации, базирующейся на российских программных продуктах – Flypoint Parametrica и LS-TECH Framework. В программе Flypoint Parametrica была создана параметрическая модель мотогондолы турбореактивного двухконтурного двигателя, которая представляет собой совокупность NURBS-поверхностей с гладкой стыковкой, построенных по четырем взаимно перпендикулярным осевым сечениям. Благодаря особой параметризации NURBS-поверхностей и наложению на исходные математические распределения деформационных кривых форма мотогондолы меняется в широком диапазоне варьирования параметров в режиме реального времени, позволяя получать разнообразные формы воздухозаборного устройства и сопла смешения в рамках единой параметрической модели. Платформа LS-TECH Framework объединяет и автоматизирует каждый этап: параметризацию, моделирование и оптимизацию, что значительно сокращает время исследований. В данной работе проведена оптимизация формы обводов мотогондолы с целью минимизации окружной и радиальной неравномерности потока [3], а также коэффициента потерь эффективной тяги двигателя. Численное моделирование обтекания компоновки самолета осуществлялось в симметричной стационарной постановке с использованием уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замкнутых моделью турбулентности k-ω SST Ментера. На границах домена задавались условия международной стандартной атмосферы для крейсерского режима полета на высоте 10 км. На диске вентилятора и кольцевых сечениях на выходе из внутреннего и внешнего контуров задавались значения массового расхода и температуры газов. Оптимизация проводилась в два этапа: анализ чувствительности с построением адаптивной метамодели оптимального прогноза и далее – оптимизация по метамодели на базе эволюционного алгоритма с последующей валидацией результатов. В результате оптимизации получена форма мотогондолы, позволяющая снизить показатель окружной и радиальной неравномерности потока на 26,8% и коэффициент потерь эффективной тяги двигателя на 1,6% при сохранении заданных ограничений.

Литература:

1. Савельев А.А. Расчётные исследования обтекания мотогондол гражданских самолётов с учётом ламинарно-турбулентного перехода и методика автоматизированного проектирования их формы: дис. канд. техн. наук: 05.07.01 – Жуковский, 2019–118 с.

2. Лаврищева Л.С. Численное моделирование объектов морской техники и разработка технологии оптимизации формы гребного винта: дис. канд. физ.-мат. наук: 01.02.05 – СПБ, 2018–246 с.

3. Анисимов, К.С. Комбинированный алгоритм определения аэродинамических характеристик с целью оптимизации воздухозаборников дозвуковых летательных аппаратов интегральных компоновок: дис. канд. тех. наук: 05.07.01 – Жуковский, 2017–177 с.

Методические исследования аэродинамических характеристик прямого крыла в АДТ Т-1 МАИ

Волобуев Р.А., Галкин М.Ю.

МАИ, г. Москва, Россия

Любые экспериментальные исследования имеют свои пределы применимости и точность, зависящие от экспериментальной методики. Для получения достоверных результатов необходима проверка совершенства методики, а также изучение влияния различных факторов: державок, состояния поверхности, методов визуализации. Моделями выступают два прямых крыла с удлинением λ = 5 с профилями NACA0018 и NACA0017.5.

Для модели крыла с профилем NACA0018 при малом числе Рейнольдса (Re = 3,95 • 105) образовываемый при обтекании модели ламинарный пузырь появляется на меньших углах атаки, а также происходит более ранний срыв потока.

NACA0018: когда поток проходит над шероховатой поверхностью (после снятия шелковинок), неровности создают дополнительное трение, что приводит к образованию более толстого пограничного слоя. «Реальный» угол атаки уменьшился, что соответствует уменьшению коэффициента подъемной силы на тех же углах атаки. Как следствие

уменьшается индуктивное сопротивление, которое на порядок больше, чем появившийся прирост сопротивления, связанный с увеличением области турбулентного течения по хорде. Для модели крыла, оклеенного плёнкой oracal, с которой сняли вихрегенераторы, возникает срыв потока практически с передней кромки крыла.

После снятия ложных державок и у крыла, оклеенного плёнкой oracal, коэффициент подъёмной сила сначала уменьшается, а потом увеличивается, т.к. на больших углах атаки изменение подъёмной силы происходит из-за сложного взаимодействия между потоком и поверхностью модели. Образуются вихри, снижающие сцепление потока с поверхностью.

Однако на определённом угле атаки, иногда называемом точкой стагнации, поток может изменить своё направление и снова прилипать к поверхности, что приводит к восстановлению подъёмной силы.

NACA0017.5: после снятия вихрегенераторов и шелковинок нулевая подъёмная сила соответствует ненулевому углу, т.е. обтекание стало несимметричным. Снижение подъёмной силы соответствует всему диапазону углов атаки, т.е. после воздействия на поверхность крыла, происходит неравномерное распределение скорости потока по различным участкам крыла.

Оценка возможности использования обычного недорогого тепловизора: при скорости потока V = 24 м/с необходим дополнительный подогрев инфракрасным обогревателем, при скорости V = 48 м/с допустимо работать без подогрева. ЖК-плёнка даёт более информативный результат и картину обтекания. ЖК-плёнка даёт изменение в Cуа, а тепловизор – нет.

Литература:

1. Головкин М.А., Горбань В.П., Дорохов В.Б., Лутовинов В.М., Пономарева В.С., Поскачей А.А., Сухарев В.И., Троицкий В.В., Шестаев С.М. Исследование перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный с помощью тепловизионной системы // Учёные записки ЦАГИ. 1983. Т. XIV. №2.

2. Жаркова Г.М., Коврижина В.Н. Механо-оптические эффекты в жидких кристаллах и их использование для измерения касательных напряжений в аэродинамическом эксперименте // Жидкие кристаллы и их практическое использование. 2022. Т. 22, №3. — С. 6 – 25.

3. Авторское свидетельство №934795.

4. Руководство по проведению типовых экспериментов в дозвуковой аэродинамической трубе Т-1 МАИ 2000.

Улучшение характеристик выполнения задач точного траекторного управления летательными аппаратами

Воронка Т.В., Тяглик М.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В истории развития авиации ключевым моментом стало внедрение технологий, позволяющих автоматизировать процесс полёта. Это напрямую влияет на безопасность выполнения полётного задания. Однако в настоящее время ручное управление остается в качестве основного, а впоследствии будет использоваться в качестве резервного режима управления. В процессе большинства задач пилотирования перед лётчиком стоит задача отслеживания заданной траектории. Чтобы из пункта А переместиться в пункт Б, пилоту необходимо управлять линейными координатами, что в свою очередь подразумевает наличие высокого порядка астатизма [1, 2]. В этой связи, для упрощения выполнения задачи пилотирования летчик выбирает в качестве объекта управления не отклонение линейной координаты от заданной, а угол визирования, образованный как отношение разности в линейных координатах от точки наблюдения к дальности до точки наблюдения.

В настоящей работе было рассмотрено формирование угла визирования для различных задач пилотирования таких, как полет строем, причаливание космического аппарата к международной космической станции в режиме ручного управления, посадка самолета и дозаправка в воздухе. Выявлена общая идеология управления, которая была взята за основу формирования нового информационного поля. Были разработаны математические модели

характеристик управляющих действий летчика (космонавта), которые прошли верификацию и показали хорошую сходимость с результатами экспериментальных данных [3-5].

Выбор параметров нового информационного поля осуществляется путем проведения математического моделирования с использованием математических моделей характеристик управляющих действий оператора. Информационное поле формируется таким образом, чтобы обеспечить возможность наблюдать заданную траекторию движения на оптимальном расстоянии перед собой, создать компенсаторную систему для обеспечения постоянства динамики объекта управления и обеспечить точное движение по заданной траектории движения.

Оценка эффективности разработанного информационного поля была проведена на пилотажном стенде Московского авиационного института. Результаты экспериментальных исследований показали, что во всех задачах траекторного управления использование основанного на закономерностях поведения летчика (космонавта) информационного поля позволяет уменьшить отклонения от заданной траектории, улучшить оценки по шкале Купера-Харпера и уменьшить расходы рычагов управления.

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

1) Thomas T. IVlyers, Duane T. McRuer, and Donald E. Johnston, “Flying qualities and control system characteristics for superaugmented aircraft”, Systems Technology, Inc., December 1, 1984;

2) D.T. McRuer, et al., “Aviation Safety and Pilot Control: On the Effects of Aircraft Pilot Coupling on Flight Safety”, Washington D.C.: National Academy Press, 1997. – p. 220;

3) Ефремов А.В., Система самолет- летчик. Закономерности и математические модели поведения лётчика. – М.: Изд-во МАИ, 2017. – 196с., ISBN 978-5-4316-0437-9

4) Hess.R. Structural model of the adaptive human pilot. J. of Guidance and Control, Vol 3, №5, 1979. P. 416-423.

5) McRuer D.T., Krendel E. Mathematical models of human pilot AGARD AGD-188 1974, 72 pp.

Исследование степени начальной турбулентности потока в рабочей части аэродинамических труб

Галкин М.Ю., Волобуев Р.А.

МАИ, г. Москва, Россия

При проведении эксперимента в аэродинамической трубе необходимо знать степень начальной турбулентности потока в рабочей части для анализа полученных результатов. В данной работе исследовался этот параметр в АДТ лаборатории каф. 106 термоанемометром – одним из самых точных и надежных методов.

Целью настоящей работы является определение степени начальной турбулентности потока [1,2] в рабочих частях АДТ. Испытания проводились в дозвуковых аэродинамических трубах: АДТ Т-1 МАИ, АДТ «Круглая» и АДТ «НК». В работе использовался термоанемометр [4] фирмы Dantec с вольфрамовой нитью 5 мкм. Полученные результаты сравнивались с результатами «классического» метода измерения степени начальной турбулентности потока с помощью шара [2].

Для проведения эксперимента была создана специальная оснастка, позволяющая закрепить термоанемометр в рабочей части исследуемых АДТ. Датчик термоанемометра был про с использованием контрольного приемника полного и статического давления типа ПИТО, измерения перепада давления велись с помощью датчика избыточного давления JUMO. Для получения наиболее достоверных результатов также производились измерения атмосферного давления, температуры в потоке, а также температуры и влажности в зале. В АДТ «Круглая» датчик крепился на подвеске весов, в АДТ «НК» на ось моментного прибора, а в АДТ Т-1 – на штанге координатника.

В результате проведенных исследований получены значения критических чисел Рейнольдса и степени начальной турбулентности для каждой из аэродинамических труб и были

подтверждены заявленные для этих труб характеристики. Также проведены сравнения результатов, полученные во время экспериментов с различными шарами [3].

Для регистрации измеренных значений использовалась измерительная система LTR фирмы L-Card, а также ранее написанная программа, для работы с модулями АЦП LTR11 и LTR27. Для спектрального анализа сигнала на Python была написана программа, реализующая прямое и обратное преобразование Фурье [4].

Литература:

1. Радциг А.Н. Экспериментальная гидроаэромеханика: Учебник – М.: Изд-во МАИ, 2004г. – 296 с.: ил.

2. Горшенин Д.С., Мартынов А.К. «Методы и задачи практической аэродинамики.» — М.: Машиностроение, 1977, 240 с.

3. Гульханова Э.В. Выпускная квалификационная работа бакалавра кафедра 105 МАИ «Исследование степени начальной турбулентности потока в аэродинамических трубах кафедры 105 МАИ при помощи шара», МАИ 2023 г.

4. Галкин М.Ю. Выпускная квалификационная работа бакалавра кафедра 105 «Исследование степени начальной турбулентности потока в аэродинамических трубах кафедры 105 МАИ при помощи термоанемометра», МАИ 2023 г.

Технологии разработки программных моделей для авиационных симуляторов

Гнедов А.В., Матюнин В.И., Ефремов Е.Ю., Попыкин А.В.
ФАУ «ГосНИИАС», г. Москва, Россия

Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем (ГосНИИАС) с момента участия в разработке комплексного тренажера SSJ-100 накопил значительный опыт в области моделирования самолетных систем. В институте ведется разработка ПО математических моделей самолетных систем для стендов прототипирования, комплексирования и устройств обучения. В настоящее время ГосНИИАС участвует в ряде таких проектов, что свидетельствует об актуальности деятельности института в сфере авиационных симуляторов.

Математические модели самолётных систем авиационных симуляторов должны отвечать следующим требованиям:

- Точность воспроизведения интерфейсов между системами для обеспечения сопряжения с реальным оборудованием;
- Масштабируемость для возможности наращивания функционала по мере уточнения исходных данных;
- Работа в реальном времени;
- Выполнение требований, предъявляемых к тренажерным компонентам (специальные тренажерные функции).

Одним из основных инструментов для работы с моделями является разработанная в ГосНИИАС Автоматизированная информационная система интеграции программного обеспечения (АИСИПО). АИСИПО содержит базу данных и инструменты управления для разработки информационных связей между моделями, а также библиотеку автоматизации, которая поддерживает работу с системами контроля версий, способна запускать исполняемые файлы с различными параметрами и вести детальное логирование.

АИСИПО сильно интегрирована в процесс создания полного комплекта ПО авиационного симулятора, так как позволяет обеспечивать взаимодействие отдельных моделей между собой на уровне интерфейсов. Пользуясь этой информацией, автоматически генерировать требуемые для работы симулятора файлы, автоматически проводить сборку полного комплекта ПО для стенда и его последующее тестирование. Все это значительно снижает трудоемкость разработки и ускоряет процесс выявления и устранения ошибок.

Таким образом, АИСИПО дополняет существующий набор программных средств играющих важную роль в разработке авиационных симуляторов, выполняя ключевую функцию объединения отдельных компонентов программного обеспечения в единое целое. Эта технология, является инновационным решением, способствующим повышению эффективности и качества разработки авиационных симуляторов.

Математическое моделирование системы самолет-летчик на базе теории оптимальных систем для исследования задач многомодального управления

Гришина А.Ю., Ефремов А.В., Ефремов Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Множество задач, выполняемых летчиком, нельзя свести к схеме одноконтурного слежения, они требуют рассмотрения системы самолёт-летчик как многоконтурной, многоканальной или многомодальной системы [1]. Это приводит к осложнению экспериментальных исследований и к тому, что множество вопросов, касающихся таких задач остаются неизученными.

В настоящей работе выполнены серии экспериментальных исследований по выявлению закономерностей характеристик системы самолет-летчик в задачах многомодального управления, в которых летчик помимо визуальной информации воспринимает вестибулярную и кинестетическую информацию. Полунатурное моделирование на пилотажном стенде осуществлялось для двух различных задач пилотирования (стабилизация и компенсаторное слежение командного сигнала), а также для двух типов рычагов управления, передающих сигналы пропорционально перемещению рычага и пропорционально прикладываемым к нему усилиям.

Полученные результаты позволили учесть влияние фактора подвижности на выполнение задач стабилизации и отслеживания командного сигнала в боковом канале управления при математическом моделировании системы самолет-летчик. Предложена модификация оптимальной модели управляющих действий летчика [2-3], дополненная обратными связями по акселерационной и проприоцептивной информации, вводимыми летчиком, что расширяет возможности ее использования для решения прикладных задач. Обратные связи реализованы, путем расширения матрицы состояний, а также добавления в нее вспомогательных элементов, которые выполняют функцию их сокращения из прямой цепи. Результаты математического моделирования демонстрируют, что разработанная модификация оптимальной модели характеристик управляющих действий летчика позволяет добиться близких результатов экспериментальных исследований и математического моделирования.

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

Литература:

1. Ефремов А. В. «Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», Москва, МАИ, 194 стр., 2017 г.

2. Kleinman D.L., Baron S., Levison W.H. An optimal control model of human response. Automatica, vol. 6, 1970, pp.357-369.

3. David K. Schmidt. Optimal Flight Control Synthesis via Pilot Modeling. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 2, issue 4, pp. 308-312.

Принцип формирования прогнозной оценки технического состояния высоконагруженных агрегатов и узлов вертолетной техники

Есипович О.А., Бельский А.Б., Чобан В.М., Прядкин С.П.
АО «НЦВ Миль и Камов», г. Москва, Россия

В бортовой системе контроля (БСК) технического состояния (ТС) силовых элементов конструкций (СЭК) вертолёта содержится несколько групп датчиков вибраций и деформаций, установленных в зонах высоконагруженных агрегатов и узлов вертолета для отслеживания уровня нагрузок и осуществления контроля ТС СЭК, а также прогнозирования возможности увеличения ресурса агрегатам вертолета.

Алгоритм строится на основе аппроксимации неизвестных условных апостериорных законов распределения бета-распределениями (Пирсона I рода) с неизвестными параметрами. Эти параметры связаны известными алгебраическими формулами с условными апостериорными математическими ожиданиями (МО) и ковариационными матрицами (КМ) оцениваемого сигнала от датчиков БСК при фиксированных ТС агрегата вертолета. В результате получается замкнутая система рекуррентных уравнений для апостериорных

вероятностей состояния структуры, МО и КМ сигнала, что хорошо адаптируется к изменениям параметров сигналов от датчиков в случае изменения нагрузки или ТС СЭК. Основное достоинство аппроксимации неизвестного бета-распределения (аппроксимирующего распределения сигнала с датчиков БСК) заключается в том, что форма кривой плотности вероятности бета-распределения изменяется в весьма широких пределах в зависимости от значений параметров α и β.

Алгоритм функционально разделен на четыре взаимосвязанных и одновременно работающих блока: классификатор структуры, идентификатор структуры, фильтр и дисперсиометр. Хронологически алгоритм работает по двухэтапной схеме «прогноз-коррекция». Смена режимов работы СЭК описывается случайной марковской цепью. Выходной сигнал обнаружителяimage001.png– условная марковская цепь с 2 состояниями «исправно» и «неисправно». Особенностью алгоритма оценивания вероятности отказа агрегата является то, что определяемые оценки являются приближенно-оптимальными: аппроксимация неизвестных условных законов распределения сигнала от датчика БСК при фиксированных значениях 2 параметров бета-распределения. Алгоритм адаптируется к изменениям сигнала от датчика ТС, так как параметры его блоков – классификатора, фильтра и дисперсиометра – зависят от показаний индикатора структуры и датчика БСК.

Вывод о прогнозном ТС СЭК вертолета осуществляется на основе результатов работы алгоритма адаптивного оценивания неизвестных вероятностей отказов СЭК вертолета, как вероятностей переходов ТС СЭК. Таким образом, на основании неточных измерений от датчиков БСК (при развитии отказного состояния) за счет байесовской оценки вероятности изменения структуры системы, осуществляется прогнозирование ТС каждого СЭК вертолета.

Снижение рисков срыва сроков и превышения запланированных ресурсов при реализации авиационных проектов

Зинина А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день проблема срыва сроков и превышения запланированных ресурсов является ключевой при реализации любого проекта. Данная проблема особенно актуальна для авиационной отрасли, так как в условиях наложенных санкций необходимо повышать конкурентоспособность отечественной авиационной техники. При реализации программ импортозамещения, вопрос сроков и ресурсов является критичным.

Рассмотрены существующие методы и инструменты контроля проектов с целью решения изложенной проблемы. Методы и инструменты разделены по подгруппам: основные методы, программное обеспечение, экспертные методы, нормативные документы. Каждая подгруппа имеет ряд недостатков, таких как отсутствие специфики отрасли, ограничения доступа, необходимость изучения метода, оплата труда приглашенных специалистов, обобщенный характер требований. В ходе изучения методов и инструментов, наиболее выгодным путем контроля качества реализации проекта будет применение нормативной документации. Достоинства применения нормативных документов заключаются в учете специфики отрасли, формулировке требований, качественной проработке рисков и конфигурации, требования подразумевают постоянное развитие, информационной доступности, отсутствие потребности финансовых вложений. К недостаткам – широкий спектр применимости, затруднительное использование как самостоятельного инструмента, требования носят обобщенный характер.

Целью данной работы является разработка такой методики, которая приведет к снижению рисков срыва сроков и превышению запланированных ресурсов.

Предлагается решение, на основе стандартов ГОСТ Р 58849—2020 «Порядок создания авиационной техники гражданского назначения» и ГОСТ Р 58876—2020 «Системы

менеджмента качества организаций авиационной, космической и оборонной отраслей промышленности».

Выбор оптимального подкрепления тонкостенных конструкций при расчёте на потерю устойчивости

[1]Исакин В.П., [2]Абрамов Я.С., [2]Романенко В.Д.
[1]МАИ; [2]ОКБ А.И. Микояна, г. Москва, Россия

При проектировании тонкостенных конструкций перед инженером стоит важная задача минимизации веса конструкции при условии обеспечения прочности, эксплуатационной технологичности и живучести [1]. На этапе проектирования деталей и узлов агрегатов самолёта для исследования потери устойчивости используются формулы, учитывающие толщину и шаг подкрепляющих элементов. Данный подход не позволяет рассмотреть множество возможных альтернатив конструкции тонкостенных элементов.

В данной работе, для нахождения области (условий ограничений) Парето оптимального множества альтернативных конструкций, удовлетворяющих условию минимума массы и прочности, рассматривается объём материала, работающий на сдвиг, не теряющий устойчивость при заданной нагрузке [2]. Поиск оптимальной геометрии подкрепляющих элементов проводится с условием сохранения эквивалентного объёма и обеспечения необходимого запаса прочности. Объём материала тонкостенной конструкции, затрачиваемый на подкрепляющие элементы и стенку, соответствует объёму сплошной стенки без подкрепляющих элементов, которая не теряет устойчивость.

Типы подкрепляющих элементов, рассматриваемых в данной работе: стенки с отверстиями (отбортовкой), стенки с гофрой (рифтами), стенки с рёбрами.

Расчёт потери устойчивости производился в программном обеспечении MSC Patran, методом конечных элементов [3].

Отверстия (отбортовки) повышают критические напряжения потери устойчивости, однако само отверстие создаёт концентраторы напряжений, что отрицательно сказывается на прочности конструкции. При этом введение дополнительных рёбер, снижающих напряжения, приводит к увеличению массы элемента и неравномерному включению материала в работу.

Гофрированные стенки имеют высокие критические напряжения, однако в зоне радиусов и переходов рифта в плоскую стенку образуются значительные концентраторы напряжений. Образование трещин приводит к выключению материала из работы и разрушению конструкции.

После формирования Парето оптимального множества были получены варианты подкрепляющих элементов. Рёберную конструкцию следует применять при высоких нагрузках на элемент, имеющий среднюю относительную высоту. Наиболее удачной конструкцией при этом является вафельная конструкция. При высокой относительной высоте применяют ферменные конструкции. При меньших нагрузках выгодно использовать гофр или рифты. Данные конструкции имеют наилучшую весовую отдачу. Отбортовки и отверстия хорошо показывают себя в малонагруженных конструкциях.

Литература:

1. Попов, Ю. И. К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета / Ю. И. Попов, С. А. Серебрянский, М. В. Майсак // Справочник. Инженерный журнал. – 2019. – № 12(273). – С. 32-39. – EDN PJOIAQ.

2. Абрамов, Я. С. Влияние конструктивно-силовой схемы и материала агрегата на обеспечение прочности при условии минимума массы / Я. С. Абрамов, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика : Тезисы 22-ой Международной конференции, Москва, 20–24 ноября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 6. – EDN LJWQCZ.

3. Данилевский, А. А. Программа для поиска оптимального расположения стоек лонжерона и оценки их общей массы / А. А. Данилевский, А. В. Гостев // Авиация и космонавтика : Тезисы 22-ой Международной конференции, Москва, 20–24 ноября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 16-17. – EDN NONJXO.

Поверочный расчет лопасти на случаи раскрутки и торможения несущего винта вертолета в условиях ветра

Каргаев М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В качестве особого требования, помимо прочих, предъявляемого к проектируемой лопасти несущего винта вертолета можно выдвинуть необходимость обеспечения безопасной раскрутки и торможения несущего винта в условиях неспокойной атмосферы вплоть до заданной скорости ветра. Косвенные упоминания о необходимости выполнения данного требования приводятся в нормах летной годности вертолетов [1]. Целевая скорость ветра должна выбираться из анализа ветровых режимов регионов [2], в которых предполагается эксплуатация вертолета.

Традиционно параметры лопастей выбираются главным образом исходя из требований обеспечения их статической и усталостной прочности, а также аэроупругой устойчивости. Для особых случаев эксплуатации задача сводится к определению ограничений и установлению правил эксплуатации, обеспечивающих допустимые уровни возможных при этих ограничениях максимальных нагрузок или перемещений. Поверочный расчет для случаев раскрутки и торможения винта в условиях ветра состоит в подтверждении требуемой предельной скорости ветра, при которой обеспечивается достаточный зазор между лопастями несущего винта и другими частями конструкции предотвращающий удар лопастей об элементы планера вертолета в любых ожидаемых условиях эксплуатации [3].

Выполнено моделирование совместных изгибно-крутильных колебаний лопасти в процессе раскрутки несущего винта вертолета в условиях «ступенчатого» порыва ветра с различными скоростями. Проанализированы полученные перемещения конца лопасти. Построена зависимость величины максимального за раскрутку несущего винта перемещения конца лопасти на участке его траектории, соответствующем азимутальному положению хвостовой балки вертолета, от величины порыва ветра. Для модельной лопасти определена предельная скорость ветра.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-79-00045, https://rscf.ru/project/24-79-00045/.

Литература:

1. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории НЛГ-29, 2022 г. – 151 с.

2. Минин В.А., Никифорова Г.В. Районирование режимов повторяемости скоростей ветра в районах европейского севера России// Труды Кольского научного центра РАН. – 2018. – Т.9, №3-16. – С. 147-157.

3. Каргаев М.В. Расчет динамических напряжений в лопасти несущего винта вертолета на базе нелинейной модели нагружения при нестационарном воздействии ветра// Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2020. – № 4. – С. 52 – 60.

Системный подход к исследованию путей передачи виброакустического воздействия на элементы конструкции планера самолёта RRJ-95

Клепцов В.И.
ПАО «Яковлев», г. Москва, Россия

Динамический отклик элементов конструкции на внешние воздействия определяется, в равной степени, как частотными характеристиками объектов, так и видом нагружения, его частотой и интенсивностью [1]. Для разработчика самолёта практический интерес представляет напряжённо-деформированное состояние (НДС) деталей, находящихся в условиях установившихся вынужденных колебаний [2]. В силу многообразия вариантов взаимодействия упругих конструкций с переменными по времени нагрузками, а также, из-за методически сложных [3] и ресурсоёмких расчётных методов динамики конструкций, представляется целесообразным применение комбинированного расчётно-экспериментального подхода к исследованию НДС. Предложено зарегистрировать в едином времени показания микрофонов [4], датчиков давления и акселерометров вблизи и на поверхности исследуемого агрегата конструкции при эксплуатационном нагружении.

Расположение первичных преобразователей и анализ результатов должны быть такими, чтобы можно было осуществить идентификацию акустических [5] и упругих [6] мод, установить связи между ними. Дальнейшая декомпозиция подразумевает локализацию конструктивных элементов с существенными уровнями вибрации, подготовку и настройку их расчётных моделей [7], определение НДС и потенциально опасных критических мест с использованием соотношений механики деформируемого твёрдого тела. Отдельные этапы предполагаемой методики отработаны на опытных самолётах RRJ-95 в частотном диапазоне первых роторных гармоник маршевых двигателей, от 25 Гц до 300 Гц.

Литература:

1. Михеев Р.А. Прочность вертолётов – М.: Машиностроение, 1984.

2. Рекомендательный циркуляр РЦ-АП25.571-1А «Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции» - ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, 2015 г.

3. Сагомонова В.А., Сытый Ю.В., Кислякова В.И., Долгополов С.С. Исследование демпфирующих свойств вибропоглощающих материалов на основе термоэластопластов //Авиационные материалы и технологии. 2014. № S3. С. 5-10.

4. Мошков П.А. Проблемы проектирования гражданских самолётов с учётом требований по шуму в салоне // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т.26. №4. С. 28 – 41. DOI: 10.34759/vst-2019-4-28-41.

5. Справочник по акустике/Иофе В. К., Корольков В. Г., Сапожков М. А./Под ред. М. А. Сапожкова. – М.: Связь, 1979.

6. Дэссинг О. Испытания конструкций. Часть 1. Измерения механической подвижности – Брюль и Кьер. 1989.

7. Дэссинг О. Испытания конструкций. Часть 2. Анализ мод колебаний и моделирование – Брюль и Кьер. 1989.

Вариативные цифровые модели фланцевых соединений разветвленных трубопроводных коммуникаций агрегатов авиационной техники

Колесник О.А., Миронова Л.И., Босак Д.Б.

МАИ, г. Москва, Россия

Многие агрегаты авиационной техники являются сложными техническими системами, функционирование которых осуществляется работой пневматических и гидравлических устройств, передающих энергию носителя по разветвленным трубопроводным коммуникациям. Сами трубопроводные коммуникации имеют большое количество стыковочных узлов в трубопроводах, соединения которых осуществляется при помощи, например, фланцевых соединений [1].

Одной из проблем создания надежного соединения трубопроводов является приварка фланцев к трубам. Такую операцию не всегда осуществляют в производственных условиях. Так, например, при ремонте агрегатов стыковку труб могут проводить по месту нахождения техники, т.е. в «полевых» условиях, что требует разработки технологического регламента проведения сварочных работ.

Как, известно, сварка металлов имеет свои особенности. Элементы сварных конструкций в зоне сварного соединения имеют значительную неоднородность материала и высокий уровень остаточных напряжений, которые способствуют коррозионному растрескиванию, послесварочному изменению формы и размеров [2]. Все эти негативные факторы существенно влияют на работоспособность и прочностную надежность герметичных конструкций.

Отработку сварочного процесса целесообразно проводить на цифровых моделях, которые в настоящее время широко внедряются в проектную практику организаций и предприятий авиационной отрасли.

Разрабатывая несколько вариантов цифровых моделей, учитывающих конструктивное исполнение, материал, методы и условия сварки, можно проводить имитационное моделирование, как технологического процесса сварки, так и непосредственно сварного соединения в условиях, близких к эксплуатационным. Такой подход позволяет провести выбор оптимальной конструкции соединения, отвечающей требованиям прочности и герметичности изделия в целом.

Покажем это на моделях, построенных для различных конструктивных исполнений соединения фланца с трубой, в которых при прочих равных параметрах расположение сварного шва от тарели фланца до трубы изменяется по осевой координате. Процесс сварки сопровождается высокоградиентными температурными воздействиями, приводящие к образованию упругих и пластических деформаций в соединении. Их распределение во многом зависит от расположения сварного шва [3].

Исследование упругопластического состояния в зоне технологического влияния проведем методом конечных элементов в программном комплексе Abaqus. Наиболее оптимальное исполнение конструкции будет иметь низкий уровень остаточных напряжений и меньшую деформативность, а также отвечать требованиям технологичности и прочности сварного шва.

Литература:

1. Миронова Л.И., Колесник О.А., Босак Д.Б. Расчетные модели контактного взаимодействия элементов уплотнительного стыка во фланцевых соединениях авиационной техники // Транспортное, горное и строительное машиностроение: наука и производство. 2024. №27. С. 17-23.

2. Макаров Э.Л., Коновалов А.В. Система компьютерного анализа свариваемости и технологии сварки легированных сталей // Сварочное производство. 1995. № 3. С. 6-9.

3. Миронова Л.И. Исследование термонапряженного состояния сварного соединения тонкостенной оболочки с призматическим основанием // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2015. №2. С. 92-96.

Разработка математической модели системы самолет-летчик для исследования задачи многоконтурного управления

Корзун Ф.А., Ефремов А.В.

МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время большинство задач управления в продольном канале рассматривают в предположении одноконтурной задачи управления. Такой подход не позволяет достоверно описать различные этапы полета, поскольку, как правило, летчику приходится отслеживать сразу несколько фазовых координат. В связи с этим есть необходимость разработки математической модели системы самолет-летчик для задачи многоконтурного управления. В работе рассматривается задача точного управления высотой, в предположении, что в одном случае летчик вводит дополнительную обратную связь по углу тангажа, а в другом по вертикальной скорости. Проведена модификация существующего метода коэффициентов Фурье для задачи многоконтурного управления и проведено полунатурное моделирование на пилотажном стенде МАИ НИЛ ПССЛ для выявления основных закономерностей поведения летчика в задаче многоконтурного управления. Проведено математическое моделирования многоконтурной системы самолет-летчик с использованием модели описывающих функций летчика для нескольких сочетаний координат, с учетом его шумовой составляющей, с оптимизацией коэффициентов модели действий летчика и минимизацией дисперсии сигнала ошибки отслеживания высоты. Произведено сравнение двух математических моделей для выбора замыкаемых контуров, при которых будет наибольшая точность отслеживания дисперсии сигнала ошибки по высоте. По результатам полунатурного моделирования была подтверждена адекватность результатов, полученных в ходе математического моделирования с экспериментом при полунатурном моделировании и показано, что вариант образования внутреннего контура по углу тангажа обеспечивает наивысшую точность отслеживания высоты.

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

Литература:

1. А.В. Ефремов и др. «Летчик как динамическая система», Москва, Машиностроение, 1992.

2. А.В. Ефремов, «Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», М.: Издательство МАИ, 2017.

Оптимальные толщины монослоёв, шаг, высота стенки, ширина полки стрингера и схемы укладки пакетов при размерно-весовом проектировании панелей летательных аппаратов из композиционных материалов с ограничениями по уточнённой теории устойчивости

Корольский В.В., Гавва Л.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Математическое моделирование требуется на ранних этапах, при рабочем проектировании, для отработки силовых конструкций крыла. Работа выполнена с целью построения спектра оптимальных проектных параметров – толщин монослоёв, расстояний между стрингерами, оптимальных комбинаций высоты стенки, ширины полки стрингера и схем укладки пакетов – при размерно-весовом проектировании панелей несущих поверхностей летательных аппаратов (ЛА) из композиционных материалов с ограничениями на основе уточнённой теории потери устойчивости.

Разработан подход к оптимальному проектированию и сформулировано аналитическое решение задачи оптимального проектирования конструктивно анизотропных панелей ЛА минимальной массы из полимерных композиционных материалов [1]. Оптимальный размерно-весовой проект базируется на условии ограничения величины меньшего критического усилия действующей внешней сжимающей нагрузкой. Запас по устойчивости полагается равным единице. Оптимизационный алгоритм для задачи оптимального проектирования сводится к исследованию целевой функции веса панели как функции одной или нескольких переменных на условный экстремум в строгой математической постановке с использованием аналитических подходов в сочетании с численным методом нелинейного программирования.

Линеаризованная проблема потери устойчивости панели сводится к решению краевых задач для дифференциального уравнения в частных производных восьмого порядка в прямоугольной области, так как изгиб и плоское напряженное состояние связаны. Решение дифференциального уравнения деформированной поверхности восьмого порядка с чётными производными по каждой из координат для ортотропной структуры строится в двойных тригонометрических рядах в замкнутом виде.

Представлены результаты численной реализации оптимального размерно-весового проекта методом градиентного поиска для плоских прямоугольных стрингерных панелей из углепластика с несимметричными структурами по толщине пакетов обшивки и полки стрингера. Демонстрируется авторская MATLAB-программа, которая выступает в качестве составной части комплекса сервисов для разработки, апробации и использования новых методов в области оптимального весового проектирования и контроля массы летательных аппаратов. Программа выполняет контроль рассчитанных оптимальных геометрических параметров на заданные ограничения.

Программа позволяет с высоким быстродействием определять оптимальные толщины слоёв, оптимальные расстояние между рёбрами жёсткости и число стрингеров, сочетания высоты стенки и ширины полки стрингера, оптимальное значение целевой весовой функции, величины критических усилий общей изгибной формы потери устойчивости и многоволнового крутильного выпучивания панели как ограничений при проектировании, параметры волнообразования изгибной и крутильной форм потери устойчивости панели. Оптимальное проектирование элементов планера самолета с ограничениями, построенными в рамках уточнённой теории, является базисом для снижения массовых характеристик ЛА на основе представленных результатов многоуровневой комбинаторной оптимизации.

Литература:

1. Korolskii V.V., Turbin N.V., Gavva L.M. Manipulation of optimal size-weight project parameters of composite structurally anisotropic aircraft panels with restrictions according to the refined buckling theory |// Aerospace Systems. 2024. Vol. 7 (1). https://doi.org/10.1007/s42401-024-00277-2.

Технология трехмерной параметрической оптимизации внешних обводов сверхзвукового пассажирского самолета

[1]Лаврищева Л.С., [1]Староверов Н.Н., [2]Стрелец Д.Ю., [2]Арифуллин Р.Х.
[1]ООО «ЛС-Технологии», г. Санкт-Петербург, Россия
[2]МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время в авиационной отрасли важной задачей является оптимизация элементов планера и полной компоновки летательных аппаратов. Специалисты по всей стране работают над улучшением аэродинамических характеристик объектов авиационной техники при снижении затрат на их проектирование, изготовление и обслуживание [1]. Одним из главных вопросов при подходе к оптимизации сложных криволинейных поверхностей, таких как крыло самолета, мотогондола и фюзеляж является параметризация этих объектов. Однако, получение цифровой параметрической модели самолета сопряжено с большими трудностями, вследствие большого числа точек в его исходном математическом описании. Важно не только создать полностью параметрическую трехмерную модель, но и обеспечить ее перестроение в режиме реального времени [2]. Осознавая многочисленные проблемы параметризации, и опираясь на многолетние исследования в этой области, был создан российский программный продукт Flypoint Parametrica, базирующийся на собственном геометрическом ядре, которое обеспечивает полную свободу при выборе управляемых параметров модели. Важно подчеркнуть, что процесс оптимизации не ограничивается только созданием трехмерной параметрической модели и накладывает дополнительные требования по эффективности автоматизированной работы всех элементов расчетной оптимизационной цепочки. Представленная технология исключает процесс ручной доработки геометрии, а процессы настройки CFD-решателя и передачи данных между программами полностью автоматизированы внутри цикла оптимизации. Этот результат достигается благодаря программной платформе LS-TECH Framework, которая помогает интегрировать в единый оптимизационный цикл различные расчетные коды, серьезно снижая трудоемкость задач оптимизации, и ускоряя получение результата [3]. В данной статье рассматривается разработка технологии трехмерной аэродинамической оптимизации элементов планера сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) на крейсерском режиме полета с использованием программных продуктов Flypoint Parametrica и LS-TECH Framework. В качестве инструмента численного моделирования обтекания объекта рассмотрены программные комплексы Ansys Fluent и Star-CCM+, а в качестве оптимизаторов – Ansys optiSLang и IOSO. На первом этапе работы проведена оптимизация формы крыла сверхзвукового пассажирского самолета с целью повышения коэффициента аэродинамического качества компоновки при условии сохранения значения подъемной силы не менее исходной. В качестве управляемых параметров использованы показатели, управляющие стреловидностью и удлинением крыла. За 225 итераций удалось достичь оптимальной конфигурации крыла при повышении аэродинамического качества на 4,55%. Далее рассмотрена задача оптимизация формы фюзеляжа СПС. Используя всего 3 параметра, за 300 итераций получен прирост аэродинамического качества на 1,05% при сохранении заданных ограничений.

Литература:

1. A.S. Kozelkov; D.Yu. Strelets; M.S. Sokuler; and R.H. Arifullin. Application of Mathematical Modeling to Study Near-Field Pressure Pulsations of a Near-Future Prototype Supersonic Business Aircraft. Journal of Aerospace Engineering. Vol. 35. Issue 1. 2022.

2. Официальный сайт компании ООО «ЛС-Технологии» [Электронный ресурс]. URL: https://ls-technologies.ru/.

3. Лаврищева Л.С. Численное моделирование объектов морской техники и разработка технологии оптимизации формы гребного винта: дис. канд. физ.-мат. наук: 01.02.05: защищена 20.02.2019/– СПБ, 2018. – 246 с.

Использование цифровой модели контроля качества при решении задач управления промышленным предприятием

Лесик Е.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В условиях цифровизации для обеспечения конкурентоспособной продукции необходимо не только внедрять новые цифровые технологии, но также обеспечивать совершенствование процессов управления промышленным предприятием в целом. Одним из направлений решения указанной проблемы является обеспечение качества выпускаемой продукции путем внедрения цифрового двойника системы качества предприятия.

В рамках проводимого исследования цифровая модель организации аэрокосмической отрасли была рассмотрена как система взаимосвязанных ресурсов этой организации, где связи между ресурсами организации обеспечиваются благодаря выполнению определенных действий, изменяющих состояние этих ресурсов [1]. За основу построения такой модели была принята документация, регламентирующая деятельность организации по выпуску готовой продукции, в том числе конструкторско-технологическая и производственная документация, внутренние стандартны организации по проведению процедур контроля качества.

В результате проведенного исследования было установлено, что именно действия системы контроля качества обеспечивают основную обратную связь для системы управления организацией, информируя о наличии или отсутствии отклонений в ходе производства. Таким образом, информация, предоставляемая системой контроля качества, наполняют цифровую модель организации, лежащую в основе ее цифрового двойника, фактическими данными о состоянии предприятия на текущий момент времени. Основным результатом исследования является цифровая модель промышленной организации, включающей в себя операции по контролю качества ресурсов, используемых или задействованных в процессе изготовления готовой продукции.

Предложенная цифровая модель может использоваться для решения различных задач организации, а именно планирования производственной программы, учета и отчетности о текущем и прогнозном состоянии организации, а также для решения задач оперативного управления организацией, в частности, для принятия решений по управлению несоответствующей продукции. Так как предлагаемая модель системы контроля качества входит в состав комплексной цифровой модели предприятия, то ее применение позволяет ускорить процесс сбора, анализа и формирования отчетности о состоянии ресурсов предприятия, сократить срок между обнаружением несоответствий и принятием управленческих решений по их устранению, а также срок по установлению влияния обнаруженных несоответствий на ход всего производства, за счет включения соответствующих связей между ресурсами организации в состав цифровой модели.

Литература:

1. Е.С. Лесик, Д.А. Макаров, С.Н. Падалко докт. техн. наук, А.М. Станкевич, Базовые процессы функционирования цифровой организации — М: НТВП, 2023.

Отдельные аспекты подготовки нормативно-справочной документации для цифрового производства. Межцеховые полуфабрикаты

Макаров Д.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Ключевой задачей, возникающей в процессе цифровизации производственного предприятия, является формирование подробной и актуальной цифровой модели предприятия, что, в свою очередь, требует наличия актуальной цифровой нормативно-справочной информации, описывающей, в частности, технологию изготовления продукции.

Формирование технологической документации, применительно к конкретному производству, выполняется на этапе подготовки и освоения производства данного изделия. Однако несмотря на то, что данный этап на большинстве предприятий сейчас выполняется с использованием систем управления данными об изделии, получающаяся цифровая технологическая документация не всегда адекватно подходит для использования в системах управления производством. Одной из причин является концептуальное различие в

представлении данных – технологическая документация, как и лежащая в её основе конструкторская документация формируется в виде модели изделия. В то время как системы производственного планирования оперируют данными в виде модели предприятия. Данное противоречие приводит к необходимости преобразования данных на стыке систем управления технологическими данными и систем производственного планирования.

В качестве примера проявления указанной разницы в моделях рассматривается отсутствие в классической технологической документации межцеховых полуфабрикатов, которое существенно затрудняет производственное планирование на коротких и средних сроках. Технические возможности современных интеграционных интерфейсов позволяют обеспечить автоматическое преобразование технологической документации, с помощью которого можно решить данную проблему. Однако нужно учитывать, что полностью автоматическое формирование межцеховых полуфабрикатов имеет не только положительные, но и существенные отрицательные последствия. Эффективным в данном случае будет решение, сочетающее автоматическое преобразование и определенное участие технолога в подготовке нормативной документации для систем производственного планирования.

Литература:

1. Е.С. Лесик, Д.А. Макаров, С.Н. Падалко докт. техн. наук, А.М. Станкевич, Базовые процессы функционирования цифровой организации — М: НТВП, 2023.

Сравнительное исследование аэродинамических характеристик соосного и эквивалентного несущих винтов на базе нелинейной вихревой модели

Макеев П.В., Константинов С.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Соосный несущий винт (НВ), состоящий из верхнего (ВВ) и нижнего (ВН) винтов, вращающихся в разные стороны и имеющих конструктивный разнос плоскостей вращения, обладает рядом преимуществ в аэродинамических характеристиках (АДХ) по сравнению с одиночным НВ [1]. Соосный НВ обычно сравнивают с эквивалентным одиночным НВ того же радиуса, имеющим двойные число лопастей и заполнение. Эквивалентный НВ также используется в методах аэродинамического расчета, базирующихся на импульсной и дисковой вихревой теориях. Для учета эффектов соосного НВ при этом используют специальные коэффициенты, которые вводятся в индуктивную составляющую мощности НВ, вычисляемую отдельно от профильной. Предлагаемые в литературе зависимости указанных коэффициентов получены на базе приближенных моделей, не учитывающих в полной мере все особенности аэродинамики соосных НВ [2] и требуют уточнения. Для этого необходимо применение современных моделей, учитывающих особенности формирования нелинейного вихревого следа за лопастями НВ и их аэродинамическую интерференцию.

Представленная работа посвящена сравнительному исследованию АДХ соосного и эквивалентного НВ на режимах висения и горизонтального полета. В качестве примера рассмотрен соосный НВ вертолета Ка-226 и эквивалентный ему одиночный НВ. Исследования выполнены на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта, разработанной на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ. Достоверность расчетов АДХ соосного НВ подтверждена сравнением с данными экспериментов [3] и расчетов на базе подхода URANS [4]. Рассмотрены режимы висения и горизонтального полета (ГП) в диапазоне скоростей V = 0–60 м/с. Расчеты выполнены с учетом балансировки вертолета при условии, что сила сопротивления планера в случае соосного и эквивалентного НВ одинаковы. Выбранные углы атаки и параметры управления НВ обеспечивали на каждом из рассмотренных режимов полета необходимые значения суммарной тяги T и пропульсивной силы X, а также путевую балансировку (равенство крутящих моментов ВН и ВВ).

Установлено, что потребная мощность соосного НВ на висении на 6% меньше, чем у эквивалентного НВ при равных значениях силы тяги. С ростом скорости ГП выигрыш в потребной мощности соосного НВ сначала возрастает до 9% (при V=20 м/с), а затем плавно снижается до 7,5% при V=30 м/с и до 4,5% при V=40 м/с и 3% при V=50 м/с. На скоростях полета свыше V=60 м/с разницы в потребной мощности между винтами не наблюдается.

Таким образом, полученные результаты могут использоваться в качестве уточненной поправки при расчете АДХ соосного НВ с использованием модели эквивалентного НВ.

Литература:

1. Петросян Э.А. Аэродинамика соосного вертолета // М: Полигон-Пресс. – 2004. - 820 с.
2. Шайдаков В.И., Игнаткин Ю.М., Маслов А.Д. Аэродинамические характеристики несущих винтов двухвинтовых вертолетов // Учебное пособие. – М.: МАИ, 1983. – 40 с.
3. Vassiliyev B.A., Kvokov V.N., Pavlidi F.N., Petrosian E.A., Feofilov E.B. The Ka-226 Helicopter Flight Performance and Its Compliance with the Modern Requirements // Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum. – 2007. - 12 p.
4. Ignatkin Y.M., Shomov A.I., Konstantinov S. G., Makeev P.V., Nikitin S.O. Comparative Study of Coaxial Main Rotor Aerodynamics at Forward Flight Based on Free Wake Model and Unsteady Reynolds-Averaged Navier–Stokes Method // Journal of Aerospace Technology and Management. – 2022. - Vol. 14. - 13 p.

Подход к формированию весового облика цифровой модели административного самолета

[1]Мелконян Р.В., [1]Серебрянский С.А., [2]Арутюнов А.Г.
[1]МАИ, г. Москва, Россия
[2]ООО «Газпром ТЕХ», г. Санкт-Петербург, Россия

В настоящее время сроки проектирования самолета являются одним из ключевых аспектов для заказчика. При увеличении сроков проектирования технические решения, принятые в проекте, могут устареть еще до его реализации. Для эффективного проектирования нового самолета при ограниченных ресурсах и времени необходима высокая степень точности в прогнозировании его характеристик на стадии разработки.

Концептуальное проектирование представляет собой наиболее важный этап в процессе создания самолета. На данном этапе принимается основная часть ключевых проектных решений, которые существенно влияют на дальнейшую судьбу проекта. Ошибки, допущенные на этом этапе, могут привести к значительным затратам времени и финансов на доработку в процессе рабочего проектирования и производства.

Весовое проектирование выделяется как отдельная область инженерной деятельности, охватывающая весовые расчеты, весовой анализ и контроль. Весовые характеристики самолета играют критическую роль, поскольку определение массы непосредственно влияет на выбор других проектных параметров. Масса также используется как критерий для оценки эффективности конструкции самолета.

Цифровая Платформа Весового Проектирования ЛА (ЦП ВП ЛА), разработанная в Московском авиационном институте, предоставляет инструменты для решения взаимосвязанных задач весового проектирования с использованием различных расчетных модулей.

Исследование рынка подтверждает необходимость разработки административного самолета в современных условиях, а также был проведен анализ математической модели расчета массы с высокой степенью сходимости. На основе исследований рынка были сформированы основные требования к самолету.

Литература:

1. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. — Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. — 448 с. — ISBN 978-5-4316-0694-6.
2. В.М. Шейнин, В.И. Козловский. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Том 1. Москва: «Машиностроение», 1977. 343 с.
3. Сколько в мире бизнес-джетов? Проект URL: https://bizavnews.ru/237/22631. (обращение 18.06.2024).
4. Jetnet iq дает прогноз на следующие два-три года Проект URL: https://www.eastunion.ru/news/23-jun/jetnet-iq-

2023/#:~:text=Согласно%20последнему%20отраслевому%20прогнозу%20JetNet,вывода%20из%20эксплуатации%207000%20самолетов. (обращение 18.06.2024).
5. Объем рынка бизнес-джетов. Проект URL: https://www.mordorintelligence.com/industry-reports/business-jet-market. (обращение 18.06.2024).
6. Serebryansky, S. A. Formation of requirement for an aircraft with increased payload and flight range / S. A. Serebryansky, R. B. Bekirov // E3S Web of Conferences: International Scientific Conference Transport Technologies in the 21st Century (TT21C-2023) “Actual problems of Decarbonization of Transport and Power Engineering: Ways of Their Innovative Solution”, Rostov-on-Don, Russia, 05–07 апреля 2023 года. Vol. 383. – Rostov-on-Don, Russia: EDP Sciences, 2023. – P. 05002. – DOI 10.1051/e3sconf/202338305002.
7. Арутюнов А.Г. Методика определения рационального облика коммерческого тяжелого рампового грузового самолета на этапе концептуального проектирования из условия его прибыльности: Дис.кан.техн.наук.-М.: 2017. – 25с.

Численная оценка деградации прочностных и жесткостных характеристик композитных структур и определение толщин гладких панелей по остаточной прочности, устойчивости и закритическому состоянию

Митрофанов О.В., Кононов Н.О.
МАИ, г. Москва, Россия

На начальных этапах проектирования авиационных конструкций для определения жесткостных параметров (толщин и площадей) основных силовых элементов из композитных материалов необходимо знать действующие потоки и допускаемые напряжения, определяемые по условиям статической и усталостной прочности. На настоящее время проведение статических испытаний композитных конструкций до расчетного уровня нагружения проходит после нагружения усталостными нагрузками в объеме, который соответствует нескольким проектным ресурсам. При этом проектирование и анализ напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов, как правило, проводится с учетом расчетных характеристик материалов, полученных без учета деградации от усталостного нагружения, что указано в работе [1] в качестве одной из актуальных задач, требующих экспериментальных исследований.

В данной работе предложена методика численной оценки деградации прочностных и жесткостных характеристик композитных панелей с учетом нагружения при использовании фактической программы усталостных испытаний проектируемых композитных конструкций. Указанная методика заключается в использовании модели остаточной жесткости в совокупности с критериями предельных деформаций, для определения остаточной прочности объекта исследования и состоит в определении текущей жесткости при помощи расчетных дифференциальных уравнений модели из работы Wim Van Paepegem [2] по трем направлениям: продольном, поперечном и сдвиговом. Каждое уравнение аппроксимирует кривую деградации жесткости с помощью пяти коэффициентов, которые необходимо найти. После определения текущих жесткостей проводится их пересчет в деформации по соответствующим направлениям, после чего сравниваются с предельными значениями. Таким образом определяется остаточная прочность с учетом деградации от усталостного нагружения.

В результате использования предложенной методики получены предельные значения остаточной прочности и жесткости (величин модулей упругости Ex, Ey, Gxy) с учетом деградации от усталостного нагружения стандартных пакетов композитных структур 0°/±45°/90°. На основе представленных результатов представлены табличные материалы, позволяющие определять толщины гладких панелей при ограничениях остаточной прочности, устойчивости и прочности при закритическом состоянии. Отмечено, что полученные материалы имеют практическое значение для сотрудников авиационных КБ при реальном проектировании. В работе приведены аналитические соотношения для определения толщин несущих композитных панелей с учетом указанных ограничений.

Литература:

1. Митрофанов О.В. Прикладные геометрически нелинейные задачи при проектировании и расчетах композитных авиационных конструкций. –М.: МАИ (НИУ), 2022. – 164 с. – ISBN 978-5-4316-0984-8.
2. Wim Van Paepegem Development and finite element implementation of a damage model for fatigue of fibre-reinforced polymers. Ghent University Architectural and Engineering Press, 2002. http://hdl.handle.net/1854/LU-153455.

Некоторые задачи расчета и проектирования гладких композитных панелей при ограничениях по прочности при закритическом состоянии

Митрофанов О.В., Шкурин М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе [1] для ранних этапов проектирования предложена методология определения минимальных толщин гладких прямоугольных панелей из композитных материалов при ограничениях по прочности при закритическом состоянии при сжатии и сдвиге. При этом указано, что рассматривается начальный этап геометрически нелинейного поведения, а прогиб описывался одним членом тригонометрического ряда. Методология [1] была основана на аналитических решениях геометрически нелинейных задач, при этом задачи оптимального проектирования при использовании условия достижения напряжений предельных значений в потенциально-критических точках сводились к решению, как правило, одного нелинейного уравнения относительно толщины панели.

В статье [2] рассмотрены сжатые короткие прямоугольные композитные панели при шарнирном опирании и получено аналитическое решение геометрически нелинейной задачи при использовании прогиба, включающего два члена ряда. В этом случае итоговое решение задачи оптимального проектирования сведено к системе трех уравнений относительно двух амплитуд прогиба и искомой толщины панели. В представленной работе рассмотрены две задачи, являющиеся некоторым развитием указанных выше работ [1-2]. Во-первых, в данной работе представлено аналитическое решение геометрически нелинейной задачи для сжатой короткой прямоугольной ортотропной панели при условии всестороннего жесткого опирания. В этом случае также использованы два члена ряда прогиба, что с учетом более сложных граничных условий приводит к более громоздким аналитическим соотношениям по сравнению со случаем шарнирного опирания и позволяет решать более важные с практической точки зрения задачи. Во-вторых, получено аналитическое решение геометрически нелинейной задачи шарнирно опертых коротких панелей при использовании трех членов в ряду прогиба. На основе полученных аналитических решений геометрически нелинейных задач сформулированы методики (алгоритмы) определения оптимальных толщин композитных панелей с учетом закритического поведения.

Литература:

1. Митрофанов О. В. Проектирование несущих панелей авиационных конструкций по закритическому состоянию. – М.: МАИ (НИУ), 2020. – 160 с. – ISBN 978-5-4316-0757-8.
2. Митрофанов О.В., Шкурин М.В., Дудченко А.А. Оценка геометрически нелинейного поведения коротких поверхностных дефектов анизотропной структуры в композитных панелях при сжатии // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2024. – № 4(148). – DOI 10.18698/2308-6033-2024-4-2353.

Методология проектирования несущих панелей из композитных материалов с учетом различных уровней нагружения при обеспечении устойчивости и прочности при закритическом состоянии и при наличии деградации характеристик материалов

Митрофанов О.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе рассмотрены задачи определения оптимальных параметров несущих (гладких и подкрепленных панелей (ПП)) панелей из композитных материалов (КМ) при продольном сжатии. При этом учитываются ограничения по статической и усталостной прочности, устойчивости и прочности при закритическом поведении гладких панелей и обшивок ПП. Указано, что методики проектирования гладких панелей по условиям прочности при

закритическом состоянии и подкрепленных панелей по условиям устойчивости приведены в монографии [1].

Для учета ограничений по усталостной прочности при длительной эксплуатации предложено использовать модифицированную методику экспериментального определения расчетных характеристик материалов при учете только больших перегрузок фактической программы испытаний самолета. В частности, из представленного примера квазислучайной программы испытаний предложено учитывать только три из пяти типовых полета с максимальными перегрузками и малым числом повторений. Получаемые при непосредственных испытаниях элементарных образцов по усеченной программе общей и специальной квалификации характеристики учитывают фактическую остаточную прочность и жесткость с учетом заданных коэффициентов надежности по усталостной прочности. При рассмотрении гладких панелей из КМ в работе использована методика [2] определения оптимальных параметров панелей из КМ при ограничениях по устойчивости и прочности при закритическом состоянии. В данном случае указано, что для дополнительного учета деградации от усталостного нагружения в соответствии с заданными коэффициентами надежности под предельными напряжениями следует считать величину остаточной прочности, получаемую при специальной квалификации с учетом использования указанных выше особенностей программы испытаний. Толщина панели в соответствии с соотношениями из работы [2] вычисляется с учетом указанного выше значения предельных напряжений по остаточной прочности. Отмечено, что определение ширины панели, вычисляемой из условий устойчивости, должны учитываться модули упругости, определяемые с учетом деградации жесткостей после указанных выше особенностей модифицированной программе специальной квалификации.

Также в работе предложена методология проектирования ПП с учетом двух уровней нагружения. При этом на первом уровне необходимо обеспечить устойчивость, а на втором прочности при закритическом поведении обшивки. Для определения параметров ПП из КМ условий устойчивости использованы соотношения аналитической методики проектирования ПП [1], в соответствии с которой задача оптимизации сведена к функции одной переменной, являющейся отношением высоты к шагу подкрепления. Для вычисления параметров ПП при расчетном уровне нагружения предложено использовать туже методику проектирования ПП [1], но с учетом коэффициентов редуцирования для композитных обшивок. Указанные редукционные коэффициенты определяются при аналитическом решении геометрически нелинейных задач методом Бубнова-Галеркина. В данной работе предложена методика и алгоритм для определения параметров ПП с учетом указанных соотношений для двух уровней нагружения.

Литература:

1. Митрофанов О.В. Проектирование несущих панелей авиационных конструкций по закритическому состоянию. – М.: МАИ (НИУ), 2020. – 160 с. – ISBN 978-5-4316-0757-8.

2. Mitrofanov O., Osman M. (2022) Designing of Smooth Composite Panels Providing Stability and Strength at Postbuckling Behavior // Mechanics of Composite Materials. – 2022. http://dx.doi.org/10.1007/s11029-022-10008-3.

Обработка результатов измерений неразрушающего контроля авиационных деталей с использованием искусственных нейронных сетей

Олешко В.С., Гончаренко В.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Введение. В процессе производства летательных аппаратов (ЛА), при их эксплуатации и ремонте необходимо определять техническое состояние авиационных деталей [1], что обеспечивается методами неразрушающего контроля (НК). Повышение эффективности НК деталей ЛА возможно путем использования новых моделей, алгоритмов и методик. В ходе эксплуатации ЛА применяется НК металлических деталей и агрегатов на основе метода контактной разности потенциалов (КРП). Метод КРП основан на определении величины работы выхода электрона (РВЭ) и характеризует исследуемую поверхность металлов и

сплавов с энергетической точки зрения [2]. При обработке результатов измерений перспективным является использование искусственного интеллекта в НК деталей ЛА.

Целью работы является повышение эффективности обработки результатов измерений КРП на поверхности деталей на основе использования искусственных нейронных сетей (ИНС).

Методы. Для решения данной задачи была использована реализованная на языке программирования Python многослойная последовательная полносвязная ИНС [3] с двумя входными и одним выходным нейронами. В качестве функции активации нейронов ИНС были выбраны ReLu и Linear. Обосновано применение метода оптимизации обучения сети Adam. Нейросеть написана с использованием библиотек NumPy и Keras, для визуализации результатов моделирования использовалась библиотека Matplotlib. На первый входной нейрон ИНС подавались измеренные на поверхности 16 образцов чистых металлов значения КРП относительно никеля, на второй – соответствующие им значения РВЭ. Были проведены исследования эффективности работы ИНС, в ходе которых гиперпараметры нейросети варьировались.

Результаты. С использованием нейросетевого моделирования получена формула, по которой можно вычислить величину РВЭ металлических авиационных деталей по измеренным на их поверхности значениям КРП.

Выводы. Разработана эффективная ИНС, решающая задачи НК металлических деталей ЛА. Использование ИНС в решении задач обработки результатов НК на поверхности металлов и сплавов деталей ЛА представляется перспективным.

Литература:

1. Краев В.М., Силуянова М.В., Тихонов А.И. Подходы к моделированию жизненного цикла современных отечественных авиационных двигателей // Финансовая экономика. 2019. № 2. С. 177-183.

2. Goncharenko V.I., Oleshko V.S. Determining the surface energy of tools in the aviation industry // Russian Engineering Research. 2017. Volume 37. No. 7. P. 628-630. DOI: 10.3103/S1068798X17070127.

3. Олешко В.С. Нейронная сеть. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024612020. Опубликовано 26.01.2024. Бюллетень № 2.

Стандартизация процессов цифровой разработки изделий в ПАО «ОАК»

Коротков С.С., Широбоков В.В., Онуфриев А.В.
ПАО «ОАК», г. Москва, Россия

Стандартизация процессов цифровой разработки летательных аппаратов является одной из важнейших задач авиационной отрасли. ПАО «ОАК» проводит работы по стандартизации процессов цифрового проектирования с применением методов математического моделирования, выполняемая специалистами рабочей группы под руководством Генерального конструктора – заместителя Генерального директора С.С. Короткова.

Специалистами рабочей группы были проведены исследования текущих процессов цифрового проектирования в авиационной отрасли. Цель – выявление наиболее важных проблем и узких мест. В ходе исследований были определены основные направления стандартизации для качественного улучшения проектно-конструкторских работ. Определены основные принципы и подходы к созданию и использованию математических моделей, разработаны необходимые требования и рекомендации. Была показана роль и место постоянного совершенствования учебной и нормативно-методологической базы по применению технологий конечно-элементного моделирования с обязательным привлечением специалистов авиационной промышленности.

Для предприятий-разработчиков, центров сертификации авиационной отрасли, принимающих непосредственное участие в процессе создания авиационной техники, стандартизация обеспечивает:

1. Более слаженную работу конструкторских бюро через повышение степени унификации процессов проектирования с использованием передовых инструментов математического моделирования и инженерного анализа.

2. Существенное упрощение процедур обмена, контроля и приемки результатов математического моделирования между всеми участниками, вовлеченными в процесс создания авиационной техники.

Для инженерного персонала конструкторских бюро стандартизация обеспечивает:

1. Более комфортные условия работы за счет улучшения коммуникации между сотрудниками, работающими в единых стандартах проектирования.
2. Сокращение времени на согласование критериев качества математических моделей и приемку результатов моделирования.
3. Существенное, кратное снижение ошибок проектирования, напрямую влияющее на ключевые показатели эффективности каждого из сотрудников предприятия.

Стандартизация процессов цифровой разработки в авиационной отрасли приведет к ускорению создания инновационных летательных аппаратов, а процесс проектирования в конструкторских бюро выведет на новый качественный уровень.

Разработка гермокабины пассажирского самолета как регулируемого объекта по температуре воздуха

Паневин А.Ю., Гришина Л.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Авиационная система кондиционирования воздуха – сложная техническая система. Для поддержания в гермокабине самолета требуемой температуры, давления, количества свежего воздуха на каждого пассажира, газового состава используются функциональные подсистемы регулирования параметров воздуха, а именно: подсистема регулирования давления, подачи и терморегулирования. Такое разнообразие подсистем введено в связи со сложностью задачи поддержания параметров воздуха, в частности, температуры в системе кондиционирования.

Регулирование температуры воздуха, поступающего в гермокабину, осуществляется в три этапа. Во-первых, после предварительного теплообменного аппарата посредством изменения положения дроссельной заслонки продувочного воздуха. Во-вторых, за установкой охлаждения воздуха перепуском части горячего воздуха через обводные каналы. В-третьих, непосредственно перед подачей воздуха в зоны пассажирского салона путем подмеса горячего воздуха к охлажденному. Пройдя все этапы терморегулирования, подготовленный воздух подается в гермокабину.

Объектом регулирования является температурное поле воздуха, находящегося в гермокабине [1]. Температурное поле гермокабины – функция источников и стоков тепла. В ней происходит нестационарный процесс теплообмена с влиянием тепловых потоков через стенки фюзеляжа, от пассажиров, оборудования, солнечной радиации.

Согласно Авиационным правилам, установившиеся значения температуры воздуха в гермокабине должны быть достигнуты не более чем через 20 минут после взлета. Оценка времени достижения требуемой температуры в гермокабине является сложной задачей, требующей теоретического описания нестационарных тепловых процессов, происходящих в ней.

В работе представлено дифференциальное уравнение гермокабины, его общее и частное решения, передаточная функция. Используя систему 1D моделирования Simcenter AMESim, исследованы процессы нестационарного разогрева и охлаждения пассажирского салона. Произведена оценка влияния параметров окружающей среды, геометрических параметров и тепловой инерционности гермокабины на изменение температуры в ней и длительность переходного процесса.

Литература:

1. Щербаков А.В. Автоматическое регулирование авиационных систем кондиционирования воздуха. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 290 с.

Организация процесса управления несоответствиями высокотехнологичного оборудования с применением ИТ-инструментария

Петренко Д.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Разработка и внедрение современных автоматизированных систем позволяет значительно сократить затрачиваемое время и ресурсы, улучшить контроль, обеспечить высокое качество продукции, а также сделать процессы управления качеством более прозрачными, а данные более достоверными. Автоматизация процесса управления несоответствиями позволяет быстро обнаруживать и реагировать на проблемы. При этом методология, заложенная в алгоритмы системы, требует от работников неукоснительного соблюдения порядка работ с выявленным несоответствием. Управление несоответствиями, будучи достаточно примитивным процессом на начальном этапе регистрации и описания выявленной проблемы, существенно усложняется при поиске коренных причин и тем более при формировании корректирующих и предупреждающих действий, в которых могут быть задействованы множественные подразделения и организации, с ролями разработчика, изготовителя, контролера, заказчика.

Методология 8D (Eight Disciplines Problem Solving), заложенная в основу алгоритмов системы, широко используется для систематического и структурированного подхода к решению проблем, связанных с несоответствиями. Основные восемь этапов, каждый из которых направлен на решение конкретной задачи в процессе устранения несоответствий:

- Описание проблемы и оповещение о несоответствии.
- Формирование команды 8D.
- Уточнение и/или дополнение описания несоответствия.
- Планирование и реализация коррекции и временных сдерживающих действий.
- Анализ коренных причин.
- Разработка и реализация корректирующих действий.
- Разработка и реализация предупреждающих действий.
- Подведение итогов.

В системе реализована ролевая модель «заказчик-поставщик». Однако, применяется она не только для случаев взаимодействия между заказчиком и поставщиком, связанных коммерческим договором. Ролевая модель «заказчик-поставщик» принята и для описания взаимоотношений между подразделениями внутри одной организации, например, между конструкторами и производством, где последнее выступает в роли потребителя продукции разработчиков.

Разработка функционала информационной системы для автоматизации процессов управления несоответствиями на основе методологии 8D, представляет собой важный шаг к повышению эффективности и надежности производимой продукции. Внедрение такой системы позволит обеспечить систематический подход к решению проблем, минимизировать риски, связанные с несоответствиями, повысить общую безопасность и качество продукции и процессов, а также сократить затраты.

Исследование возможностей модификации системы автоматического регулирования давления в кабине экипажа маневренного самолёта

Петров М.А., Дворников М.В., Матюшев Т.В.
МАИ, г. Москва, Россия

С развитием научно-технического прогресса актуальность проблемы безопасности полётов не только не снижается, но и существенно возрастает. В настоящее время это обусловлено тем, что летно-технические характеристики летательных аппаратов от поколения к поколению растут в разы, а некоторые СОЖ не справляются со своими функциями как в аварийной, так и в штатной ситуациях. В частности, результат работы системы автоматического регулирования давления не соответствует по величине возникающим условиям при разгерметизации кабины самолёта и недостаточно качественно изменяет давление при интенсивном маневрировании.

При исчерпании потенциала устаревающих технологий они перестают удовлетворять растущим тактико-техническим требованиям и показателям эффективности.

В частности, одним из показателей эффективности работы системы автоматического регулирования давления является точное соблюдение закона регулирования, определяемого медико-техническими требованиями. Второй показатель – плавность изменения давления, без резких скачков вблизи заданного значения закона регулирования. Помимо достижения показателей эффективности работы САРД, есть также проблема соблюдения критериев безопасности при аварийных ситуациях, подразумевающих резкое падение давления в кабине.

САРД, использующиеся в летательных аппаратах в настоящее время, не позволяют решать все эти задачи. Анализ отечественных и зарубежных публикаций показал, что на данный момент не разработано систем, которые путём диагностики опасных состояний лётчика в полёте или при испытаниях (как в штатных, так и в аварийных ситуациях) могли бы вырабатывать сигналы управления, являющиеся оптимальными для поддержания функционального состояния лётчика в безопасных пределах.

Работы по созданию бортовых медицинских диагностических систем ведутся в ВВС США, но на данный момент отсутствуют достоверные источники, в которых бы описывалось применение хотя бы их на борту, не говоря уже о биоадаптивных системах управления и других перспективных концепциях.

В рамках исследования предполагается провести моделирование системы автоматического регулирования давления на основе классического и нечёткого регуляторов, с целью проверки гипотезы о том, что можно создать систему, обеспечивающую как безопасную, так и комфортную окружающую среду для выполнения полётного задания лётчиком.

Литература:

1. https://engee.com/helpcenter/stable/ru/interactive scripts/controls/liquid_pressure_regulator_fuzzy.html.

2. Теоретический анализ режимов декомпрессии гермокабины летательного аппарата при разгерметизации. Матюшев Т.В., Дворников М.В., Петров М.А., Носков Р.Г. XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. сборник тезисов: в 4 т. Том 1. Москва, 2021, Страницы: 165-169.

Применение цифровых технологий при проектировании вертолетной техники в Холдинге «Вертолеты России»

Поплавский А.В.

АО «НЦВ Миль и Камов», г. Москва, Россия

В современном мире создание конкурентно способной и инновационной техники возможно только при широком использовании компьютерных технологий на всех этапах проектирования и конечного производства. Проектирование сложных технических объектов, в которых сочетается большое количество систем, подсистем и агрегатов требует детального анализа взаимного влияния элементов друг на друга и на всю систему в целом.

Применение технологии цифровых двойников позволяет учесть взаимные влияния систем друг на друга. Эти влияния представляют собой различные физические процессы: тепловые, гидравлические, газодинамические, электрические, механические, информационные и т.д.

Цифровые двойники изделия могут использоваться для виртуальной проверки характеристик изделия. Они также показывают, каким образом изделие функционируют в реальном времени. Цифровой двойник изделия обеспечивает связь между виртуальным и реальным миром. Такая связь позволяет проводить разные типы анализа, чтобы понять, как изделие будет вести себя в разных условиях. По результатам анализа можно внести изменения в виртуальную модель, чтобы следующее физическое изделие полностью соответствовало необходимым характеристикам. Отпадает необходимость в создании множества физических прототипов, сокращается срок разработки, повышается качество итогового изделия.

Технология цифровых двойников является технологией – интегратором практически всех сквозных цифровых технологий и субтехнологий, выступает технологией-драйвером, обеспечивает технологические прорывы и позволяет переходить на новый уровень

технологического и устойчивого развития на пути к промышленному лидерству на глобальных рынках.

Таким образом, цифровой двойник – это комплекс сложных мультидисциплинарных цифровых моделей с высоким уровнем адекватности реальным материалам, реальным объектам, конструкциям, машинам, приборам, техническим и киберфизическим системам, физико-механическим процессам (включая технологические и производственные процессы.

Цифровая модель – это система математических и компьютерных моделей, а также электронных документов, описывающая структуру, функциональность и поведение объекта моделирования на различных стадиях жизненного цикла.

С точки зрения области применения для решения задач проектирования в АО «НЦВ Миль и Камов» выделяют следующие основные группы цифровых моделей ЛА, входящих в цифровой прототип:

1. прочностные модели;
2. функционально-имитационные модели;
3. термо-гидрогазодинамические модели;
4. аэродинамические модели;
5. электронный макет изделия.

Цифровой прототип изделия – это система структурированных взаимосвязанных данных, включающая в себя комплекс цифровых моделей.

К расчётным цифровым моделям относятся прочностные функционально-имитационные, термо-гидрогазодинамические и аэродинамические модели.

Расчетные цифровые модели применяются на всех стадиях жизненного цикла изделия, включающих в себя разработку, производство, эксплуатацию и утилизацию. На этапе эскизного проектирования возможно создание вариаций расчетных цифровых моделей разрабатываемого изделия для оценки и выбора наилучшего технического решения. Далее на этапе технического проектирования полученная на предыдущем этапе модели может дорабатываться и уточняться при помощи более точных системных цифровых моделей элементов, которые могут быть получены на основе результатов многовариантных численных расчетов, сконвертированных в модели пониженного порядка.

О мягком замыкании системы моментных уравнений и интегралах вдоль траекторий

Попов С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Системы моментных уравнений хорошо зарекомендовали себя при моделировании дозвуковых нестационарных потоков около 2D тел простых форм [1]. Предложенная 10-ти моментная модель позволила точно определить момент образования дорожки Кармана за плоским цилиндром. Эта модель была образована из 13-ти моментной модели Грэда заменой уравнений для компонентов вектора теплового потока законом Фурье. В то же время хорошо известно, что сама исходная 13-ти моментная модель при числах $M \geq 1{,}65$ не имеет решений [2]. Недавние попытки исправить этот недостаток не имели существенного успеха [3, 4].

Предложено мягкое замыкание системы моментных уравнений, которое не предполагает задания априори вида функции распределения молекул газа по скоростям или замыкающих соотношений между моментами высших и низших порядков с последующей коррекцией уравнений системы для высшего замыкающего момента. Подобные подходы меняют тип уравнений, что отражается на характере распространения малых возмущений, меняя скорость их распространения. Вместо этого в рассмотрение вводятся девиаторы, свертки которых равны нулю, система моментных уравнений переписывается в девиатарах и свертках. Тогда для замыкания системы может быть использовано следующее правило: девиаторы n ранга и дивергенции сверток моментов n+1 порядка равны нулю. Такое правило накладывает незначительные ограничения на свертки моментов, оставляя неопределенность в значениях моментов n+1 порядка. При такой операции сохраняется тип уравнений.

Для систем моментных уравнений переноса с релаксационными членами был разработан численный метод построения противопоточных схем, не имеющий ограничений по количеству уравнений и не требующий решения задачи на собственные числа и векторы [6].

В данной работе этот метод получил аналитическое развитие, основанное на интегрировании систем вдоль траекторий. На примере применения к решению задачи Коши для частного случая системы моментных уравнений при n=2 получены более общие выражения для инвариантов Римана, сформулирован метод, обобщающий метод характеристик [5] на случай любого числа независимых переменных.

Литература:

1. Попов С.А. Математическое моделирование отрывных и нестационарных течений. // Электронный журнал “Труды МАИ”, 2006. Вып. 22. – 19 с.

2. Grad H. The Profile of a Steady Plane Shock Wave. Communications On Pure and Applied Mathematics, Vol. V, 1952, pp. 257-300.

3. Struchtrup H., Torrilhon M. Regularization of Grad’s 13 moment equations: Derivation and linear analysis // Physics of fluids. 2003. V.15, №9. Pp. 2668-2680.

4. Никитченко Ю.А. Вариант замыкания системы моментных уравнений произвольного порядка // ЖВМиФМ. 2022. Т. 62. № 3. С. 499-520.

5. Русанов В.В. Характеристики общих уравнений газовой динамики. // ЖВМиМФ. 1963. Т.3. N3. С.508-527.

6. Попов С.А. Моделирование течений сжимаемого газа на основе метода полных дифференциалов. // Математическое моделирование, 2005, том 17, N 3, С.99-119.

Разработка метода идентификации характеристик управляющих действий летчика в задаче многоканального управления с перекрестными связями

Проданик В.А., Ефремов А.В.

МАИ, г. Москва, Россия

В настоящей работе разработан метод идентификации характеристик управляющих действий летчика в задаче многоканального управления с перекрестными связями и приведены результаты исследования управляющих действий летчика в таких задачах с целью разработки средств автоматизации, повышающих безопасность пилотирования.

Для проведения экспериментальных исследований с использованием полунатурного моделирования на пилотажном стенде научно-исследовательской лаборатории «Пилотажные стенды и система «самолет-летчик»» МАИ с использованием разработанного метода идентификации характеристик управляющих действий летчика в задаче многоканального управления была произведена модификация существующего программного обеспечения, основанного на использовании метода коэффициентов Фурье [1]. Для учета влияния перекрестных связей между каналами были выбраны параметры полигармонических входных сигналов [2] и разработан алгоритм интерполяции получаемых частотных характеристик на общий диапазон частот. Получено условие «развязки» каналов управления для задачи двухканального управления с перекрестными связями.

Проведены экспериментальные исследования путем математического и полунатурного моделирования задачи двухканального управления различными объектами управления в условиях присутствия различных перекрестных связей между каналами. В результате проведенных экспериментов получены частотные и интегральные характеристики системы самолет-летчик. Проведен анализ полученных частотных характеристик перекрестных связей, вводимых летчиком, и сделан вывод о том, насколько они удовлетворяют условию «развязки». Предложены средства автоматизации, обеспечивающие «развязку» каналов управления, с целью снижения загрузки летчика и повышения безопасности пилотирования.

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

Литература:

1. А.В. Ефремов и др. «Летчик как динамическая система», Москва, Машиностроение, 1992.

2. А.В. Ефремов, «Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», М.: Издательство МАИ, 2017.

Математическая модель для оптимального проектирования композитных панелей несущих поверхностей летательных аппаратов с уточненными ограничениями по динамической прочности

Рыманова А.Н., Гавва Л.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Увеличение критической скорости флаттера летательных аппаратов (ЛА) [1] через использование структурных резервов в композитных авиационных конструкциях может снизить затраты на разработку современных образцов авиационной техники. Для достижения оптимального размерно-весового решения применяется метод оптимального проектирования конструктивно анизотропных панелей несущих поверхностей ЛА из композиционных материалов с учетом ограничений на целевую функцию скорости флаттера, основанных на уточненном анализе динамической прочности [2].

Цель исследования включает постановку задач динамики и моделирование напряженно-деформированного состояния (НДС) конструктивно анизотропных панелей из полимерных композиционных материалов с учетом динамической устойчивости. Необходимо построение аналитического решения нового дифференциального уравнения высокого порядка в частных производных [3].

К новым научным достижениям относятся: разработка новой математической модели для анализа динамической прочности и установление новых аналитических ограничений на целевую функцию при оптимальном проектировании конструктивно анизотропных композитных панелей ЛА. В процессе оптимального проектирования целевая функция скорости флаттера исследуется на условный экстремум в строгом математическом формате, при этом аналитические решения задач динамической прочности и динамической устойчивости, основанные на уточненной теории [4], вводятся в качестве строгих ограничений для перехода к безусловному экстремуму функции Лагранжа. Рассматриваются динамические задачи для плоской прямоугольной многослойной панели из полимерных композиционных материалов, обладающей анизотропией из-за несимметричной укладки слоев. Краевые условия по продольным кромкам соответствуют частному случаю граничных условий для плоской задачи и задачи изгиба. Приведены соотношения новой математической модели для исследования динамической прочности.

Оптимальное проектирование элементов планера самолета с ограничениями, основанными на уточненной теории, служит основой для повышения скоростных характеристик авиационной техники, на основе результатов оптимизации размерно-весовых проектов.

1. М.В. Белубекян, С.Р. Мартиросян Флаттер прямоугольной пластинки при наличии сосредоточенных инерционных моментов // Актуальные проблемы механики сплошной среды: Труды IV международной конференции, Цахкадзор, Армения, 21–26 сентября 2015 года. - Цахкадзор, Армения: Институт механики НАН РА; Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН., 2015. - С. 86-90.

2. А.Н. Андреев, Ю.В. Немировский. Многослойные анизотропные оболочки и пластины: изгиб, устойчивость, колебания. – Новосибирск: Федеральное государственное унитарное предприятие "Академический научно-издательский, производственно-полиграфический и книгораспространительский центр "Наука", 2001. – 288 с.

3. Reddy, J.N. Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysis. – Second Edition изд. – CRC Press, 2003. – 858 с.

4. Фирсанов В.В., Гавва Л.М. Исследование в операционной среде matlab крутильной формы потери устойчивости конструктивно-анизотропных панелей из композиционных материалов // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. - 2017. - №2. - С. 226-237.

Оценка эффективности органов непосредственного управления подъемной силой гражданского самолета при атмосферных возмущениях

Семенова Д.О., Ефремов Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Целью работы является повышение безопасности полета гражданского самолета путем использования нетрадиционных способов подавления негативных эффектов от атмосферных возмущений – использование органов непосредственного управления подъемной силой (ОНУПС) [1], позволяющих реализовать альтернативные формы движения, которые в практике получили ограниченное применение.

Реализованная в работе альтернативная форма движения предполагает управление высотой при постоянном угле тангажа за счет изменения угла атаки. Это позволит снизить порядок астатизма за счет сведения задачи стабилизации высоты к одноконтурной [1].

В настоящей работе в качестве объекта управления использовалась математическая модель, соответствующая пассажирскому среднемагистральному самолету. Предварительно был проведен синтез автомата продольной устойчивости для обеспечения первого уровня пилотажных характеристик [2] путем нахождения коэффициентов обратной связи (ОС) и подбора коэффициента усиления привода. Также была рассмотрена система с дополнительно введенной ОС по углу тангажа, позволяющей более эффективно парировать атмосферные возмущения.

Для реализации поставленной задачи был выполнен синтез развязывающих фильтров, которые распределяют сигнал между каналами руля высоты и ОНУПС.

В ходе работы для оценки эффективности ОНУПС были проведены эксперименты с задачей стабилизации высоты при атмосферных возмущениях на рабочей станции МАИ. Атмосферные возмущения рассматривались как полигармонический сигнал [3].

Эксперименты показали увеличение точности управления при использовании органов НУПС в отслеживании параметров:

- высоты в 8 раз,
- вертикальной скорости в 3 раза,
- угла атаки и тангажа в 2 раза,
- с использованием дополнительной ОС в 6 раз.
- также облегчает пилотирование.
- публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от «20» апреля 2022 г. № 075-15-2022-309).

Литература:

1. Ефремов А.В., Тяглик М.С., Иргалеев И.Х., Ефремов Е.В., Интеграция системы управления и прогнозного дисплея для повышения безопасности пилотирования современного высокоавтоматизированного самолета // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". - 2017, №9. - 10. - с 49-55.

2. Ефремов А.В., (2017). Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. Москва: Издательство МАИ.

3. Летчик как динамическая система / А. В. Ефремов [и др.] – Москва: Машиностроение, 1992

Прототипирование авиационных полунатурных стендов на платформе Engee

Семенцов М.Н.
ЦИТМ «Экспонента», г. Москва, Россия

В докладе показаны некоторые способы решения типовых задач, возникающих в части моделирования динамики движения ЛА, с помощью российской платформы Engee [1]. Акцент в докладе сделан на интеграции математических моделей с полунатурными стендами, как средством повышения эффективности процессов разработки.

В докладе рассматривается роль математического моделирования при создании авиационной техники и ключевые этапы разработки математических моделей. Вместе с этим, представлен обзор возможностей среды Engee, позволяющей создавать математические

модели необходимого уровня детализации, а также встроенные инструменты для работы с аэрокосмической тематикой, которые делают процесс моделирования более удобным и эффективным.

Основная часть доклада посвящена процессу разработки модели самолета. В ней подробно описаны ключевые этапы, начиная с определения требований к модели, выбора параметров и характеристик самолета, создания модели движения, а также возможности для проведения тестирования и валидации модели на основании экспериментальных данных.

Также рассмотрены инструменты интеграции математических моделей с полунатурными стендами, системами визуализации и сопутствующим оборудованием. Показаны преимущества использования полунатурных стендов в процессах разработки авиационной техники и возможные сценарии их использования.

Кроме того, приведены некоторые возможные пути масштабирования моделе-ориентированного подхода к проектированию авиационной техники на разных стадиях жизненного цикла ЛА.

Литература:

1. Engee – Российская платформа математических вычислений и динамического моделирования // Engee – Официальный сайт URL: https://start.engee.com.

Опыт АО «НЦВ им. Миля и Камова» решения динамических задач при проектировании вертолетов с применением цифровых технологий

Синяев А.Э., Кручинин М.М., Солодилов И.С., Киселев А.В.
АО «НЦВ Миль и Камов», г. Москва, Россия

В данной работе рассматривается моделирование динамических задач на примере вертолета Ка-62.

Для моделирования пробежки вертолета по поверхности аэродрома используется упрощенная CAD модель фюзеляжа с известным значениям моментов инерции и положения центра масс. В блоке Simcenter Motion Modeling строится габаритно-массовая модель вертолета с заданы положением центра масс, массы и моментов инерции. Подвижные соединения моделируются организацией соответствующих кинематических связей между механизмами шасси и фюзеляжем. Моделирование контактного взаимодействия пневматика колеса шасси с поверхностью обеспечивается модулем Simcenter 3D Motion Tire. Амортизатор в расчете моделируется с помощью комбинации нелинейная пружина – демпфер со значениями, также взятыми на основании расчетных данных, предоставленных производителем. Задавая начальные условия и аэродинамические силы и моменты, в модуле Simcenter Motion Modeling рассчитывается движение системы твердых тел под действием внешних сил.

Примененная методика расчета показала хорошую сходимость с данными эксперимента, и может быть использована для прогнозных исследований посадки и пробега вертолета по ВПП.

Самовозбуждающиеся колебания типа «шимми» хвостовой опоры шасси вертолета могут возникать на некоторых диапазонах скоростей движения по аэродрому. В работах [1] рассматриваются случай шимми для колес с осью блокировки. Динамическая модель опоры состоит из твердых тел и упруго-вязких элементов. Построение модели основано на приведенных в [2] соображениях, на основании которых были записаны уравнения шимми для ориентирующихся сблокированных колес.

Твердые тела соединены между собой кинематическими парами. На этапе предварительного расчета трение в шарнирах пренебрегается. Цилиндр и шток хвостовой опоры соединены между собой цилиндрическим ползуном, в который введены упругий и вязкий элементы. Свойства колес смоделированы при помощи модуля «MF-Tyre MF-Swift», доступного в решателе Motion. Данный модуль учитывает частотные параметры шины, используемые при расчете шимми. В работе [3] представлен пример моделирования автоколебаний типа шимми с использованием модуля «MF-Tyre MF-Swift». В модели учитывалась упругость на поворот стойки шасси относительно продольной оси, которая определена из расчета жесткости стойки с учетом упругой податливости участка фюзеляжа, к которому крепится стойка. Влияние механизма самоориентации стойки шасси не

учитывалось. Для провоцирования автоколебаний к барабану правого колеса прикладывалась импульсная сила в продольном направлении, как это реализуется в программе лабораторных испытаний. Приложенная импульсная сила имитирует наезд одним колесом на препятствие, которое вызывает поворот стойки шасси относительно ориентирующейся части. Учитывалась упругость оси блокировки как по направлению угла взаимного поворота сблокированных колес, так и по направлению угловой координаты развала колес, вследствие изгиба оси блокировки.

Примененная методика с использованием программного комплекса NX Motion расчета показала, что может быть использована для исследования автоколебаний типа "шимми".

1. Гоздек В.С. Устойчивость качения сблокированных ориентирующихся колес шасси// Труды ЦАГИ, Вып. 1196 М.,1970.

2. Метрикин В.С. Теории качения упругой шины для применения при исследовании шимми колес транспортных средств. Учебно-методическое пособие. Нижний Новгород. 2016.

3. Tartaruga. Bifurcation Analysis computed for Multi-Body Landing Gear Systems.2016.

Анализ влияния размерности конечно-элементной модели на поведение конструкции узлов навески слабых звеньев

[1]Титов Е.И., [1]Серебрянский С.А., [1]Назаров Е.В., [2]Яковышенко О.В.
[1]МАИ; [2]МГТУ ГА, г. Москва, Россия

Конструкция современных пассажирских самолётов должна быть создана на основании требований сертификационного базиса (СБ), п. 25. В частности, существует требование о недопущении повреждения топливной системы при аварийной посадке самолёта с разрушением шасси и вероятности возникновения пожара, п. 25.721 СБ [1].

Подтверждать соответствие данному требованию СБ разрешено либо испытаниями с разрушением стоек шасси, что является крайне трудозатратным методом подтверждения соответствия требованиям СБ, либо математическим моделированием. Однако, математическое моделирование поведения конструкции основных опор шасси (ООШ) и конструкции планера является нетривиальной задачей, которая требует оптимизации или введения допущений, влияющих на конечный результат расчёта. [2].

На сегодняшний день, основным математическим методом моделирования поведения конструкции шасси при разрушении от сверхрасчётных сил является метод конечных элементов (КЭ). Моделирование разрушения конструкции шасси требует высокой детализации КЭ модели [3] и создания сложной модели материала, учитывающий упругую и пластическую зоны, поведение материала после превышения значения напряжений выше предельного (σв) и различных свойств материала в зависимости от коэффициента трёхосности [4]. Для возможности расчёта в целом, в данную точную модель вносятся различные допущения и упрощения, позволяющие производить такие расчёты на компьютерных мощностях современных вычислительных систем [5].

В данной работе рассматриваются подходы к КЭ моделированию конструкции шасси упрощёнными методами, которые позволяют сократить время КЭ моделирования поведения конструкции. Следовательно, КЭ анализ с использованием предложенных подходов может быть проведён на более ранних этапах проектирования конструкции самолёта и позволит сократить расходы на исправление допущенных на ранних этапах ошибок и повысит безопасность полётов.

Литература:

1. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории НЛГ 25. – М.: Министерство транспорта Российской Федерации, 2022. – 379 с.

2. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. [и др.]. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники. Москва, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020, 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

3. Pengfei Zhang, Hong Nie, Jianfei Wu, Muqi Yu, Emergency Separation Simulation and Damage Prediction of an Airliner under Wheel-Up Landing Condition. Shock & Vibration, 2021, p. 1. DOI: 10.1155/2021/7855383

4. Titov E.I., Serebryansky S.A., Theoretical Model of the Methodology of Landing Gear Bracket Design Taking into Account the Adjusted Calculation for Shear Bolt Design. // E3S Web of Conferences – 2023. – vol. 446. – URL: https://www.e3s-conferences.org/articles/e3sconf/ref/2023/83/e3sconf_hstd2023_03006/e3sconf_hstd2023_03006.html

5. F. Caputo, A. De Luca, A. Greco [et al.] Established Numerical Techniques for the Structural Analysis of a Regional Aircraft Landing Gear. Advances in Materials Science and Engineering. 2018. 1-21. DOI: 10.1155/2018/8536581.

Ограничения по статической прочности для оптимального проектирования конструктивно анизотропных композитных обшивок средней и большой толщины воздушных судов

Тху Аунг Хан, Гавва Л.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Повышение весовой эффективности планеров воздушных судов (ВС) за счет использования скрытых возможностей в композитных авиационных конструкциях способствует снижению затрат на создание новых моделей авиационной техники. Усовершенствованные математические модели являются базой для разработки и оптимизации конструкции корневой части крыла из композитных материалов в месте его соединения с фюзеляжем.

Для оптимального проектирования корневой части крыла разрабатывается метод создания конструктивно анизотропных панелей несущих поверхностей ВС из композитов с ограничениями на массу по статической прочности с учетом поперечного сдвига. При средней и большой толщине обшивки ограничения по массе вводятся по прочности на сжатие, так как критические напряжения соответствуют высокому запасу устойчивости.

Цель исследования заключается в формулировании задач статики, моделировании напряжённо-деформированного состояния (НДС) конструктивно анизотропных панелей из полимерных композитных материалов с учётом деформаций поперечного сдвига, а также в разработке аналитического решения нового разрешающего дифференциального уравнения десятого порядка в частных производных.

К новым научным достижениям относятся: разработка нового подхода к оптимальному проектированию конструктивно анизотропных панелей несущих поверхностей ВС из композиционных материалов с уточненными ограничениями по статической прочности и устойчивости для реализации оптимального размерно-весового проекта и формирование новой математической модели для исследования с учётом деформаций поперечного сдвига статической прочности конструктивно анизотропных композитных панелей ВС с обшивкой средней и большой толщины, находящихся в условиях механического воздействия.

Рассматриваются статические задачи для многослойной плоской панели из полимерных композитов средней и большой толщины с анизотропией из-за несимметричной укладки слоёв. Панель подвержена постоянной сжимающей нагрузке вдоль поперечных кромок в продольном направлении. Краевые условия по продольным кромкам соответствуют частному случаю задач плоской и изгиба, а на торцах — произвольные, с выполнением равенства внутренних и внешних продольных усилий. Решение дифференциального уравнения равновесия десятого порядка впервые построено в одинарных тригонометрических рядах в замкнутом виде.

Реализована MATLAB программа, и демонстрируются результаты расчетов НДС углепластиковой обшивки большой толщины: послойные напряжения в пакете.

Для оценки послойных эквивалентных напряжений и запасов прочности конструктивно анизотропных панелей средней и большой толщины с учётом деформаций поперечного сдвига используется критерий Гольденблата-Копнова, — в общем случае в трёх координатных плоскостях, связанных со слоем.

Перспективы дальнейшего исследования включают задачи статики и моделирование НДС плоских прямоугольных панелей с обшивкой средней и большой толщины, эксцентрично подкреплённых продольно-поперечным набором, из полимерных композитов. Методы расчёта основываются на уточнённой модели, учитывающей деформации поперечного сдвига

в плоскостях x0z и y0z, а также сдвига в плоскости x0y по теории В.З. Власова для тонкостенных упругих стержней и контактной задачи для обшивки и ребра жёсткости.

Оптимальное проектирование элементов планера самолета с ограничениями, сформированными на основе уточнённой теории, служит основой для уменьшения массы авиационной техники, с использованием результатов оптимизации проектов по размерам и весу.

Разработка алгоритма определения стапельной формы крыла магистрального самолета с учетом явлений статической аэроупругости на основе численных методов

Устинов Б.Е., Гостев А.В., Гунчин В.К., Коваль С.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из важных целей при проектировании магистрального самолета является обеспечение максимального аэродинамического качества в расчетной точке крейсерского полета, которое зависит от множества факторов: компоновки, геометрии, режима полета, потерь на балансировку. После проработки конструктивно-силовой схемы крыла и уточнения его жесткостных характеристик, необходимо получить стапельную форму, которая определяется из условия минимальной разницы между геометрической наивыгоднейшей круткой и фактической (полетной), полученной в ходе нагружения.

В данной работе проанализированы различные подходы к определению стапельной формы крыла [1, 2]. Разработан новый алгоритм решения поставленной задачи, основанный на связанном решении динамических моделей аэродинамики и прочности [3]. По сравнению с традиционными методами расчета с использованием балочных конечно-элементных моделей и численных моделей аэродинамики, основанных на панельном методе, предложенный способ позволяет получить более достоверную картину распределения давления на поверхности исследуемой модели, учесть изменение интегральных аэродинамических характеристик ввиду нелинейных упругих деформаций конструкции.

При реализации алгоритма используется параметрическая твердотельная модель теоретического контура крыла, на основе которой строится конечно-объемная (CFD) и конечно-элементная сетки. По результатам связанного расчета в исходную модель вносятся изменения в геометрическую крутку. Цикл повторяется до тех пор, пока в результате нагружения не будет получена наивыгоднейшая форма крыла.

Литература:

1. Bezuevsky A.V., Grigorev A.V. Rational Determination of Wing Jig Shape of a Long-Range Aircraft with Transonic Cruise Regime // 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2021. – 2021.

2. Wan Z., Liang L., Yang C. Method of the jig shape design for a flexible wing // Journal of Aircraft. – 2014. – Т. 51. – №. 1. – С. 327-330.

3. Гунчин В.К., Больших А.А., Устинов Б.Е. Разработка и апробация методики численного моделирования аэроупругого состояния крыла на основе методов конечных элементов и контрольных объемов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023 – № 7 (139). – С. 1-13.

Исследование процессов проектирования струйной системы защиты низкорасположенных турбовентиляторных двигателей магистральных самолетов от попадания посторонних предметов

[1]Ушаков И.О., [1]Серебрянский С.А., [2]Яковышенко О.В.
[1]МАИ; [2]МГТУ ГА, г. Москва, Россия

К современным магистральным воздушным судам, как правило оснащенным турбовентиляторными маршевыми силовыми установками, расположенными на пилонах под крылом, предъявляют высокие требования к уровню безопасности полетов и эффективности эксплуатации [1]. Одна из основных причин снижения уровня безопасности полетов и уменьшения диапазона ожидаемых условий эксплуатации при таком расположении двигателей – повышенная вероятность попадания посторонних предметов с поверхности аэродрома в проточную часть силовой установки. Наиболее эффективное конструктивное

средство защиты двигателей от последствий попадания посторонних предметов - струйная система [2].

Для разработки предлагаемой системы авторами выполнен комплексный анализ характеристик вихревого течения газовоздушного потока, возникающего в процессе нормальной эксплуатации и определена необходимость разработки мер защиты рассматриваемого низкорасположенного двигателя [3]. В настоящей работе рассматривается моделирование газовоздушного течения в области интенсивного вихреобразования при активации струйной системы, как неотъемлемая часть процесса ее проектирования [4].

Объект исследования – турбовентиляторный двигатель со струйной системой защиты. Предмет исследования – работа струйной системы защиты двигателя от попадания посторонних предметов.

Математическое моделирование выполнено с использованием современного программного комплекса ANSYS [5]. Представленные материалы позволяют определить основные проектные параметры системы и целесообразность ее применения в составе рассматриваемого воздушного судна.

Литература:

1. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники / А. Г. Братухин, С. А. Серебрянский, Д. Ю. Стрелец [и др.]. — Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. — 448 с. — ISBN 978-5-4316-0694-6.

2. Ушаков И.О, Серебрянский С.А. Защита элементов конструкции планера магистрального самолета от попадания посторонних предметов // Сборник трудов XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Том 1. Иркутский филиал МГТУ ГА. 2024. С. 91 – 99. ISBN 978-5-6047924-8-3

3. Ушаков И.О. Математическое моделирование процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник магистрального самолета / И.О. Ушаков, С.А. Серебрянский // Инженерный журнал: наука и инновации – 2024. № 2(146). DOI: 10.18698/2308-6033-2024-2-2336

4. Ушаков, И. О. Моделирование процесса вихреобразования на входе в дозвуковой воздухозаборник магистрального самолета / И. О. Ушаков, С. А. Серебрянский // Авиация и космонавтика: Тезисы 22-о Международной конференции, Москва, 20–24 ноября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 53.

5. Ушаков, И. О. Исследование эффективности струйных систем защиты для газотурбинных двигателей самолета от попадания посторонних предметов / И. О. Ушаков, С. А. Серебрянский // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: Тезисы 2-ой Международной конференции, Алушта, 29 августа – 03 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 53-56

Контроль технического состояния агрегатов функциональных систем воздушных судов на основе цифровых двойников

[1]Халезов С.А., [1]Фисенко Д.И., [1]Гостев А.В., [2]Евстратов С.В.
[1]МАИ, г. Москва, Россия;
[2]ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

В процессе формирования современной системы технического обслуживания (ТО) для самолётов нового поколения необходимо ориентироваться на широкое применение стратегий ТО по состоянию, активно используя бортовые интегральные системы диагностирования [1].

Учитывая влияние на безопасность полётов, агрегаты могут эксплуатироваться до момента отказа или до предкритического состояния. В связи с этим, задача прогнозирования состояния агрегата становится актуальной. Предиктивное обслуживание функциональных систем воздушных судов в сочетании с использованием цифровых двойников позволяет определить техническое состояние объекта в данный момент и предсказать его будущее состояние [2, 3].

В работе рассматривается процесс определения предотказного состояния пневматической системы с использованием методов цифрового двойника.

Решались следующие задачи:

• исследование конструкции и принципов функционирования компонентов бортовых систем воздушного судна;

• изучение отчётов о ремонте неисправных компонентов;

• составление списка параметров компонентов для отслеживания их изменений;

• анализ изменений параметров компонентов на основе данных от средств объективного контроля;

• формирование исходных данных и требований для создания математических моделей компонентов, на основе полученных данных;

• создание математических моделей компонентов с использованием методов цифрового двойника в соответствии с определённым списком параметров;

• анализ результатов моделирования компонентов в различных рабочих режимах, включая ситуации отказа.

Ключевыми параметрами для отслеживания динамики изменения в функционировании отдельных агрегатов и пневматической системы в целом, являются:

• давление и температура в пневматической системе;

• массовый расход воздуха в критических местах пневматической системы.

Таким образом, предиктивное обслуживание с использованием цифровых двойников сопряжено со значительными затратами, но эта технология позволяет своевременно выявлять предотказное состояние агрегатов, что приводит к уменьшению простоев воздушных судов и, как следствие, к снижению затрат на техническое обслуживание [4].

Литература:

1. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники / А.Г. Братухин, С.А. Серебрянский, Д.Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.

2. Серебрянский С.А. Цифровой двойник в едином информационном пространстве жизненного цикла как инструмент обеспечения конкурентоспособности изделия авиационной техники / С.А. Серебрянский, Д.Ю. Стрелец, М.В. Шкурин // Автоматизация в промышленности. – 2021. – № 1. – С. 20-26. – DOI 10.25728/avtprom.2021.01.03. – EDN EUDPRA.

3. Гостев А.В. Контроль технического состояния агрегатов функциональных систем воздушных судов на основе цифровых двойников / А.В. Гостев, Д.И. Фисенко // Авиация и космонавтика: Тезисы 22-й Международной конференции, Москва, 20–24 ноября 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 13.-14. – EDN MCJBJH.

4. Гостев А.В. Предиктивный анализ возможности регулярной эксплуатации сверхзвуковых пассажирских самолетов / А.В. Гостев, А.С. Кузнецов, Р.М. Сафин // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: тезисы 1-й Международной научно-технической конференции – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 148-150. – EDN ITGJZM.

Математическая модель для проектирования анизотропных композитных панелей конструкции планера самолетов малой авиации на основе обеспечения устойчивости и прочности при геометрически нелинейном поведении

Шкурин М.В., Митрофанов О.В., Гавва Л.М.

МАИ, г. Москва, Россия

Исследуются гладкие панели, изготовленные из полимерных композитных материалов и подвергающиеся воздействию сжимающих потоков. При проектировании таких элементов авиационных конструкций особое внимание уделяется задачам оптимизации, направленным на создание панелей с минимальным весом.

Потенциал композитных панелей, применяемых в тонкостенных конструкциях, подверженных потере устойчивости, остается недостаточно реализованным, поскольку в авиакосмической отрасли отсутствуют соответствующие нормативные документы.

Изучение закритического поведения представляет собой сложную и важную область, имеющую значительное значение для проектирования и численных исследований тонкостенных композитных конструкций.

Наиболее перспективные разработки по оптимальному проектированию композитных панелей при закритическом поведении связаны с возможным варьированием жесткостей при изменении углов армирования. Интересными являются исследования, посвященные аналитическому подходу к оптимизации укладки композитных панелей при геометрически нелинейном поведении с учетом переменного угла армирования слоистого пакета.

При определении параметров по закритическому состоянию должны быть реализованы аналитические решения геометрически нелинейных задач. Указанные соотношения соответствуют методологии проектирования по закритическому состоянию [1].

Цель данной работы – построение математической модели для проектирования анизотропных композитных панелей конструкции планера самолета малой авиации на основе обеспечения устойчивости и прочности при геометрически нелинейном поведении.

Задача проектирования панелей минимального веса представлена следующим образом: при заданных потоках внешней нагрузки необходимо определить толщину и ширину гладкой композитной панели (целевая функция – вес min) при ограничениях по устойчивости и по прочности при закритическом поведении, которые выполняются в виде равенства единице соответствующих запасов [2].

Приведены соотношения новой математической модели для исследования напряжённо-деформированного состояния (НДС) и устойчивости анизотропных композитных панелей с учётом сложных зависимостей механики композиционных материалов с общей анизотропией свойств в геометрически нелинейной постановке. Уравнение совместности деформаций и моментное уравнение равновесия объединены в систему разрешающих уравнений относительно неизвестных функции Эри и функции прогиба панели, которые определяют все компоненты сложного НДС. Связанные разрешающие дифференциальные уравнения, каждое – четвёртого порядка, содержат производные и четной, и нечётной степени по координатам x и y.

Представленная математическая модель может быть применима для разработки методики проектирования композитных панелей анизотропной структуры.

Литература:

1. Митрофанов О.В. Проектирование несущих панелей авиационных конструкций по закритическому состоянию / О.В. Митрофанов. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 160 с. – ISBN 978-5-4316-0757-8. – EDN USEBNF.

2. Mitrofanov O. Designing of Smooth Composite Panels Providing Stability and Strength at Postbuckling Behavior / O. Mitrofanov, M. Osman // Mechanics of Composite Materials. – 2022. – DOI 10.1007/s11029-022-10008-3. – EDN XVJCSU.

Синтез адаптивной системы управления вертолетом, базирующейся на принципе обратной динамики с использованием упрощенной модели движения ЛА

Щербаков А.И., Ефремов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе рассматривается синтез адаптивной системы управления вертолетом на базе принципа обратной динамики.

Вертолет является неустойчивым объектом управления, поэтому для синтеза регулятора обратной динамики, представляющего собой фильтр в прямой цепи управления, необходимо дополнительно обеспечить устойчивость путем введения дополнительных обратных связей [1]. Существует способ построения регулятора на базе принципа обратной динамики без использования обратных фильтров, заключающийся во введении таких обратных связей по управляемым координатам, которые позволяют компенсировать собственную динамику объекта управления (так называемый NDI-регулятор) [2]. Такой способ реализации регулятора не требует дополнительного обеспечения устойчивости объекта управления и также обеспечивает желаемые характеристики ЛА.

Выполнение требования точного знания динамики объекта управления осуществляется с помощью алгоритма непрерывного вычисления коэффициентов уравнений движения с использованием массива измеренных входных и выходных параметров объекта управления

[3]. Непрерывная идентификация параметров объекта управления позволяет осуществить синтез регулятора, в основе которого лежит упрощенная модель движения. Математическое моделирование показывает достаточную точность такой аппроксимации для синтеза регулятора на принципе обратной динамики.

Для оценки эффективности предложенной системы управления проведены экспериментальные исследования на пилотажном стенде. В качестве объекта управления используется полная нелинейная модель динамики вертолета. В экспериментах участвовало несколько опытных операторов. Результаты исследований показали высокую эффективность предложенной системы управления при выполнении ряда целевых задач, обеспечивается первый уровень пилотажных характеристик.

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

Литература:

1. Synthesis of a helicopter control system using inverse dynamics and its upgrade with the use of a sidestick controller / A.V. Efremov, E.V. Efremov, Z. Mbikayi [et al.] // 46th European Rotorcraft Forum, ERF 2020: 46, Moscow, 08–11 сентября 2020 года. – Moscow, 2020. – P. 9-17. – EDN PTFAXL.

2. C. Miller, Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Architecture and Performance Predictions. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2011, pp. 6467 — 6492.

3. Efremov A.V.; Efremov E.V.; Tiaglik M.S.; Irgaleev I. Kh; Shcherbakov A.I.; Mbikayi Z. Adaptive flight control system for flight safety improvement in reentry and other high-velocity vehicles // Acta Astronautica, Volume 204 –2023 – P. 900-911.

Направление №2
«Беспилотные авиационные системы»

Современные тенденции в сфере стандартизации беспилотных авиационных систем

Блоцкая Н.С.
МАИ, г. Химки, Россия

Современный мир невозможно представить без технических новинок, без стремления человека к ускорению процессов и решению новых задач, модернизации известных технических объектов и созданию того, что ещё вчера считалось невозможным. Если в прошлом столетии человек радовался первому самостоятельному полёту самолёта вместе с братьями Райт, то сегодня он стремится к освоению неба при помощи беспилотных авиационных систем (БАС) и с каждым днём расширяет их возможности.

Сельское хозяйство, строительство, логистика, телевидение, научные исследования, военная сфера – вот неполный перечень сфер, в которых находят применение БАС. С помощью БАС появляется возможность спасать людей, доставлять ценные грузы, выстраивать новые маршруты и внедрять достижения смежных отраслей. Но чем шире становится применение БАС, тем острее становится вопрос о формализации требований к ним.

Понимая необходимость внесения упорядоченности в сферу применения БАС, в 2021 г. Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии (Росстандарта) утвердило комплекс национальных стандартов в сфере беспилотных авиационных систем [1]. Эти стандарты определяют требования к станции внешнего пилота, к компонентам БАС и позволяют категорировать БАС по различным показателям. В настоящее время – это основные стандарты, посвященные БАС.

Следующее важное событие в сфере БАС произошло 18 июля 2024 года, когда Минпромторг совместно с Росстандартом опубликовал программу стандартизации в области БАС на 2024-2032 гг. [2]. Согласно программе более 200 стандартов будут актуализированы и разработаны за ближайшие 9 лет.

В программе выделено одиннадцать групп стандартов: 46 базовых стандартов, 10 стандартов на термины и определения, 77 стандартов на продукцию, 18 стандартов посвящено полезной нагрузке, 32 стандарта на методы контроля, 23 стандарта на процессы и работы, 2 стандарта посвящены воздействию на окружающую среду, 12 стандартов посвящены аэродромам, вертодромам и посадочным площадкам, 4 стандарта касаются метрологического обеспечения и по одному стандарту в группах «материалы» и «средства РЭБ».

Большинство стандартов (194) будет разработано, а не пересмотрено или изменено, причём 164 стандарта не будут иметь стандартов-предшественников.

В рамках программы будет уделено внимание созданию стандартов по безопасности, будут гармонизированы требования нормативных технических документов нашей страны с наилучшими международными нормативными документами. Будут пересмотрены устаревшие правила и нормы. Особое внимание будет уделено стандартизации подготовки и внедрения БАС.

Подводя итоги, стоит отметить, что стандартизация БАС – это современное, развивающееся направление. Наличие программы стандартизации указывает на то, что есть необходимость в определении новых понятий, в закреплении новых требований к БАС и связанным с ними вопросам. И в ближайшие несколько лет, у всех вовлечённых в вопросы, связанные БАС есть возможность наблюдать за развитием нормативной базы по данному вопросу и повышением конкурентоспособности БАС российского производства.

Литература:

1. Национальные стандарты для беспилотной техники: [сайт]. – 2021 – URL: https://www.rst.gov.ru (дата обращения: 28.10.2024).

2. Перспективная программа стандартизации в области беспилотных авиационных систем (БАС) на 2024 - 2032 гг.: [сайт]. – Москва, 2024 – URL: https://www.aviationunion.ru (дата обращения 28.10.2024).

Воздействие искусственного набегающего потока на укороченную посадку беспилотного летательного аппарата

Васильев Ф.А.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Беспилотные летательные аппараты – активно развивающаяся отрасль науки и техники с большим потенциалом развития. На сегодняшний день они стали незаменимыми при воздушной разведке, дистанционном зондировании Земли и доставке грузов. В связи с этим обусловлена актуальности задача интеграции БПЛА в новые прикладные области.

Перспективными являются разведывательные авиационные системы морского базирования. На сегодняшний день их применение ограничено, так как классические способы посадки БПЛА малопригодны в условиях открытого моря. Для этого требуется площадка для торможения, которую сложно предоставить с учётом ограниченного места на палубах кораблей, либо парашютная посадка, которая не является надёжным средством спасения БПЛА из-за её ограниченной точности и зависимости от ветровой обстановки.

Решением могло бы стать создание специального устройства, интегрированного с корабельными системами, позволяющего осуществлять посадку БПЛА в условиях ограниченного места на палубе. На сегодняшний день такие приспособления эксплуатируются за рубежом, в частности наиболее известным примером подобной системы является Skycrane, использующийся в комплексе с разведывательным БПЛА RQ-21.

Недостатком устройств подобного типа являются динамические нагрузки, которым подвергается аппарат в процессе его подхвата. Предлагается способ их снижения при помощи использования специализированной установки, генерирующей искусственный набегающий поток, который способен поддерживать БПЛА в воздухе при его меньшей скорости. За счёт этого кинетическая энергия аппарата в момент подхвата будет меньше и итоговые нагрузки в системе могут быть снижены.

В рамках данной работы стояла задача смоделировать влияние различных вариантов искусственного набегающего потока на динамику посадки БПЛА.

Для оценки динамики системы построена модель в программном пакете MSC ADAMS. В ней была создана система посадки аппарата, включающая в себя горизонтальное плечо и упругий аэрофинишер малой жесткости. БПЛА. В системе ограниченно учитывается аэродинамика самолёта.

Влияние аэродинамической струи самолёта исследовалось в программе SolidWorks Flow Simulation квазистатическим способом. Изучалось силовое воздействие воздушного потока на самолёт при его различных его положениях относительно оси струи, а также при различных вариантах создания струи. Результаты были использованы при моделировании динамики захвата самолёта.

Получено, что при достаточно коротком воздействии на БПЛА динамика захвата самолёта может стать менее благоприятной вследствие того, что компонент подъёмной силы возрастает сильнее, чем компонент силы лобового сопротивления, за счёт чего скорость самолёта в итоге увеличивается и кинетическая энергия в момент контакта становится больше, чем при нормальном полёте. Однако, при более продолжительном воздействии, либо же в случае усиленного потока в итоге удаётся добиться снижения нагрузок в системе.

Для дальнейшей проработки темы планируется изучить, какие потребуются энергетические затраты на генерацию струи достаточной мощности и размера, влияние этого устройства на поведение корабля, на который, потенциально, может быть осуществлена посадка, а также более глубокая проработка устройства для подхвата БПЛА.

Особенности сведения каналов многоспектрального оптико-электронного комплекса

Гук А.С., Беляев К.С.
ПАО «КМЗ», г. Красногорск, Россия

Оптико-электронные системы авиационной техники обычно состоят из телевизионного, тепловизионного и лазерно-лучевых каналов управления (лазерный дальномер целеуказатель, лазерно-лучевой канал управления, лазерная система наведения). В ряде задач в состав оптико-электронных систем дополнительно включают ультрафиолетовый канал, ближний

инфракрасный канал 0,9 – 1,7 мкм, второй тепловизионный канал 3-5 мкм или 8-12 мкм, перестраиваемый гиперспектральный канал 0,5 – 1,7 мкм.

К соосности оптико-электронных каналов накладываются жесткие требования, обычно соосность каналов не должна быть более 10” во всех диапазонах внешних воздействующих факторов, в том числе большого рабочего температурного диапазона от -50С до +50С. Одной из важнейших параметров многоспектральных оптико-электронных систем авиационной тематики является компенсации или учет температурного дрейфа всей конструкции и самих оптико-электронных узлов.

Компенсацию температурного дрейфа в полете можно учесть при введении каналов выверки непосредственно в конструкцию оптико-электронных систем на защитных крышках, на корпусе носителя или на земле при помощи выносной контрольно-проверочной аппаратуры [1], что позволяет с нужной точностью скорректировать метку прицеливания для каждого из каналов с базовым каналом. Другим вариантом компенсации температурного дрейфа (при условии повторения поведения конструкции) являются программные коэффициенты смещения метки прицеливания для каждого из каналов подобранные по температуре, и обеспечивающие требуемые точности [2, 3]. Ещё одним вариантом борьбы с температурным дрейфом является температурное регулирование внутреннего объема оптико-электронных приборов.

Литература:

1 С.Н. Скляров, Устройства проверки согласования оптических каналов оптико-электронных комплексов, Изв. вузов, Приборостроение, 2016, Т. 59, № 9, стр. 741 – 749.

2 Панин В.А., Рудаков В.Ю., Клименко Е.Н., Мазанов Н.Д., Способ автофокусировки тепловизионного канала оптико-электронной системы поиска и сопровождения цели//Патент России №2683603, 2017 г.

3 Малыгин М.С., Шлычков В.И., Исследование эффективности применения узкопольных каналов наблюдения в авиационных оптико-электронных системах, Научно-технический журнал «Контенант», Том 16 №4, 2017 г.

Новый подход к оптимальной маршрутизации полета группы легких беспилотников

Калашников А.И., Моисеев Д.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Маршрутизация полета группы беспилотников (БЛА), решающих задачу облета заданных своим положением локальных объектов, рассматривалась неоднократно в различных постановках [1-3]. При этом, однако, предполагалось, что количественный состав группы задан, либо может быть заранее найден в результате решения определенной вспомогательной задачи. Важно отметить, что на целевую эффективность работы группы влияет как ее численность, так и маршруты полета БЛА, в нее входящих. Одновременно с этим естественным является желание по возможности снизить численность группы без существенно негативного влияния на ее целевую эффективность. С учетом этого в докладе было предложено рассматривать задачу оптимальной маршрутизации полета БЛА, входящих в группу, с одновременной минимизацией численного состава группы. Такой подход методически корректно отражает постановка двухкритериальной задачи оптимизации маршрутов полета беспилотников, в которой в качестве минимизируемых критериев выступает как численность группы, так и время выполнения ею задания по облету всех заданных локальных объектов. Предложенная в докладе методика позволяет получить решение этой задачи как определенное Парето оптимальное множество. Оказывается, что независимо от конкретных исходных данных получаемые множества Парето обладают свойством, позволяющим в результате элементарной операции выбрать рациональную пару «количество БЛА – маршруты их полета». Было установлено, что предложенная методика решения может использоваться как в случае разомкнутых, так и замкнутых маршрутов, а также при любых значениях скорости и направления ветра, который полагается постоянным для рассматриваемой зоны полета.

В медиаформате представлен пример, на базе которого демонстрируется решение рассматриваемой задачи.

Литература:
1. Evdokimenkov Veniamin, Kozorez Dmitriy, Krasilshchikov Mikhail, 2019. Development of pre-flight planning algorithms for the functional-program prototype of a distributed intellectual control system of unmanned flying vehicle groups. INCAS BULLETIN. 11. 75-88. 10.13111/2066-8201.2019.11.S.8.
2. Гончаренко В.И., Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А. Задача оперативной двумерной маршрутизации группового полета беспилотных летательных аппаратов // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. № 1. С. 153-165. DOI: 10.1134/S0002338819010074.
3. Моисеев Д.В. и др. Координированная маршрутизация полета группы легких беспилотных летательных аппаратов с учетом ветра в зоне полета //Тезисы докладов 22-ой Международной научной конференции "Системный анализ, управление и навигация», со 2 июля по 9 июля 2017 г., г. Евпатория, Крым, Россия. – М.: Изд-во МАИ, 2017 – С.153-154.

Оценка влияния прочностных характеристик материалов воздушных винтов на их тяговые и шумовые характеристики

Кротов К.В., Лунев К.О., Арифуллин Р.Х., Хаустов А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время серийные воздушные винты изготавливаются из поликарбоната (ПКТ) [1], тогда как для опытных образцов применяются технологии 3D печати. В таком случае пропеллеры производятся из материалов, чьи прочностные характеристики значительно отличаются от характеристик материалов серийного производства. Целью работы является оценка влияния прочностных характеристик материалов на тяговые и шумовые характеристики воздушных винтов

В качестве прототипа использовался четырех лопастной воздушный винт с диаметром 9 дюймов (228,6 мм). Пропеллеры изготавливались из фотополимерной смолы (ФПС) и акрилонитрил-бутадиен-стирола (АБС):

- прочность на изгиб АБС больше в 2 раза, чем у ФПС;
- модуль упругости на растяжение и изгиб у АБС меньше в 2 раза, чем у ФПС;
- плотность АБС меньше на 15%, чем у ФПС;
- прочность на растяжение материалов сопоставима.

При этом прочностные характеристики ПКТ выше характеристик ФПС в среднем на 40-50%.

Испытания винтов проводились в изолированной эхокамере размерами 2×2×2 м. Частота вращения винтов измерялась оптическим тахометром UT372, тяга – аналоговым тензодатчиком, подключенным к электродвигателю. Амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) регистрировались микрофонами «Экофизика» в серии опытов длительностью 35 с. каждый на режиме одинаковой тяги.

Получены зависимости тяги от частоты вращения винтов в диапазоне частот вращения винтов от 2000 до 9500 об/мин и АЧХ на режиме тяги равной 1,2 кгс. Доказано, что:

1. На частоте вращения до 5500 об/мин тяга винта не зависит от свойств материала.
2. При увеличении частоты вращения выше 5500 об/мин тяга ФПС винта становится выше тяги АБС винта, достигая 17,5% на частоте 8700 об/мин.
3. Уровень звукового давления винта из АБС в частотном спектре до 70 Гц в среднем выше на 1,5 дБ (3,5%), чем у ФПС винта, максимальное различие составляет 9,1 дБ (17%). На частоте от 70 до 1250 Гц уровень звукового давления выше у винта из ФПС на 2,7 дБ (4%), а максимальное различие составляет 7,4 дБ (11%). При частоте выше 1250 Гц винты имеют одинаковые значения звукового давления.
4. Уровень звукового давления по шкале А больше у ФПС винта на 0,4 дБА (<1%), чем у АБС винта, максимальная разница достигается на 63 Гц – 2,9 дБА (8%).

Проведенные исследования показали, что:

1. Существует некоторое значение частоты вращения винтов меньше которого прочностные свойства материалов не оказывают влияние на их тягу, дальнейшее увеличение частоты вращения приводит к тому, что винты, изготовленные из более жестких материалов, имеют

большую тягу. Таким образом, тяга винтов, изготовленных из ПКТ, будет выше, чем у винтов, изготовленных из АБС и ФПС.

2. Не выявлено однозначного влияния прочностных свойств материала на их АЧХ, т.к. существуют диапазоны, в которых более жесткие винты показывают худшие АЧХ, чем винты, изготовленные из менее жестких материалов и наоборот, к тому же имеются диапазоны, когда их амплитудно-частотные характеристики одинаковы.

Литература:

1. Raj Kumar. G, Senthil Kumar. M The Mechanical Characterization of Carbon Fiber Reinforced Epoxy with Carbon Nanotubes // International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development, Vol. 9, 2019, 243-255.

Создание фазированной активной антенной решетки на базе группы беспилотных летательных аппаратов мультикоптерного типа

Крылова М.А., Сотникова Н.В., Страхов С.Ю.
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, Россия

Микро-БПЛА мультикоптерного типа (средние габариты 25x20x6 см) предоставляют доступную и относительно недорогую платформу для организации распределенных в пространстве антенных систем. Дроны выступают в качестве носителей излучающих элементов, что позволяет развертывать антенны с высокой скоростью и гибкостью.

Формирование активной фазированной антенной решетки осуществляется роем мультикоптеров, каждый из которых оснащен излучателем – планарной антенной. Из-за высокой мобильности ожидается, что такая распределенная антенная система сможет обеспечить гораздо лучшую производительность при решении определенного круга задач, чем традиционная фазированная антенная решетка, основанная на одной твердотельной платформе.

Особенностью построения летательных аппаратов (ЛА) в группе является то, что они располагаются на различных уровнях относительно друг друга для уменьшения вероятности столкновения и снижения уровня нежелательных боковых лепестков в диаграмме направленности (ДН), возникающих в случае, когда расстояние между отдельными излучателями превышает длину волны излучения.

Для информационного обмена между ЛА предлагается использовать лазерный канал связи, что позволит улучшить электромагнитную совместимость системы.

Электромагнитное моделирование антенной системы из 45 излучателей (дронов) показало, что, управляя сдвигом фаз в антенных элементах, можно добиться различных форм ДН (один, два или четыре остронаправленных лепестка) с коэффициентом усиления от 50 до 150 раз.

Компьютерный анализ доказал возможность применения роя БПЛА для создания АФАР, поэтому был определен план будущих направлений исследований:

• Анализ влияния нестабильности БПЛА в пространстве (порывы ветра, вибрации) на характеристики ДН.

• Создание алгоритмов управления группой БПЛА и организация движения роя с учетом специфики построения группы.

• Разработка способов повышения точности определения местоположения, ориентации высокоманевренных БПЛА, методов синхронизации между аппаратами в составе группы.

• Разработка системы взаимного наведения и сопровождения между терминалами лазерной связи, расположенных на БПЛА в составе структурированной группы.

Работа выполняется при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Разработка и исследование методов управления группами автономных беспилотных летательных аппаратов на основе перспективных систем информационного обеспечения и взаимодействия между отдельными аппаратами в группе», FZWF-2024-0002).

Применение графеновой пленки в системе терморегулирования батареи БПЛА

Лунев К.О., Боярский Г.Г., Кротов К.В., Хаустов А.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Выход батареи электрических БПЛА за пределы оптимального температурного диапазона сопряжен с рисками возникновения тепловых инцидентов и снижения прогнозируемых сроков эксплуатации батареи, отказу в выполнении полетного задания. Целью работы является оценка применения графеновой пленки [1,2] как альтернативы таким теплопроводящим материалам, как медь и алюминий, в составе пассивной СТР батареи.

В ходе работы проведены исследования по созданию пакетов из графеновой пленки толщиной 0.025 мм с анизотропной теплопроводностью: в плоскости – 1500 Вт/м*К, что до 4х раз выше меди; вне плоскости – 15 Вт/м*К, что более, чем в 20 раз ниже, чем у меди. Исследовались различные варианты пакетов графеновой пленки: склеивание слоев пленки; намотка и частичное склеивание слоев; локальное сверление склеенной части с заполнением теплопроводящим материалом и, опционально, упаковка в медную фольгу.

Для предложенных вариантов разработаны математические модели оценки теплопроводности. Математическая модель включает в себя батарею БПЛА, циклограмму тепловой нагрузки на батарею, воздушный радиатор и слой теплопроводящего материала, соединяющий ячейки батареи и радиатор. Исходные данные для математической модели сняты с летного образца БПЛА. Согласно моделям, внедрение слоев материала на основе пленки толщиной 1 мм между ячейками батареи и выводом их на воздушный радиатор позволяет снизить температуру батареи до 61°C (67°C при использовании меди; 80°C без системы теплоотвода).

Изготовлен ряд прототипов, выявлены технологические сложности процесса изготовления. Размеры образцов составляли 50×25×0.5 мм.

Для проверки расчетных данных спроектирован и изготовлен стенд, состоящий из регулируемого источника теплоты, датчиков температуры, охлаждаемого объекта, теплопередающего материала, радиатора и микроконтроллера для передачи значений датчиков. В ходе испытаний к образцу материала присоединялись охлаждаемый элемент и радиатор, а также 2 датчика температуры. Датчики температуры устанавливались вблизи охлаждаемого объекта и радиатора. На охлаждаемый элемент подавалась фиксированная тепловая нагрузка, после чего система выходила на стационарный режим, во время которого снимались значения температуры охлаждаемого объекта и радиатора.

Проведенные эксперименты выявили преимущества пакета, выполненного методом намотки графеновой пленки и ее локальным склеиванием по сравнению с медью. Установлено, что температура охлаждаемого объекта и радиатора при использовании пакета графеновой пленки снизилась на 7% по сравнению с использованием меди; масса материала снизилась более чем на 60%.

1. L. Peng, Z. Xu, Z. Liu, Y. Guo, P. Li, C. Gao, Adv. Mater. 2017, 29, 1700589. https://doi.org/10.1002/adma.201700589.

2. Rho, H., Jang, Y.S., Bae, H. et al. Fanless, porous graphene-copper composite heat sink for micro devices. Sci Rep 11, 17607 (2021). https://doi.org/10.1038/s41598-021-97165-y.

Об управлении коптером с подвешенным к нему маятником, частично заполненным жидкостью

Селюцкий Ю.Д., Локшин Б.Я., Голуб А.П.
МГУ, г. Москва, Россия

Одной из важных задач, которую выполняют коптеры, является транспортировка различных грузов. В случае если груз подвешен к коптеру и может двигаться относительно его корпуса, это движение должно учитываться в управлении системой, в частности, с целью подавления и предотвращения нежелательных колебаний груза. В данной работе исследуется механическая система, состоящая из коптера, к которому с помощью цилиндрического шарнира подвешен маятник. Внутри маятника имеется сферическая полость, частично заполненная идеальной жидкостью. Система находится в стационарном горизонтальном потоке ветра. Предполагается, что система движется в вертикальной плоскости. Для описания

колебаний жидкости внутри маятника предложена упрощенная модель с конечным числом степеней свободы. Аэродинамическое воздействие на корпус маятника считается сводящимся только к силе лобового сопротивления, и для его описания используется квазистатический подход. Рассматривается задача о выводе системы в режим стационарного горизонтального полета и гашении колебаний маятника и жидкости, находящейся внутри его полости. Предложен алгоритм управления для решения данной задачи (управляющим воздействием является ускорение центра масс коптера). Проведено численное моделирование динамики системы при различных значениях параметров (в частности, скорости ветра, конечной скорости полета), а также различных начальных условиях. Показано, что предложенное управление обеспечивает вывод системы на целевой режим движения и стабилизацию этого режима в достаточно широком диапазоне значений параметров.

Особенности формирования предварительного технического облика корабельного беспилотного воздушного судна вертолетного типа из условий размещения бортового целевого оборудования

Титов Д.В., Парненков А.Е.
АО «НЦВ Миль и Камов», г. Москва, Россия

На современных судах базируются пилотируемые вертолеты (ПВ) и, в перспективе, БВС ВТ, обеспечивающие решение широкого спектра задач.

Для решения конкретной задачи используют специфические целевые нагрузки и целевое снаряжение, а также оснащают летательный аппарат (ЛА) специфическим ЦО [1]. Количество и разнообразие решаемых задач определяют технический облик [2] ЛА.

Применяются следующие подходы к формированию технического облика БВС ВТ:

1. Универсальный. БВС ВТ оснащен ЦО для решения полного спектра задач.
2. Специализированный. На судне находится группа БВС ВТ, каждый решает ограниченный спектр задач.
3. Универсальный со съемным оборудованием. На БВС ВТ предусмотрена возможность установки ЦО для решения полного спектра задач. ЦО устанавливается при подготовке к полетам.
4. Универсальный со съемными модулями (СМ). Развитие предыдущего в сторону удобства технического обслуживания и эксплуатации. ЦО размещается в контейнерах, формируя СМ. БВС ВТ является носителем и имеет на борту оборудование для выполнения полетного задания и универсальное ЦО.

Для обеспечения требуемых технических свойств БВС ВТ оснащают таким же ЦО, что и ПВ. Простое решение – размещение на БВС ВТ полного комплекта ЦО ПВ. Предполагая равенство весовой отдачи [3] БВС ВТ и ПВ как показателя уровня развития технологий, можно увидеть, как с уменьшением взлетной массы БВС ВТ значение относительной массы пустого БВС ВТ становится ниже технически реализуемого.

Рационально снижение массы ЦО на отдельном БВС ВТ: применение подходов с формированием группы БВС ВТ или использованием СМ.

При распределении комплекта ЦО ПВ среди группы БВС ВТ существует порог реализации, определяемый совокупностью характеристик ангара судна и ЦО. Также утрата одного БВС ВТ критически снижает эффективность группы.

Рациональнее облик БВС ВТ как носителя с СМ.

Формируя облик СМ для получения целевых показателей [2] необходимо выполнить требования:

Функциональные:

• СМ обеспечивает выполнение одной или нескольких задач. ЦО в СМ достаточно по критериям эффективности.

• Конструкция СМ или носителя не создает препятствия или помехи работе ЦО.

Экономические:

• Конструкция СМ унифицирована и имеет высокую технологичность изготовления.

Эксплуатационные:

• Установка и съем СМ не замедляют подготовку к полетам, трудозатраты не увеличивают численность наземного персонала.

• Для доступа к ЦО СМ имеет эксплуатационные люки.

• Для подключения к бортовой кабельной сети носителя СМ имеет электросоединители, сгруппированные в доступном месте.

• СМ имеет унифицированные узлы крепления подъемного оборудования и узлы швартовки при хранении в помещении запаса на судне.

Технические:

• Высокая весовая отдача СМ.

• Установка СМ на носитель не приводит к значительному изменению центровки.

• Габариты СМ не препятствуют хранению в помещении запаса. Высота СМ не приводит к чрезмерному увеличению высоты шасси носителя.

Таким образом показана рациональность формирования облика корабельного БВС ВТ с размещением ЦО в СМ и представлен подход к формированию требований к СМ.

Литература:

1. ОСТ 1 02565-86. Вертолеты. Классификация масс, 1986. 7с.

2. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники. М.: Физматлит, 2008. 328 с.

3. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 369 с.

Вопросы создания и внедрения поршневых ДВС для БПЛА малого класса

Ширковский И.А., Бут В.П.

ЦАГИ, г. Жуковский, Россия

Актуальность создания полностью отечественных двух- и четырехтактных поршневых двигателей и гибридных энергоустановок на их основе для БПЛА различного типа (мультироторные, крылатые, VTOL и другие), взлетной массой до 30 кг., позволяющих летательному аппарату находиться в воздухе до 10 часов и более, подтверждается резко возросшей потребностью в таких БПЛА по опыту СВО с одной стороны, значительно расширившимся перечнем задач, решаемых такими аппаратами и все более жесткими санкциями на поставку ДВС малой мощности 1…20 л.с. и гибридных энергоустановок на их основе, с другой. Сложность разработки и организации серийного производства таких двигателей связана во многом из-за отсутствия государственной политики в этой области и финансовой поддержки производителей таких двигателей. В соответствии с этим, двигатели такой мощности отнесены к классу «компонентов», а их разработка и внедрение отданы на откуп производителям комплексов на базе беспилотных летательных аппаратов.

В докладе приведен пример разработки полностью отечественного четырехтактного ДВС М-50 1Ч 3,6/4,2 со степенью локализации более 99%. В конструкции использованы запатентованные в РФ решения по газораспределительному механизму, позволяющие на его основе создавать одно-, двух- и четырехцилиндровые ДВС в оппозитном и V-образном исполнении.

В целях увеличения ресурса, для пар трения – поршень/гильза цилиндра, применено микродуговое оксидирование (МДО) сплава алюминия для получения алмазо-подобного покрытия поверхности гильзы, днища и тронков поршня. Помимо прочего, покрытие днища поршня снижает его среднюю температуру на 50°С, что значительно улучшает его теплонапряженное состояние. Все детали ДВС тоже подвергнуты МДО с получением толщины слоя 30-50 мкм для увеличения коррозионной стойкости ДВС в целом.

Результаты экспериментальной отработки ДВС и выполненного технико-экономического анализа (литье по выжигаемым моделям, SLS-печать, литье в кокиль и под давлением, ЧПУ обработка) позволили выбрать наиболее эффективную технологию изготовления корпусных деталей для небольшой серийности (до 1000 единиц в год) – изготовление на 3-х и 5-ти координатных станках с ЧПУ.

В процессе разработки были изготовлены партии ДВС в вариантах 1Ц М-50, 2ЦМ-100, 2Ц Ф-120 и гибридные силовые установки (ГСУ) на их основе электрической мощностью от

1,5кВт до 3,5кВт для БПЛА типа конвертоплан. Наработка ДВС при стендовых испытаниях в режиме максимальной мощности (на воздушном винте) превысила 200 моточасов.

Полученные результаты позволили независимым производителям БПЛА начать летные испытания ДВС.

Разработанная конструкторская документация на ДВС позволяет в короткие сроки организовать серийное производство двигателей ряда М50/62/120 и ГСУ на их основе по технологии изготовления корпусных деталей «ЧПУ из куска».

Литература:

1. Патент RU 2729585 C1 «Ось распределительного устройства газораспределительного механизма», 11.08.2020 г.

2. Патент RU 2730207 C1 «Газораспределительный механизм для двигателя внутреннего сгорания и двигатель внутреннего сгорания с таким механизмом (варианты)», 19.08.2020 г.

Направление №3
«Силовые и энергетические установки ЛА»

Теоретическое и практическое обоснования перемещения инерциойда в вакууме

Батанов М.С., Бурова А.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

Геометризированная физика вакуума на основе Алгебры сигнатур показывает, что инерция поступательного движения материальных тел связана с тем, что вокруг прямолинейно и ревновано движущегося тела наводится вращательно-поступательное движение вакуумных слоев. Вращение вакуума вокруг движущегося тела описывается метриками Керра в координатах Бойера-Линдквиста, т.е. набором метрик-решений вакуумного уравнения Эйнштейна. При этом метрико-динамическая модель вакуумных токов, наводящихся вокруг движущегося тела, приобретает форму тороидально-винтового вихря. Чем выше скорость движения тела, тем выше скорости и ускорения вакуумных токов в наводимом тороидально-винтовом вихре.

При ускорении прямолинейного движения тела часть энергии затрачивается на увеличение скорости вращения вакуума. Напротив, торможение тела сопровождается возвращением вращательной энергии тороидально-винтовом вихря телу, что приводит к продолжению его прямолинейного движения по инерции.

Данная теория может быть использована для теоретического обоснования возникновении тяги в механизмах типа инециоидов Толчина. С точки зрения геометризированной физики вакуума инерциойды следует рассматривать, как открытые механические системы, взаимодействующие с вакуум.

Использование инерциойдов на космических аппаратах может способствовать развитию такого способа коррекции арбитры спутников в вакууме, при котором не требуется большой расход топлива на коррекцию их орбиты.

Литература:

1. Батанов-Гаухман М. (2023) Геометризованная физика вакуума. Часть II. Алгебра сигнатур. Препринты 2023, 2023070716. https://doi.org/10.20944/preprints202307.0716.v1.

2. Батанов-Гаухман М. (2023) Геометризованная физика вакуума. Часть III. Искривленная область вакуума. Препринты 2023, 2023080570. https://doi.org/10.20944/preprints202308.0570.v4.

3. Шипов Г.И. (1998). Теория физического вакуума. Москва СТ-Центр, Россия ISBN 5 7273-0011-8.

4. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. (1971) Теория поля. Том 2. – М.: Наука, 1988. –509 стр. –ISBN 5-02-014420-7.

Расчеты объемных диаграмм рассеяния лазерных лучей на тонких пленках и на неизотопных кристаллических решетках с целью выявления качества материалов применяемых в авиационной промышленности

Батанов М.С.
МАИ, г. Москва, Россия

На основании законов геометрической оптики с применением методов теории вероятности и математической статистики получены формулы для расчета объемных диаграмм упругого рассеяния электромагнитных волн с различными длинами волн (в частности, лазерных лучей) на тонких металлических пленках и на неизотопных кристаллических решетках металлических деталей.

В полученных расчетных формулах присутствуют параметры, соответствующие свойствам исследуемых материалов, в частности количество атомных слоев, расстояние между атомами в кристаллической решетке, а также коэффициенты, характеризующие наличие дислокаций и анизотропии в структуре исследуемых материалов. Поэтому при сравнении эмпирически полученных диаграмм рассеяния лазерных лучей на тонких пленках и металлических деталей

с результатами расчетов на основании предлагаемых формул, могут быть выявлены структура и дефекты этих изделий.

Литература:

1. Батанов-Гаухман М. С. 2024. Стохастическая интерпретация дифракции частиц на кристалле. Preprints.ru. https://doi.org/10.24108/preprints-3113073.

2. Батанов-Гаухман М. С. 2024. Объемные диаграммы упругого рассеяния микрочастиц на однослойных и многослойных статистически неровных поверхностях. Preprints.ru. https://doi.org/10.24108/preprints-3113019.

3. Bass F. G., Fuks I. M. Wave Scattering from Statistically Rough Surfaces, Pergamon Press, Oxford (1979).

4. Beckmann, P. & Spizzichino A. The scattering of electromagnetic waves from rough surfac-es Norwood, MA, Artech House, Inc., 1987, p. 511.

5. Бреховских Л. М. Дифракция волн на неровной поверхности. Журнал экспериментальной и теоретической физики 1952, 23, 3 (9), 275 – 304.

6. Исакович М.А. Рассеяние волн на статистически шероховатой поверхности. Журнал экспериментальной и теоретической физики 1952, 23, 3 (9), 305 – 314.

7. Shorokhova E. A. & Kashin A. V. Some Features of Electromagnetic Wave Scattering from Statistically Rough Land Covers in the Millimeter-Wave Range of Wavelengths, Radiophysics and Quantum Electronics, vol. 48, (2005), pp. 426–434

Оценка разрешающей способности системы функциональной диагностики ЖРД

[1]Беляева Н.В., [2]Мартиросов Д.С.

[1]МАИ г. Москва, Россия;[2]АО «НПО Энергомаш», г. Химки, Россия

Актуальность данной работы определяется необходимостью повышения качества контроля состояния таких сложных технических систем (СТС), как ЖРД, относящихся к критической категории техники по последствиям отказов.

В настоящее время разработаны многочисленные методы оценки качества различных систем контроля СТС. В работе [1] рассматривается достаточно в общем виде структура таких систем, которая включает в себя технологическую систему контроля и интеллектуальную систему принятия решений.

Система функциональной диагностики (СФД), которая безусловно относится к системам контроля указанного типа, положительно зарекомендовала себя в АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко» при диагностике технического состояния двигателей после огневого испытания (ОИ). В настоящее время возникла необходимость развития этой системы для применения в режиме онлайн-диагностики, т.е. в темпе проведения ОИ. В связи с этим, к СФД должны предъявляться высокие требования к таким характеристикам системы контроля как точность, чувствительность, разрешающая способности и скорость формирования диагностических признаков.

Указанные критерии качества контроля стандартно относятся в основном к прямым измерениям параметров объекта контроля с помощью датчиков – первичных преобразователей конкретных видов и типоразмеров [2].

В данной работе предлагаются аналогичные численные критерии применительно к диагностическим признакам, формируемых СФД на основе математической модели рабочих процессов и измеряемых параметров.

Установлена функциональная связь между этими критериями, позволяющая реализовать процедуру поэтапного диагностирования ЖРД для повышения достоверности принятия решений.

Численные значения полученных критериев можно использовать для сертификации систем функциональной диагностики конкретных типоразмеров ЖРД.

Литература:

1. В. Смирнов, Ю. Подоплекин. Оценка качества интеллектуальной системы для контроля технических объектов, «Стандарты и качество», 2021г.

2. Рекомендации по межгосударственной стандартизации РМГ 29-2013 ГСИ. Метрология. Основные термины и определения. М.: Стандартинформ, 2014.

3. Л.Н. Барботько, Д.С. Мартиросов. Коррекция математической модели ЖРД по результатам огневого испытания для задач диагностики. //Труды «НПО Энергомаш им. В.П. Глушко». М.: 2003, №21, С. 91-104.
4. В.П. Сигорский. Математический аппарат инженера. Из. 2-е, стереотип. «Техника», 1977, С.686,687.
5. В.Я. Лихачев, А.С. Васин, Б.Ф. Гликман. Техническая диагностика пневмогидравлических систем ЖРД. – М.: Машиностроение, 1983. – 204 с., ил.

Численное исследование режимов работы восстановительного газогенератора ЖРД на топливе жидкий кислород и жидкий метан

[1]Боровик И.Н., [1]Косарев М.В., [2]Тюльков К.В., [3]Биндиман А.П.
[1]МАИ; [2]ОДК-Салют, г. Москва, Россия; [3]НПО Энергомаш, г. Химки, Россия

В данной исследовательской работе было проведено расчетное исследование рабочего процесса в восстановительном газогенераторе на топливе жидкий кислород и жидкий метан с использованием трехмерного численного моделирования. Целью исследования было определение зависимости температуры, газовой постоянной и массовой доли сажи на выходе из газогенератора от соотношения компонентов топлива и давления. Расчеты были проведены для двух режимов работы газогенератора – с давлением 200 бар и 492 бар на различных соотношениях компонентов топлива от 0.2 до 1.5.

При проведении численного моделирования использовалось уравнений состояния реального газа Пенга-Робинсона, т.к. компоненты топлива поступают в газогенератор при сверхкритическом давлении, а температура компонентов топлива в расчётной области изменяется от криогенной до существенно сверхкритической. Коэффициенты переноса веществ также изменялись в соответствии с фазовым состоянием. Процесс химических превращений в потоке реагирующей смеси моделировался с использованием модели горения PDF Flamelet [2]. Библиотека модели горения была построена на основе кинетической схемы GRI-MECH 3.0 [3] (53 реагирующих компонента, 250 реакций). Сажеобразование учитывалось с помощью модели Теснера.

Результаты расчетов позволили определить состав продуктов сгорания на выходе из газогенератора и содержанием в нем сажи. Результаты расчетов показывают, что для использованных режимов работы газогенератора величина сажеобразования практически не зависит от давления в зоне горения.

1. Федоров С.А., Слесарев Д.Ф., Исаков Д.В. Экспериментальное исследование накопления углеродных отложений в кислородно-метановом модельном газовом тракте. 2023.
2. Peters N. Laminar diffusion flamelet models in non-premixed turbulent combustion. Progress in energy and combustion science 1984; 10: 319–339.
3. Gas Research Institute Topical Report: M. Frenklach, H. Wang, M. Goldenberg, G.P. Smith, D.M. Golden, C.T. Bowman, R.K. Hanson, W.C. Gardiner and V. Lissianski, 'GRI-Mech-An Optimized Detailed Chemical Reaction Mechanism for Methane Combustion,' Report No. GRI-95/0058, November 1, 1995

Применение минимальных трёхпериодических поверхностей в теплообменных аппаратах, изготавливаемых аддитивными методами

Бородкин Н.М.
ОКБ им. А. Люльки, г. Москва, Россия

Надежность и эффективность, минимизация массы и габаритов теплообменных аппаратов (ТА) имеют большое значение для повышения эффективности работы авиационного двигателя. Использование аддитивных технологий в процессе производства позволяет реализовывать недоступные ранее конструктивные решения, такие как интеграция пространственных периодических структур и их разновидности – трижды периодических минимальных поверхностей.

Минимальные трёхпериодические поверхности — это тип поверхностей, состоящих из выраженных тригонометрическими комбинациями синусоидальных функций элементов с

минимально возможной площадью, бесконечно периодических в трёх независимых направлениях.

Такие поверхности характеризуются крайне высокой площадью, относительно занимаемого объема, кроме того, делят его на две полностью взаимно герметичные части. Эти свойства, вместе с постоянной кривизной, позволяют ТА достигать значительно большей эффективности при снижении массогабаритных характеристик. Исследуемые структуры являются самонесущими и не требуют дополнительных силовых элементов.

В работе было проведено трехмерное моделирование нескольких минимальных трёхпериодических поверхностей, отобранных исходя из технологических ограничений, особенностей аддитивного производства и возможности сохранения характерных размеров каналов, с целью получения диапазонов применяемости, характеризующих эффективность ТА от граничных условий – расхода рабочего тела, скорости потока, размера единичной ячейки.

Выполнено сравнение рассматриваемых структур с классическими трубчатыми и пластинчатыми теплообменниками, с изменением характерного параметра – эквивалентной площади, объёма, размера канала.

Моделирование проводилось в программном комплексе ANSYS 2022 R1 (CFX).

В ближайшее время будут проведены стендовые испытания ТА с интегрированными пространственными структурами, отобранными по результатам проведенных исследований.

Многопараметрический выбор турбореактивных двухконтурных двигателей в условиях серийного производства

Бурова А.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

9 января 2021 года среднемагистральный самолёт Боинг 737 потерпел крушение из-за разбалансировки тяги двигателей. Возможность таких аварий актуализирует исследование резервов повышения взаимного соответствия параметров тяги авиационных двигателей в условиях их серийного производства. Цель исследования – разработка методики многопараметрического выбора турбореактивных двухконтурных двигателей одной серии для повышения безопасности полёта двухдвигательных самолётов.

В результате исследования разработана методика этого выбора по таким косвенным параметрам тяги, как частоты вращения роторов турбин компрессоров низкого давления и компрессоров высокого давления. Применение разработанной методики позволит повышать взаимное соответствие параметров тяги двигателей и обеспечит возможность уменьшения асимметрии тяги турбореактивных двухконтурных двигателей в условиях их серийного производства. А уменьшение асимметрии тяги этих двигателей позволит повысить безопасность полётов двухдвигательных магистральных самолётов. Разработанная методика предусматривает сравнительную оценку косвенных параметров тяги по результатам стендовых двигателей. Для этого необходимо проанализировать их характеристики. На основании результатов такого анализа можно сделать вывод о разбросе силы тяги и косвенных параметров тяги двигателей одной серии. Многопараметрический выбор двигателей позволяет уменьшать разброс тяги выпускаемых двигателей для поставки заказчику. Для этого строим нормально распределение, то есть полученные значения параметров по результатам стендовых испытаний подчиняются нормальному закону. Для уменьшения разброса параметров предлагается сузить вдвое диапазон распределения значений параметров. Полученный разброс, согласно литературным источникам, позволит снизить асимметрию тяги силовой установки самолёта. Но поскольку экономически нецелесообразно отправлять на переборку двигатели, которые не попали в новый интервал то предлагается осуществлять многопараметрический выбор пар двигателей для совместной установки на самолёт. Для этого используется кластерный анализ, в котором использовался метод дальнего соседа.

Кластерный анализ проводился на основе анализа характеристик двигателей. В результате кластерного анализа выделились несколько кластеров. В пределах этих кластеров расхождение зависимости двигателей минимально. Затем две подбора пар двигателей

использовался метод ближнего соседа. Близость зависимости двух двигателей определялась на основании расстояния Фреше. По результатам такого анализа определились пары двигателей для совместных установок на самолёты. Таким образом, кластерный анализ позволил повысить взаимное соответствие качество двигателей, устанавливаемых на один самолёт.

Разработанная методика многопараметрического выбора турбореактивных двухконтурных двигателей одной серии по частотам вращения их роторов низкого давления и роторов высокого давления позволяет уменьшать в условиях серийного производства разнотяговость пар этих двигателей одной серии, предназначенных для силовых установок двухдвигательных самолётов.

Литература:

1. Бурова А.Ю. Сертификация авиационной техники: Учебное пособие. Изд. 3-е.- Москва: ЛЕНАНД, 2021.- 292 с.

2. Бурова А.Ю. Повышение взаимного соответствия качества двигателей летательных аппаратов в условиях их серийного производства // В книге: Авиация и космонавтика. Тезисы 21-й международной конференции. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Москва, 2022. С.97-98.

Анэррорика многопараметрического выбора жидкостных ракетных двигателей для беспилотного летательного аппарата по нескольким их рабочим параметрам

Бурова А.Ю., Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю.

МАИ, г. Москва, Россия

Возможность аварии беспилотного летательного аппарата из-за снижения взаимного соответствия рабочих параметров его жидкостных ракетных двигателей актуализирует исследование резервов снижения погрешности многопараметрического выбора этих двигателей в условиях серийного производства [1]. Цель исследования – формализация критериев многопараметрического выбора жидкостных ракетных двигателей одной серии при проведении их стендовых испытаний, по результатам которых выбирается окончательная конструкция и технология изготовления отдельных систем, агрегатов, узлов и деталей двигателей для таких летательных аппаратов [2-10].

В результате исследования разработаны формулы критериев этого выбора, применение которых обеспечит возможность анэррорики многопараметрического выбора жидкостных ракетных двигателей для беспилотного летательного аппарата по двум рабочим параметрам:

• давление в камере,

• давление на срезе сопла.

Термин «анэррорика» уже использовался для обозначения совокупности методов и устройств снижения погрешности обработки результатов измерений и контроля в научных докладах и статьях, опубликованных в рецензируемых журналах, рекомендуемых ВАК при Минобрнауки РФ и индексируемых в наукометрических базах данных «Scopus» и «WoS».

Многопараметрический выбор предусматривает сравнительную оценку значений рабочих параметров жидкостных ракетных двигателей одной серии, определяемых при проведении их стендовых испытаний. Для уменьшения разброса параметров предлагается сужать диапазон случайного распределения этих значений по нормальному закону Гаусса [1, 10].

Формализация критериев таких двигателей для беспилотного летательного аппарата позволит повышать взаимное соответствие их параметров в условиях серийного производства.

Литература:

1. Бурова А.Ю. Сертификация авиационной техники. Изд. 2-е. М.: ЛЕНАНД, 2019. 300 с.

2. Кочетков Ю.М. Турбулентность. Возникновение неустойчивости в ЖРД // Двигатель. 2012. № 2(80). С. 30-32.

3. Кочетков Ю.М. Фундаментальное граничное условие сопровождения и новая постановка краевой задачи вязкой газовой динамики // Двигатель. 2015. № 5(101). С. 30-32.

4. Кочетков Ю.М. Турбулентность и математическое доказательство ее невозможности в сверхзвуковом потоке // Двигатель. 2018. № 3(117). С. 12-15.

5. Кочетков Ю.М. Турбулентность. Неустойчивость при работе тепловых турбомашин // Двигатель. 2018. № 2(116). С. 10-13.
6. Бурова А.Ю., Кочетков Ю.М. Контроль уровня вибраций цифровыми методами многоступенчатого преобразования Фурье при работе ракетного двигателя // Двигатель. 2019. № 6(126). С. 19.
7. Kochetkov Yu.M., Kravchik T.N., Podymova O.A. Five Theorems of Turbulence and Their Practical Application // Russian Engineering Research. 2019. Vol. 39. No. 10, pp. 855-861.
8. Kochetkov Y., Borovik I., Podymova O., Protopopov A. Variety of gas-dynamic turbulent configurations at internal flow in channels of structurally complex bodies // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 779. No. 1.
9. Кочетков Ю. М., Бурова А. Ю. Газодинамические причины возникновения вибраций в турбонасосных агрегатах // Авиационная и ракетно-космическая. – 2021. – Т.28, №3. – С. 54-62.
10. Бурова А.Ю. Повышение взаимного соответствия качества двигателей летательных аппаратов в условиях их серийного производства // В книге: Авиация и космонавтика. Тезисы 21-й международной конференции. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Москва, 2022. С.97-98.

Проблематика организации проведения калибровки средств измерений в сфере ГОЗ

Версин А.А.
АО «РТ-Техприемка», г. Москва, Россия

Согласно полученным данным, в организациях, выполняющих работы в рамках государственного оборонного заказа, соотношение поверяемых средств измерений к калиброванным составляет не менее 40%. При этом качество выполнения калибровочных работ требует не меньшего внимания, чем организация проведения поверки.

Основными документами, регламентирующими проведение работ по калибровке средств измерений при государственном оборонном заказе, являются ГОСТ РВ 0015-002 и ГОСТ РВ 0008-001. Согласно этим документам, средства измерений, применяемые вне сферы государственного регулирования обеспечения единства измерений, при выполнении государственного оборонного заказа должны быть калиброваны или, по решению организации, проверены.

На текущий момент требования, касающиеся проведения калибровки, регламентированные ранее упомянутыми документами, крайне размыты и могут быть истолкованы двусмысленно. Вследствие этого мы сталкиваемся с проблемой: недобросовестные метрологи интерпретируют требования данных документов в собственных интересах, чтобы избежать ответственности либо получить выгоду. В частности, требования к аккредитации, прописанные в ГОСТ РВ 0015-002, трактуют, что калибровку могут осуществлять юридические лица без аккредитации, в то время как ГОСТ РВ 0008-001 утверждает, что данный вид работ должен выполняться юридическими лицами, аккредитованными в установленном порядке. Это создает противоречивые требования и не дает четкого понимания в части подтверждения компетентности лабораторий на право проведения калибровочных работ.

Кроме того, помимо двусмысленностей в части аккредитации существуют и другие проблемы, касающиеся выполнения основных требований, которые прописаны однозначно.

Это требования в части:

• Наличия документированной процедуры по организации калибровки средств измерений, разработки методик калибровки и расчета неопределенности на предприятии.

• Проведения калибровки с использованием эталонов единиц величин, прослеживаемых к государственным первичным эталонам соответствующих единиц величин.

• Правильной организации калибровки средств измерений и применения средств измерений, прошедших калибровку с прослеживаемостью в системе менеджмента качества организаций.

Для решения этих проблем необходимо:

1. Пересмотреть ГОСТы — уточнить требования, чтобы избежать двусмысленностей и противоречий, особенно в части аккредитации.

2. Разработать внутренние политики — создать четкие документированные процедуры по калибровке, включая методики и расчет неопределенности.

3. Контролировать применение эталонов — обеспечить использование только эталонов, прослеживаемых к государственным первичным эталонам.

4. Обучить и повысить квалификацию метрологов — увеличить уровень профессионализма для исключения недобросовестной интерпретации требований.

Такой подход позволит повысить качество калибровочных работ и уменьшить риски недобросовестного исполнения.

«Двухмерное моделирование цилиндрического газогенератора с непрерывной спиновой детонацией: Влияние инжекции инертного газа и изменения соотношения компонентов на температуру газа на выходе»

Воронин А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В последнее десятилетие детонационные двигатели привлекают внимание в аэрокосмической отрасли благодаря высокому КПД, большому удельному импульсу и возможности создания компактных камер сгорания. Кроме основного применения, они могут служить вспомогательными силовыми установками, например газогенераторами для привода турбин ТНА в ракетных двигателях. Исследования показывают, что детонационные камеры как силовые установки дают преимущества по сравнению с традиционными с горением при постоянном давлении [1,2]. Однако высокая температура газа на выходе из газогенератора с непрерывной спиновой детонацией создаёт серьёзные технические проблемы.

Цель работы — определить параметры впрыска компонентов в камеру газогенератора с непрерывной спиновой детонацией на топливной паре кислород-водород.

Проведено двухмерное моделирование рабочего процесса в таком газогенераторе для исследования возможности его применения для питания турбины ТНА.

Моделирование выполнено в ANSYS FLUENT с использованием одноступенчатой реакции водород-кислород. Расчётная область для первой конфигурации — прямоугольник 0,3 × 0,1м с периодическими ГУ и пользовательской функцией подачи на входе.

Первая конфигурация: температура газа на выходе изменялась путём увеличения избытка горючего. Образовалось 6 детонационных волн. Соотношение компонентов от 2 до 8 снижало температуру на выходе с 3800 К до 1450 К.

Вторая конфигурация: на высоте 75 мм добавлены 10 форсунок диаметром 4 мм для впрыска инертного газа. Температура газа на выходе не изменилась по сравнению с первым вариантом. Образовалось 8 детонационных волн; горячий газ огибал форсунки, образуя области с температурой 800 К при соотношении компонентов 8, но окружающий поток оставался при 1200 К. Поток газа на выходе имел нестабильную структуру.

Третья конфигурация: добавлен второй ряд форсунок на высоте 150 мм, расположенный в шахматном порядке относительно первого. Образовалось 6 детонационных волн, структура течения газа выровнялась, но произошёл разворот детонационной волны. Температура газа на выходе при соотношении компонентов 8 составила 800 К, между форсунками 1000 К.

Четвёртая конфигурация: добавлен третий ряд форсунок на высоте 225 мм; расположение форсунок осталось шахматным. Структура течения газа не изменилась, образовалось 6 детонационных волн с разворотом волны относительно первых конфигураций. Температура газа на выходе при соотношении компонентов 8 составила 800 К; между форсунками в первом ряду 1200 К, во втором 1000 К.

Можно сделать следующие выводы:

1. Создание компактного газогенератора с непрерывной спиновой детонацией возможно. В классических газогенераторах допустимая температура газа составляет около 1000 К. В третьем варианте достигнута температура 800 К. Но для работы в более широком диапазоне соотношений компонентов наиболее эффективен четвёртый вариант.

2. Для дополнительного снижения температуры газа, помимо изменения соотношения компонентов, необходимо введение инертного газа или компонентов топлива для эффективного охлаждения газа, что соответствует практикам классических газогенераторов.

Литература:

1. Andres Z. Mendiburu, Cesar CELIS, 2022, Thermodynamic Modelling of Rotating Detonation Engines Cycles,19th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering At, Bento Gonçalves, RS, Brazil.

2. Zheng H., Qi L., Zhao N., Li Z., Liu X. 2018.A Thermodynamic Analysis of the Pressure Gain of Continuously Rotating Detonation Combustor for Gas Turbine. Applied Sciences,8,535.

Сравнение эффективности систем функциональной диагностики и аварийной защиты жидкостного ракетного двигателя при огневых испытаниях

Гемранова Е.А., Мартиросов Д.С., Каменский С.С., Барашков И.С., Елисеев Н.Д.

АО «НПО Энергомаш», г. Химки, Россия

Рассмотрены проблемы аварийного выключения ЖРД системами аварийной защиты (САЗ) и функциональной диагностики (СФД). Показано, что при создании интегрированной системы контроля, объединяющей преимущества САЗ при контроле быстро развивающихся неисправностей, и СФД при раннем обнаружении медленно развивающихся неисправностей в режиме онлайн-диагностики, будет обеспечено своевременное выключение двигателя или перевод его на безопасный режим работы до наступления катастрофических последствий. Предложена логическая схема принятия решения в рамках интегрированной системы «СФЗ-СФД».

Существующие в настоящее время две успешно применяемые при стендовых огневых испытаниях мощных ЖРД системы контроля – СФД и САЗ с методической точки зрения успешно дополняют друг друга: СФД предназначена для выявления и локализации медленно развивающихся неисправностей, которые могут в процессе своего развития привести двигатель к аварийному состоянию, а САЗ – для контроля быстро развивающихся неисправностей аварийного типа.

Проведено сравнение процедур срабатывания систем СФД и САЗ. Рассмотрены события, которые могут реализоваться в процессе контроля параметров ЖРД, а именно события по времени принятия решения о неисправности.

Представлена графическая иллюстрация моментов времени срабатывания САЗ и СФД при различных темпах развития неисправности.

Показано, что интегрированная система контроля, объединяющая преимущества СФД и САЗ может успешно применяться и при быстро, и при медленно развивающихся неисправностях. Это достигается за счет использования быстродействия и надежности контроля со стороны САЗ при быстро развивающихся неисправностях, а также раннего обнаружения и необходимой глубины поиска неисправности на основе алгоритмов диагностирования СФД при медленно развивающихся неисправностях.

Применение технологического процесса ионного азотирования при производстве зубчатых колес в конструкции вспомогательных газотурбинных двигателей

Горбунов А.А.

МАИ, г. Москва, Россия

В данной статье описывается применение технологического процесса ионного азотирования при производстве зубчатых колес вспомогательных газотурбинных двигателей, как альтернативная замена технологического процесса газового азотирования. Тяжелонагруженные зубчатые передачи играют важную роль при создании компактных конструкций редукторов современного авиастроения.

Улучшение характеристик деталей машин может быть успешно решена с помощью технологических методов, особенно тех, которые используются на последних этапах производства для формирования поверхностного слоя [1].

Множество исследований подтверждают, что долговечность деталей зависит от состояния их поверхностного слоя. Поверхностный слой играет особую роль, поскольку он подвергается

наибольшей нагрузке и активному воздействию внешней (рабочей) среды в процессе эксплуатации [2].

Азотирование является важным процессом для повышения твердости и износостойкости деталей, которые работают при высоких температурах, таких как зубчатые колеса в авиационных газотурбинных двигателях (ВГТД). Все азотируемые детали в ВГТД работают при температурах выше 250 °С. Азотирование позволяет получить поверхностный слой с повышенной твердостью, который сохраняет свои свойства даже при более высоких температурах, до 500-600 °С. Это связано с образованием нитридов, которые обеспечивают высокую твердость слоя.

Известный процесс газового азотирования деталей оказался неприемлемым для зубчатых колес авиадвигателей, к числу наиболее значимых из них относится повышенная хрупкость слоя и большая длительность процесса более 24 часов.

Для исключения вышеперечисленных недостатков целесообразно применять ионное азотирование. Данный процесс имеет значительные преимущества перед газовым азотированием – получение требуемой структуры азотированного слоя при значительном сокращении времени самого процесса.

Таким образом ионное азотирование теплостойких сталей создает условия для совершенствования производства зубчатых колес высокой точности. В данный момент многие зубчатые колеса производятся с применением газовой цементации, в будущем часть из них можно будет перевести на малодеформационный и менее трудоемкий процесс поверхностного упрочнения ионным азотированием [3].

Литература:

1. Силуянова М.В., Горбунов А.А. Применение технологического процесса ионного азотирования в производстве деталей вспомогательных газотурбинных двигателей. Материалы XXXIII международной научно-практической конференции «Фундаментальная наука и технологии - перспективные разработки» 18-19 декабря 2023 г. Bengaluru, India. с. 127-139

2. Ковалев А.П. Разработка технологии комплексного поверхностного упрочнения деталей из титановых сплавов: Дисс. д-ра техн. наук. Москва, 2008. с. 36

3. Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Нежурин И.П. Производство зубчатых колес газотурбинных двигателей: Произв.-практ. издание – М.: Высш. шк., 2001. с. 445

Нульмерная математическая модель рабочих процессов в канале газового импульсного плазменного двигателя

Гордеев С.В.

МАИ, г. Москва, Россия

На сегодняшний день наблюдается экспоненциальный рост количества выводимых на орбиту малых и сверхмалых космических аппаратов (КА), в особенности аппаратов с массой в диапазоне 1-50 кг. При этом, наблюдается рост интереса к использованию реактивных двигателей в составе таких КА.

В большинстве случаев применительно к рассматриваемому диапазону масс КА располагаемая мощность не превышает 50-100 Вт. При таком уровне потребляемой мощности отработанные на высоком техническом уровне двигатели, такие как стационарные плазменные двигатели [1] или ионные двигатели [2] обладают существенно более низкой эффективностью [3].

Одним из перспективных с точки зрения использования в составе космических аппаратов сверхмалого класса видов реактивных двигателей являются импульсные плазменные двигатели. На сегодняшний день в мире проводится значительное количество исследований импульсных плазменных двигателей с различными рабочими телами. При этом, большинство из них направлено на изучение абляционных плазменных двигателей и лишь незначительное количество исследований связано с импульсными плазменными двигателями с газообразным рабочим телом. Использование газообразных рабочих тел (РТ) позволяет повысить удобство компоновки конструкции ДУ. Кроме того, в этом случае возможен подбор параметров

разрядного канала, обеспечивающих снижение протекающих разрядных токов, что позволит снизить массу блока накопителя энергии.

В настоящей работе рассматривается двигатель с газообразным РТ, создана нульмерная нестационарная математическая модель, описывающая истечение РТ через импульсный клапан в объем разрядного канала и электрический разряд, протекающий в нем. В основу модели положены следующие допущения:

1. В открытом состоянии проходное сечение клапана представляет собой кольцевое «сопло».
2. Концентрации заряженных частиц в разрядном канале определяются разрядным током.
3. Ионная компонента тока разряда не учитывается, считается, что весь ток переносится электронами.
4. Теплопроводность в разрядном канале не учитывается.

По результатам моделирования процессов в двигателе по предложенной модели получены зависимости концентраций частиц от времени в импульсном плазменном двигателе с газообразным РТ.

Литература:

1. D. Lee, H. Kim, S. Lee, G. Doh, W. Choe. Development and Performance Test of a 50 W-class Hall Thruster // Presented at the 36th International Electric Propulsion Conference. University of Vienna, Austria, September 15-20, 2019. IEPC-2019-599.

2. Tr. D. Q. Pham, H. T. T. Nguyen, J. Shin. Development of 50 W class RF gridded ion thruster // Presented at the 36th International Electric Propulsion Conference. University of Vienna, Austria, September 15-20, 2019. IEPC-2019-811. IEPC-2019-383.

3. Кульков В.М., Обухов В.А., Егоров Ю.Г., Белик А.А., Крайнов А.М. Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3 (34), ч. 1. С. 187-195. DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-3-1(34)-187-195.

К вопросу определения влияния неравномерности входных параметров на эффективность пленочного охлаждения сопловых аппаратов первой ступени ТВД

Давыдов А.А., Ковалева Н.Н., Вятков В.В.

РГАТУ имени П.А. Соловьева, г. Рыбинск, Россия

Сопловой аппарат первой ступени турбины современных газотурбинных двигателей, для которого актуально использование конвективно-пленочного охлаждения, имеет минимальную высоту проточной части и работает в условиях потока, формирующегося в камере сгорания. Все это приводит к увеличению влияния вторичных течений на его характеристики, и картина выдува охладителя в области входной кромки будет отличаться с точки зрения параметров струи по сравнению с условиями равномерного входа в сопловой аппарат.

Для выявления особенностей формирования охлаждения начальных участков корытца сопловых аппаратов было проведено сравнительное численное исследование трех модельных лопаток с профилями, характерными для высокоперепадных и низкоперепадных турбин высокого давления для трех вариантов высоты проточной части при различных условиях на входе в межлопаточный канал.

В результате расчетного анализа установлено, что характер неравномерности полного давления на входе в сопловой аппарат первой ступени оказывает преимущественное влияние на формирование пленочного охлаждения на корытце профиля. С уменьшением относительной высоты лопатки это влияние усиливается в результате сокращения зоны, свободной от воздействия вторичных течений.

Данные эффекты необходимо учитывать при проектировании лопатки соплового аппарата первой ступени и ее системы охлаждения при известном поле параметров за камерой сгорания.

Упрощенная математическая модель высокочастотного нейтрализатора

Демченко Д.С., Мельников А.В., Хартов С.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Ресурс высокочастотных ионных двигателей ограничен временем работы источника электронов и разрушением ускоряющего электрода [1,2]. Источник электронов в двигателе необходим в качестве катода-нейтрализатора, то есть для компенсации заряда ускоренного пучка ионов за срезом двигателя. Чаще всего используются полые катоды. Их преимущество заключается в высокой плотности тока электронов и низком потреблении электрической мощности. Однако, полый катод имеет существенные недостатки: высокая чувствительность к наличию примесей активных газов в рабочем теле, катод должен быть разогрет до высоких температур перед началом работы. Ресурс таких катодов ограничен испарением термоэмиттирующей вставки, выполненной из материалов с низкой работой выхода. При долгосрочной работе все эти особенности полых катодов создают проблемы, поэтому их состояние должно строго контролироваться с момента изготовления до выработки ресурса [1-4].

Предлагается использование высокочастотного нейтрализатора (ВЧН), который лишен вышеизложенных недостатков, взамен полых катодов. Для оценки параметров ВЧН была адаптирована упрощенная инженерная математическая модель высокочастотного разряда.

Для расчёта использовалась осесимметричная двумерная постановка задачи, которая решалась в программном пакете COMSOL Multiphysics. Процесс моделирования проходит по следующим этапам:

1. Построение упрощённой геометрии основных элементов ВЧН.
2. Внесение исходных данных для расчета (частота и сила тока в индукторе, температура поверхности внутренней стенки разрядной камеры и коллектора и массовый расход рабочего тела).
3. Построение расчётной адаптивной сетки конечных элементов.
4. Проведение расчётов и формулирование выводов по результатам моделирования.

В рамках настоящей работы рассмотрена лабораторная модель ВЧН с диаметром разрядной камеры 40 мм, которая была ранее экспериментально исследована и на которой были получены интегральные характеристики.

В рамках модели решалось четыре связанных подзадачи:

1. Расчёт распределения электромагнитного поля от индуктора в области разрядной камеры.
2. Расчёт распределения концентрации атомов РТ (ксенона) по объёму разрядной камеры.
3. Расчёт распределения концентрации заряженных частиц и эффективной температуры электронов в разрядной камере.

Расчеты в программном пакете COMSOL Multiphysics показали удовлетворительную сходимость результатов с экспериментальными данными. Данную инженерную математическую модель использовать для выбора параметров и геометрических размеров высокочастотного нейтрализатора при проведении дальнейших исследований.

1. Горшков О.А., Муравлёв В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2008. 278 с.
2. Goebel Dan M., Katz Ira. Fundamentals of electric propulsion: Ion and Hall Thruster. JPL Space Science and Technology Series. Jhon Wiley & Sons, 2008 508 p.
3. Важенин Н.А., Обухов Н.А., Плохих А.П., Попов Г.А. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012. 432 с.
4. Shabshelowitz A. Study of RF Plasma Technology Applied to Air-Breathing Electric Propulsion. Dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering) in the University of Michigan. 2013. 188 p.

Регрессионные зависимости для выбора значений геометрических параметров профиля

Дружкова Ю.А., Волков А.А., Соколова А.С., Якимов А.Е.
ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара, Россия

Газотурбинные двигатели эксплуатируются на протяжении более восьми десятилетий. За это время турбина как ключевой компонент газотурбинного двигателя претерпела существенные изменения, что позволило повысить температуру газа перед турбиной с 1050 К до 1500…2000 К. Улучшение турбины осуществлялось постепенно и одновременно по нескольким направлениям. Несмотря на значительный объем информации, накопленный за десятилетия проектирования турбин, для совершенствования и развития методик проектирования турбин требуется выполнение анализа существующих зависимостей и формирование новых, обеспечивающих лучшее начальное приближение и включающих в себя большее количество факторов.

В результате развития методов профилирования для выполнения построения выделены следующие параметры профиля:

- Конструктивный угол на входе – $\beta_{1к}$, [град].
- Угол заострения входной кромки – ω_1, [град].
- Радиус входной кромки – r_1, [мм].
- Ширина профиля – B, [мм].
- Хорда профиля – b, [мм].
- Угол установки профиля – γ, [град].
- Конструктивный угол на выходе – $\beta_{2к}$, [град].
- Угол заострения выходной кромки – ω_2, [град].
- Угол отгиба выходной кромки – δ, [град].
- Положение максимальной толщины профиля – x_{cm}, [мм].
- Максимальная толщина профиля – c_{max}, [мм].
- Минимальное расстояние между соседними профилями в решётке, «горло» канала – $a_г$, [мм].
- Радиус выходной кромки – r_2, [мм].
- Шаг профиля – t, [мм].

Последовательность нахождения параметров профиля может быть любой, в зависимости от заданных входных данных. В общем случае, по результатам одномерного (1D) расчета известны углы потока на входе и выходе, а также приведенная скорость потока за решеткой. Кроме того, известна ширина профиля из меридионального вида. Для нахождения всех остальных геометрических параметров следует задать радиус выходной кромки и максимальную толщину или площадь профиля. Этих данных с учетом существующих зависимостей достаточно для нахождения всех остальных геометрических параметров профиля и выполнения построения пера лопатки турбины.

Диапазоны изменения рассматриваемых геометрических параметров получены на основании данных 175 профилей. Достаточная точность (относительная ошибка меньше 0,1) для выбора угла установки, конструктивного угла на выходе и хорды профиля обеспечивается рассмотренными в литературе зависимостями. Для остальных геометрических параметров профиля все рассматриваемые зависимости имеют относительную ошибку больше 0,1, поэтому могут использоваться только в качестве начального приближения и должны быть уточнены в процессе профилирования.

Кроме того, зависимости для выбора геометрических параметров профилей должны обеспечивать определение их оптимальных значений, а не только предоставлять информацию, полученную на основании обобщения статистических данных по выполненным профилям.

1. Аронов Б.М. Проектирование пера лопаток авиационных газовых турбин. Пособие по курсовому и дипломному проектированию. Куйбышев 1970.

2. Аронов Б.М. Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. М., «Машиностроение», 1975, 192 с.

3. Мамаев Б.И. Газодинамическое проектирование осевых турбин авиационных ГТД. Учебное пособие для студентов, 1984, 69 с.

Численное исследование прочности прямоугольных коротких и длинных композитных панелей при закритическом состоянии при сжатии и сдвиге

Евреинова Г.Д.
МЭИ, г. Москва, Россия

Объектами исследований данной работы являются композитные панели с ортотропной структурой, нагруженные сжимающими и касательными потоками при допустимости закритического поведения. В работе приведены аналитические решения геометрически нелинейных задач методом Бубнова-Галеркина.

Показано, что для численного исследования начального этапа закритического поведения длинных прямоугольных панелей возможно использование прогибов, включающих один член тригонометрического ряда. Задача определения геометрически нелинейного состояния в этом случае сведена к решению одного нелинейного уравнения относительно амплитуды прогиба при известной укладке и толщине панели. При рассмотрении задачи оптимального проектирования относительно толщины панели используется условие достижения действующих напряжений в потенциально-критических точках напряжений предельным по прочности значениям.

Для гладких коротких прямоугольных (при $b<a<1.5b$) панелей в работе использовано два члена ряда и решение геометрически нелинейной задачи определения НДС сведено к численному решению системы двух уравнений относительно двух амплитуд прогиба. Задачи оптимального проектирования при неизвестной толщине панели сведено к решению системы трех нелинейных уравнений. В этом случае также использовано условие достижения действующих напряжений в ПКТ напряжений предельным по прочности значениям.

В работе рассмотрены возможности использования различных критериев прочности в методиках проектирования композитных панелей. В частности, рассмотрены уравнения, соответствующие 1-й теории прочности для композитной панели, критерию Цая, а также представлены соотношения позволяющие проводить оценки минимальных толщин при рассмотрении поперечных касательных напряжений.

Показатели качества процесса исследовательских испытаний электроракетных двигателей

Ермакова М.О., Монахова В.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Повышение требований к качеству процессов исследовательских испытаний электроракетных двигателей (ЭРД) обуславливает необходимость поиска решений по их модельному представлению, а также разработке методик анализа их результативности и эффективности.

ГОСТ Р ИСО 9001:2015 [1] рекомендует устанавливать цели, критерии и показатели (пп. 4.4.1, 8.1, 8.5.1, 9.3.2 и др.) как для обеспечения результативности процесса, так и для эффективного управления им.

Для оценки результативности и эффективности процесса исследовательских испытаний ЭРД авторами разработаны общая и детализированные модели его основных этапов (планирование, проведение испытаний, обработка и анализ результатов испытаний, принятие решений) [2].

На основе анализа построенных моделей предложена иерархическая структура показателей качества процесса исследовательских испытаний, показывающая взаимосвязь комплексного (обобщенного) показателя качества процесса (0-й уровень) с групповыми/единичными показателями качества (более низкие 1-й, 2-й и т.д. уровни). При этом к групповым показателям 1-го уровня отнесены: качество объекта (образца ЭРД, его элементов, агрегатов и т.п.); качество испытательного стенда; качество автоматизации процесса испытаний; качество проведения испытаний; качество кадрового обеспечения испытаний; безопасность, экономичность и экологичность процесса испытаний. Каждый групповой показатель 1-го

уровня раскрывается групповыми/единичными показателями более низких уровней. Например, показатель «Безопасность процесса испытаний» может быть представлен совокупностью единичных показателей 2-го уровня: безопасность объекта; безопасность испытательного стенда; безопасность средств измерений; безопасность проведения испытаний в части влияния на оператора и окружающую среду.

Групповые показатели 1-го уровня могут быть определены методом свертки групповых/единичных показателей более низких уровней на основе аддитивной схемы с учетом весовых коэффициентов значимости, а комплексный (обобщенный) показатель качества – методом свертки групповых показателей 1-го уровня.

Предлагаемая система показателей качества процесса исследовательских испытаний позволяет разработать методику количественной оценки качества, дающую возможность принимать более обоснованные решения по определению путей развития методологии исследовательских испытаний электроракетных двигателей.

Литература:

1. ГОСТ Р ИСО 9001:2015. «Системы менеджмента качества. Требования».

2. Ермакова М.О., Монахова В.П., Ерикова А.М., Карепин П.А. Исследовательские испытания электроракетных двигателей. Методология и управление процессом. // Журнал «Компетентность». – 2024. - № 9-10.

Прямое преобразование энергии в космической ядерной энергетике

Ефимов И.В., Еремин А.Г.

МАИ, г. Москва, Россия

Для осуществления ряда современных задач в космическом пространстве необходимо создание надежных энергоустановок способных работать длительное время.

Наибольший интерес для решения этих задач вызывает применение ядерной энергии [1]. Наибольшая энергоемкость и компактность таких источников выгодно отличают их альтернативных источников, пригодных для использования в космосе.

Применение ядерной энергии в космосе заключается, в использовании на борту КА компактных ядерных реакторов деления или радиоактивного распада.

Наибольшее распространение получили радиоизотопные термоэлектрические генераторы.

Альтернативой является использование космической ядерной энергетической установки (КЯЭУ). Советский Союз являлся безусловным лидером в этом направлении выпустив несколько моделей КЯЭУ I поколения.

Все реализованные КЯЭУ использовали для генерации электроэнергии прямое преобразование. Не смотря на растущий интерес в области использования машинного преобразования в КЯЭУ – приоритетным направлением остается использование прямого преобразования за счет высокой энергоёмкости и надежности в виду отсутствия движущихся частей.

Для создания условий работы термоэмиссионного преобразователя необходима цезиевая система (ЦС). В реакторах “Топаз” использовалась расходная ЦС. Малый запас цезия приводил к ограничению ресурса всей КЯЭУ.

В долгоресурсных КЯЭУ II поколения необходимо использовать ЦС регенеративного цезиевого цикла, это позволит снизить массу заправляемого цезия. Такая ЦС за счет многократного использования цезия позволит обеспечить необходимую концентрацию и расход цезия в КЯЭУ, для поддержания работоспособности и выработки электроэнергии на заданном уровне в течении всего периода функционирования КЯЭУ.

При проектировании ЦС КЯЭУ возникает конкретных требований. Для обеспечения регенерации цезия необходимо обеспечить устойчивую циркуляцию цезия в ЦС. В отсутствии гравитации эту задачу можно реализовать, с использованием насоса основанном на принципе капиллярного эффекта [2]. Не требующего бесперебойного энергоснабжения. При этом ЦС необходимо разместить в ограниченном пространстве вблизи горячего корпуса реактора, предусмотрев зону пониженной температуры для обеспечения регенерации цезия и работы капиллярного насоса.

Приоритетным с точки зрения высокой надежности, а также энергоёмкости направлением является использование термоэмиссионного преобразования для КЯЭУ.

При проектировании ЦС для КЯЭУ с многолетним ресурсом должна лежать схема регенеративного цезиевого цикла.

Создание КЯЭУ с термоэмиссионным преобразованием тепловой энергии в электрическую требует разработку методики проектирования ЦС термоэмиссионной энергетической установки, что позволит комплексно решить поставленные при проектировании задачи.

Литература:

1. Андреев П.В., Демидов А. С., Ежов Н.И., Еремин А. Г., и др. Космические ядерные энергоустановки и электроракетные двигатели. Конструкция и расчет деталей: учебное пособие М.: Изд-во МАИ, 2014. — 508 с.: ил.

2. Абитов А.Р., Ефимов И.В., Ромадова Е.Л., Савинов А.Б. Генератор пара рабочего тела термоэмиссионного реактора-преобразователя космической ядерной энергетической установки. Патент РФ № 2755795. 21.09.2021.

Исследование смесеобразования в низкоперепадной газожидкостной форсунке со скрещенными каналами

Жданов В.И., Мукамбетов Р.Я., Бондаренко Н.С., Печерский А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Физической основой эффективного распыливания газожидкостного топлива при использовании форсунок со скрещивающимися каналами является интенсивное турбулентное смешение жидкого и газообразного компонентов топлива даже при низких скоростях течения по каналам.

Конструкции подобных форсунок обеспечивают высокое качество распыливания при перепадах давления на уровне 0,1 атм. Эта характеристика позволяет применять данный вид форсунок в различных энергетических установках, работающих на газожидкостных компонентах топлива.

В работах [1, 2] приводятся результаты огневых испытаний двухкомпонентной газожидкостной форсунки внутреннего смешения со скрещенными каналами, которые подтвердили ее высокую эффективность.

В данной работе представлены результаты численного моделирования, холодных проливок и огневых испытаний газожидкостной форсунки со скрещенными каналами. Приведены результаты экспериментальных исследований и численного моделирования, определены углы распыла, проведено сравнение результатов.

Эксперименты показали, что горение керосино-воздушной смеси, генерируемой форсункой, устойчиво в широком диапазоне величин коэффициента избытка окислителя от 2 до 35. Углы распыла топлива при этом меняются от 80 до 101 градуса. Перепад давления по газу составил 0,1 атм, а по жидкости перепад давления варьировался от 0,2 до 0,48 атм. Согласно математической модели рабочего процесса течения и смесеобразования, угол распыла жидкости составил 109 градусов, в то время как при испытаниях на соответствующем режиме угол распыла составил 101 градус. Погрешность при этом составила 7,92 %.

Анализ изображений, полученных при разных уровнях суммарного коэффициента избытка окислителя, показал низкую концентрацию сажи, что косвенно указывает на высокий уровень полноты сгорания топлива.

Исследование течения воздушного тракта под камерой сгорания двухконтурного турбореактивного двигателя

Загородников С.А., Силуянова М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Статья посвящена исследованию течения воздуха в части модуля под камерой сгорания, который напрямую зависит от отбора за компрессором. Смоделирована двухмерная геометрия области течения воздушного потока и заданы граничные условия на крейсерском режиме работы двигателя [1]. Были учтены особенности протекания воздушного потока через лабиринтные и щеточные уплотнения, учитывается вращение вала высокого давления,

оказывающего влияние на газодинамические характеристики потока. Были просчитаны два варианта учитывающих тепловое излучение от камеры сгорания и конвективного теплообмена от воздушного потока [2, 3]. С использованием современного программного пакета ANSYS CFX произведен расчет течения воздушной утечки в данной области численными методами. Результаты показывают, что при втором варианте за счет турбулизации потока от вращения вала требуется меньше расхода утечки, тогда как при распределении излучения от камеры сгорания на статорную часть рассматриваемой области температура неравномерно распределяется по потоку и перемешивание за счет вращения вала происходит не сразу. Температура в первом случае выше, при этом картина течения больше соответствует экспериментальным данным.

В местах сужения наблюдаются наибольшие скорости течения воздуха. В области после прохождения места сужения возникает завихрение потока воздуха. Применяются численные методы решения газодинамической задачи с учетом применения пористости для модели уплотнений и теплообмена, учитываемого при работе камеры сгорания. Рассмотренные подходы могут быть применены для решения задач по оценке термических нагрузок на вал высокого давления и оптимизации газодинамических характеристик отбора от компрессора высокого давления газотурбинного двигателя.

Литература:

1. Силуянова М.В. Основы проектирования, конструкция и расчет основных характеристик авиационных газотурбинных двигателей / М.В. Силуянова. - Москва: Общество с ограниченной ответственностью «Издательство Доброе слово и Ко», 2023. – 166 с.

2. Загородников, С. А. Оптимизация течения воздушной утечки в области под камерой сгорания двухконтурного турбореактивного двигателя тяговооруженностью 7 тонн / С. А. Загородников, А. В. Самойлов, М. В. Силуянова // Двигатель. – 2024. – № 1-2(151-152). – С. 6-8. – EDN BFTGHR

3. Сенюшкин Н. С., Харитонов В. Ф., Ялчибаева Л. Н. Расчет теплового состояния стенок камер сгорания ВРД //Вестник Воронежского государственного технического университета. – 2012. – Т. 8. – №. 5. – С. 73-76

Программный комплекс анализа вибрационных сигналов

Звонарев С.Л., Звонарева Г.А. Парфенюк Д.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Задачи исследования вибрационных сигналов актуальны на всех стадиях жизненного цикла газотурбинных двигателей. Применение программного обеспечения исследования вибрационных характеристик позволяет успешно решать эти задачи, как при проектировании двигателей, так и в серийном производстве, и в эксплуатации. Разработанный программный комплекс анализа вибрационных сигналов входит в состав системы вибрационной диагностики, включающей в себя также стендовый и эксплуатационный комплексы, позволяющие провести измерения и регистрацию вибрационных сигналов как при проведении стендовых испытаний авиадвигателей, так и в эксплуатации. Стендовый и эксплуатационный комплексы осуществляют контроль вибрации двигателей в соответствии с ТУ и регистрацию вибрационных сигналов в базы данных. Представляемый программный комплекс позволяет исследовать вибрационное состояние двигателя, выявлять источники повышенной вибрации, оценивать положение резонансных зон, решать диагностические задачи.

Как уже отмечалось, база данных, используемая комплексом, заполняется во время работы стендового или эксплуатационного комплекса. Она содержит параметры измерительной системы, параметры циклограммы испытания – значения частот вращения роторов, нормируемые параметры вибрации для всех каналов измерения, кадры данных широкополосной вибрации.

Открыв испытание, пользователь получает доступ к данным по вибрации в любой момент испытания, в качестве инструментария доступны полосовые и следящие фильтры, спектры вибрации с изменением времени кадра и различными оконными функциями, спектр огибающей, построение каскадных спектральных диаграмм и амплитудно-частотных

характеристик для любой гармоники, а также суммы гармоник. В качестве высокоэффективного средства автоматизации выступает кинематическая модель двигателя, позволяющая идентифицировать в спектре источники вибрации, что повышает эффективность исследований. Развитые средства протоколирования позволяют получать графики в векторной форме, в формате, совместимом с офисными приложениями для публикации отчетов.

В завершении следует отметить, что все разработанное программное обеспечение использует открытое ПО пользовательского интерфейса, машиной графики, системы управления базами данных, цифровой обработки сигналов. Настоящая разработка является развитием системы вибрационной диагностики, используемой более 20 лет в промышленности.

Литература:

1. Звонарёв С.Л., Поклад В. А., Потапов А. Ю. Стендовый комплекс диагностики авиационных двигателей // Современные технологии автоматизации. - 2002. - №1. - С. 42–47.

Установление требований к законодательной метрологии на основе инфраструктуры качества в условиях индустрии 4.0

[1]Карепин П.А., [2]Шулепов А.В.

[1]МАИ; [2]МГТУ «Станкин», г. Москва, Россия

Современное состояние мирового сообщества характеризуется особой фазой исторического развития человечества, процесс формирования которой протекает разновекторно, нелинейно, циклично. Для придания направленного развития мирового сообщества необходима общепринятая и закрепленная документально парадигма существования, жизнеспособности и совершенствования человечества. Такой парадигмой установленной стратегическим документом ООН является концепция устойчивого развития. Концепция определяет фундаментальную основу существования мирового сообщества, его устойчивость на основе баланса интересов, затрагивающих экономику, окружающую среду и социальное благополучие. Учитывая, что преобладающим элементов обеспечивающий существования человечества является материально-технический базис, организация ЮНИДО провозгласила концепцию всеобщего устойчивого промышленного развития (ISID). Все частные структуры отражающие различные стороны индустриального развития мирового сообщества должны быть связаны и вытекать из данной глобальной концепции.

В основу научного изучения развития материально-технической базы цивилизации положена идея цикличности. Наиболее востребованной является концепция промышленных революций, в рамках которой была создана платформа «Индустрия 4.0». Для реализации технологий индустрии 4.0 была разработана и стандартизована эталонная архитектурная модель индустрии 4.0 (RAMI 4.0). Проецирования методологии индустрии 4.0 на идеи и принципы TQM позволяет говорить о переходе на новый уровень качества, который определяется как «Качество 4.0». Использование технологий на основе развития инструментов TQM создает теоретическую базу современного менеджмента качества.

Для решения проблем качества необходимо создание некоторой фундаментальной основы для продвижения идей актуальности и глобальности качества. Такой основой стала инфраструктура качества как система, объединяющая различные приоритетные аспекты своего существования и развития. Инфраструктуры качества состоит из многочисленных взаимосвязанных сфер деятельности, входящих в стандартизацию, метрологию и оценку соответствию. В условиях рынка инфраструктура качества должна способствовать удовлетворению потребностей главных заинтересованных сторон при приемлемых понесенных затратах. Различают различные уровни инфраструктуры качества.

В инфраструктуре качества большое значение имеет метрологическая компонента, которая проявляется не только самостоятельно, но и как как результат взаимодействия с другими подсистемами. Данное обстоятельство нашло отражение в рекомендациях международного документа МОЗМ: OIML D1 Edition 2020 (E). Национальная метрологическая инфраструктура является основанием для установления требований к правовому и организационному базису

в области законодательной метрологии, построению национального законодательства и политики в области метрологии.

1. ГОСТ Р 59700-2021 Умное производство. Модель эталонной архитектуры индустрии 4.0 (RAMI 4.0).

2. Dan Jacob. What is Quality 4.0? URL: https://blog.lnsresearch.com/quality40 (дата обращения: 20.10.2024).

3. OIML D1 Edition 2020 (E), National metrology systems – Developing the institutional and legislative framework. International Document Organization of Legal Metrology (OIML), International Bureau of Weights and Measures (BIPM). URL: https://www.armstandard.am/storage/files/editor/OIML%20ENG.pdf.

Исследование характеристик покрытий на основе нитрида титана с добавками мягких металлов

Катанов М.А., Савушкина С.В., Николаев И.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Создание покрытий на основе твердых матриц с добавками мягких металлов является перспективным решением проблемы уменьшения износа узлов трения ДЛА И ЭУ, в том числе при повышенных температурах [1-3]. Основным механизмом смазки является их повышенная пластичность и низкая прочность на сдвиг при повышенных температурах их мягких компонентов, а твердая матрица способствует сохранению структуры покрытия в процессе изнашивания. В работе исследованы магнетронные покрытия на основе нитрида титана с добавками индия, меди и свинца. Добавление свинца в структуру покрытия TiN–Cu–In привело к возрастанию толщины покрытия приблизительно на 70% до 1.2 мкм. Поверхность полученных покрытий характеризуется 2 типами областей: ровными однородными участками и столбчатыми микронеровностями. Содержание Cu в покрытиях 1 (TiN-Cu-In) и 2 (TiN-Cu-In-Pb) 7 и 12 ат.%, In – 6 и 8 ат.%, соответственно. Содержание свинца в покрытии 2 – 14 ат.%. Добавка свинца привела к возрастанию Ra в 2 раза. Параметр Rsk, показывающий асимметрию распределения высот профиля относительно средней линии, характеризуется положительным значением для всех покрытий, что говорит об отклонении в распределении высоты ниже средней линии, возможной остроконечности рельефа. Микротвердости покрытий практически идентичны (~260 HV).

Коэффициент трения определяли по схеме сфера–диск в режиме возвратно-поступательного износа при следующих параметрах: перемещение 15 мкм, нормальная нагрузка в контакте – 1 Н, частота перемещения 20 Гц. Коэффициент трения практически не изменяется в течение 50000 циклов испытаний для покрытия 1 (~0.20), а для покрытия со свинцом возрастал до ~0.30. По величинам коэффициентов трения полученные значения ниже, чем обычно характерны для нитрида титана (~0,75-0,90), что связано с наличием мягких металлов в покрытиях. Изменение трибологических характеристик при различных направлениях возвратно-поступательного перемещения контртела относительно исходной позиции образцов исследовали в течение 10000 циклов. Наименьший коэффициент трения (~0.10) соответствует перемещению при 45 град. В исходном положении составляет ~ 0.20, а при 90 град ~0.3. Объемный износ заметно выше в исходном положении. В результате испытаний образца 2 наименьший коэффициент трения и объемный износ получены при перемещении контртела также под 45◦ (до 0.25) относительно исходного положения образца (~0.30). В исходном положении и при повороте на 90 град (~0.35) износ значительно возрастает.

Таким образом для покрытий, полученных в идентичных режимах, меньший коэффициент трения и износ получены бессвинцовым покрытием TiN-Cu-InSn, что имеет существенное значение для промышленности.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 22-19-00754).

1. Лесневский Л.Н., Тюрин В.Н., Ушаков А.М. Способ формирования композитных твёрдосмазочных покрытий на рабочих поверхностях узлов трения. Патент на изобретение №2416675 от 20.04.2011. – 7 с.

2. Lozovan A., Savushkina S., Lyakhovetsky M., Nikolaev I., Betsofen S., Kubatina E. Investigation of structural and tribological characteristics of TiN composite ceramic coatings with Pb additives // Coatings. 2023. V. 13. Art. N 1463.

3. Лозован А.А., Савушкина С.В., Ляховецкий М.А., Кубатина Е.П., Николаев И.А. Исследование структуры и трибологических характеристик покрытия системы TiN—Cu с добавками In и Sn// Деформация и разрушение материалов. № 9, 2023, С. 11-20, DOI: 10.31044/1814-4632-2023-9-11-20.

Разработка математической модели высотно-скоростного испытательного стенда

Кащеев И.С., Боровиков Д.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Непрерывно растущие требования к характеристикам вновь разрабатываемых авиационных двигателей (АД) в первую очередь сказываются на сложности и стоимость их создания. Цикл разработки авиационных двигателей очень наукоёмкий и ресурса затратный. Значительную часть разработки составляет экспериментальная доводка АД. С ростом сложности конструкции двигателя так же возрастает и сложность испытаний. Испытания АД могут происходить как в составе летающей лаборатории (ЛЛ), так и в наземных испытательных комплексах, которые имитируют параметры среды, советующие условиям полётного цикла.

Разработка параллельно со строительством испытательного стенда его подробной математической модели может позволить детально проработать структуру стенда, оценить энергетические затраты и отладить систему управления. Что в итоге позволит существенно снизить сроки создания испытательного комплекса. Во время эксплуатации стенда математическая модель позволит улучшить планирование экспериментов, а также заменить часть испытаний на симуляции [1,2].

В работе предложена математическая модель, описывающая высотно-скоростной испытательный АД. Построение имитационной модели происходит с использованием метода связанных графов, основанных на потоках мощности между элементами системы и двунаправленных парных связях, что позволяет моделировать в рамках одной модели взаимодействие систем, имеющих различную физическую природу [3].

1. He F., Ning D., Yong L. The Modeling and Analysis of Fuel Metering System of Gas Turbine based on AMESim //Journal of Physics: Conference Series. – IOP Publishing, 2022. – Т. 2383. – №. 1. – С. 012076.

2. Muhammad Omer Siddiqui, Amir R. Nejad, Jan Wenske, on a new methodology for testing full load responses of wind turbine drivetrains on a test bench, Forsch Ingenieurwes (2023) 87:173–184.

3. Кащеев И.С. Построение имитационной математической модели испытательного стенда для проведения виртуальных испытаний / И.С. Кащеев // Гагаринские чтения - 2023 : Сборник тезисов докладов XLIX Международной молодежной научной конференции, Москва, 11–14 апреля 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 191.-192. – EDN XDYUTV.

Опыт применения сквозного моделирования при проектировании малоразмерного газотурбинного двигателя

Ковалева Н.Н., Давыдов А.А., Вятков В.В.
РГАТУ имени П.А. Соловьева, г. Рыбинск, Россия

При построении методологии проектирования газотурбинных двигателей реализуется большой комплекс задач, для решения которых возможно использование численного моделирования. Развитие численного моделирования в настоящее время идет по пути усложнения математических моделей, используемых при определении характеристик отдельных узлов. При этом такие задачи проектирования, как расчет пневматической схемы двигателя, расчет параметров потоков во внутренних полостях, общие задачи термодинамического анализа решаются на основе одномерных методик, применение которых требует обязательного уточнения по результатам испытаний, что приводит к увеличению сроков проектирования и является неприемлемым для современной экономики. Полностью исключить использование одномерных расчетных моделей различного уровня при проектировании ГТД в настоящее время невозможно, но для малоразмерных двигателей вне

зависимости от их назначения возможна реализация сквозного математического моделирования рабочего процесса.

Разработанная методика сквозного численного моделирования реализована для малоразмерного ТРД с центробежным компрессором, противоточной кольцевой камерой сгорания, осевой неохлаждаемой турбиной и сужающимся соплом.

С точки зрения объема сквозной расчетной модели при проектировании возможны два случая ее исполнения:

1) Без учета внутренних полостей (достоинства подхода – малый объем расчетной задачи, недостатки – сокращенный объем решаемых задач).

2) С учетом внутренних полостей (достоинства – большой спектр задач, решаемый в одном расчете, недостатки – увеличенный объем расчетной модели).

Полученные результаты свидетельствуют о возможности использования сквозного моделирования рабочего процесса при проектировании малоразмерных двигателей. Наличие сквозного расчета облегчает увязку двигателя по результатам его испытаний. Оно позволяет решать не только задачу газодинамического и теплового расчета узлов, но и достаточно широкий круг задач, связанных с системами двигателя. Развитие данной методики моделирования предполагает построение математической модели двигателя с учетом теплообмена, что является темой дальнейших исследований.

Проектные исследования технологической наследственности ответственных деталей авиационной техники на основе создания цифровых двойников

Коваль С.М., Миронова Л.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Проектный цикл разработки нового изделия авиационной техники начинается с этапа формирования технической концепции проекта, включающий интеграцию инновационных конструкторско-технологических решений, реализация которых позволит получить продукт высокого качества с требуемыми эксплуатационными характеристиками и заданным ресурсом. Слабым звеном при этом является реализация технологических возможностей производства новых изделий, связанных с техническим оснащением производственных площадок современными оборудованием, инструментальным и контрольно-измерительным комплексами. Частичное решение такой проблемы может быть обеспечено за счет внедрения в отрасли системной интеграции технологий, заключающейся в накоплении полезных технологий и применении их на практике в наиболее эффективном сочетании [1].

Такой подход рассмотрим на примере типовой детали шлиц-шарнира амортизационной стойки шасси самолета. Данная деталь имеет вильчатую конструкцию с одинарными и двойными проушинами и выполнена из высокопрочных алюминиевых сплавов. В число полезных технологий заготовительного производства такой детали входят технологии литейного производства и обработки металлов давлением.

Целесообразным является получение заготовки с минимальными припусками на механическую обработку литьем под низким давлением или жидкой штамповкой. В качестве литейных сплавов могут использоваться сплавы АЛ24М, АЛ4МС. Полученные заготовки отличаются высокой плотностью, вследствие чего их можно подвергать высокотемпературной термической обработке – закалке с последующим искусственным старением.

Заготовки из штамповки сплавов АК6Т1, АК8, также обладают высокими механическими свойствами и плотной структурой, но имеют низкий коэффициент использования материала. Отсюда, еще на этапе проектирования изделия, возникает необходимость в создании инструментария оценки качественных характеристик деталей, полученных из заготовок тем или иным способом.

Одним из путей решения такой проблемы является создание цифровых двойников разрабатываемых конструкций и процессов его производства. Реализуя концепцию цифрового двойника, под которой подразумевается создание виртуальной модели, например,

производственного цикла, мы приходим к новой парадигме, получившей более широкую трактовку как «цифровое проектирование» и «цифровое производство» [2].

Используя программные средства имитационного моделирования «Полигон» [3], Abaqus и Midas MeshFree, мы можем провести исследование влияния технологической наследственности на НДС и усталостную прочность разрабатываемых конструкций, выделяя ряд вопросов к поиску оптимальных условий изготовления деталей с высокими качественными показателями.

Литература:

1. Скворцов Е.Б., Бондарев А.В. и др. Сложность и синергия в системной интеграции технологий самолета // Авиационная промышленность. 2024. №1. С.53-66.

2. Волостнов Б.И. Цифровое машиностроение: принципы создания и перспективы развития интеллектуальных производств // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2018. №1. С. 4-37.

3. Миронова Л.И., Монастырский В.П., Воронов А.А., Лукашик К.А. Особенности формообразования литых армированных деталей. Проблемы и способы их разрешения // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2016. №1. С. 141 – 147.

Численное моделирование коробления рабочей лопатки ГТД при лазерной ударной обработке

Кожевников Г.Д., Трегулов Д.Ф., Шкарина К.П.
МАИ, г. Москва, Россия

К современным двигателям летательных аппаратов предъявляются высокие требования ресурса и надежности. Одним из факторов, снижающих ресурс и надежность двигателя летательного аппарата является усталостное разрушение. Для повышения усталостной прочности на отечественных производственных предприятиях применяются дробеударные методы обработки [1]. Альтернативной технологией, способствующей повышению ресурса деталей, является лазерное ударная обработка (ЛУО), суть которой заключается в создании в поверхностном слое остаточных сжимающих напряжений воздействием плазмы высокого давления.

По сравнению с традиционными методами ЛУО позволяет получать большие по величине и глубине поля остаточных напряжений (ОН). Однако, данному процессу упрочнения сопутствует изменение геометрии обрабатываемой детали – коробление, что негативно сказывается на ее функционировании.

По мимо этого, ЛУО является импульсно-периодическим процессом, это означает, что новое НДС формируется после каждого нового воздействия лазерным импульсом. Для выбора подходящих параметров лазерного излучения, с целью получения оптимального распределения остаточных напряжений, с учетом коробления детали, возникает необходимость применения математического моделирования.

В данной области широкое применение получил подход, заключающийся в предварительном расчете плазмы в ограниченном канале и последующем конечно-элементном анализе распространения ударной волны в материале [2, 3]. Основным недостатком прямого моделирования является необходимость в больших вычислительных мощностях.

В данной работе был применен более упрощенный подход, основанный на модели собственных деформаций [4]. Расчет проводится с помощью конечно-элементного анализа (КЭА) в связке ПК Ansys – Transient Thermal – Static Structural.

Валидация результатов численного моделирования проводилась на прямоугольных образцах, изготовленных из титанового сплава ВТ6, разной толщины и обработанных в разных режимах.

В результате сравнения экспериментальных и расчетных данных получено совпадение, как по распределению ОН, так и по деформации пластин. А также оценено влияние толщины и интенсивности лазерного излучения на распределение ОН и деформацию.

Помимо этого, в работе представлено применение данной математической модели на примере рабочей лопатки газотурбинного двигателя и прогнозирование коробления детали.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации №FSFF-2023-0006.

Литература:

1. Ширяев А.А., Габов И.Г., Миленин А.С. Влияние лазерного ударного упрочнения на параметры поверхностного слоя лопаток компрессора газотурбинного двигателя из титанового сплава //Материаловедение. – 2024. – Т. 26. – №. 1. – С. 66-73. DOI: 10.15593/2224-9877/2024.1.08
2. Сахвадзе Г.Ж., Гаврилина Л.В. Лазерно-ударно-волновая обработка материалов при однократных и многократных импульсных воздействиях //Проблемы машиностроения и надежности машин. – 2015. – №. 6. – С. 75-80.
3. Ляховецкий М.А. и др. Лазерное ударное упрочнение титанового сплава ВТ6 с алюминиевым абляционным покрытием //Быстрозакаленные материалы и покрытия. Материалы XVIII-й Международной научно-технической конференции. 19-20 октября 2021 года. – Litres, 2023. – С. 258.
4. Salvati E., Korsunsky A.M. A simplified FEM eigenstrain residual stress reconstruction for surface treatments in arbitrary 3D geometries //International Journal of Mechanical Sciences. – 2018. – Т. 138. – С. 457-466.

Формирование конструктивного облика интегрированного в авиационный двигатель на вал ротора стартер-генератора с учетом опыта проектирования конструкции компрессоров и коробок приводов

[1]Кондряков А.Д., [2]Леонтьев М.К., [3]Мухин А.Н., [3]Соловьева А.В.
[1]МАИ; [2]ООО «Альфа-Транзит»; [3]ОКБ им. А. Люльки, г. Москва, Россия

На текущий момент разработчики авиадвигателей приблизились вплотную к границам текущего термогазодинамического цикла. Для улучшения удельных параметров изделия необходимо синтезировать новые подходы и направления развития техники. Одним из таких направлений является электрификация газотурбинного двигателя и летательного аппарата в рамках концепций по созданию гибридных и более электрических силовых установок. В рамках данных архитектур предполагается размещение во внутренней полости или на коробках приводов газотурбинного двигателя электрической машины большой размерности и мощности в сравнении с существующими компоновками [1].

При проектировании узлов газотурбинного двигателя таких как компрессор и коробки двигательных или самолетных агрегатов, или всего двигателя в целом перед конструктором стоит задача обеспечить множество требований на различных уровнях [2]. По результатам НИОКР данные требования, число которых может превышать 1000 наименований для всего двигателя, должны быть выполнены в полном объеме на самом высоком уровне готовности технологий. В других областях машиностроения число данных требований и их качество существенно ниже, чем в области проектирования авиадвигателей. При разработке интегрированных в авиационный двигатель электрических машин проводя реконверсию целесообразно увеличить количество и качество предъявляемых к ним требований, что возможно при заимствовании конструкции у подобных узлов газотурбинного двигателя [3].

Между основными узлами и верхними сборками электрической машины можно выделить основные направления заимствования конструкции. В частности, ротор электромашины для обеспечения требуемых запасов прочности должен использовать способ соединения валов, цапф, ступиц дисков и барабана ротора с помощью сварки, штифтов, призонных болтов и цилиндрических поясков, а также должен использовать применяемые в компрессорах двигателя материалы. Статор электрической машины для обеспечения оптимального теплового состояния обмоток за счет полной прокачки маслом должен иметь назначение, количество и расположение коммуникаций аналогичное стоечным узлам двигателя (входной стоечный узел, промежуточный корпус, диффузор камеры сгорания, корпус опоры турбины), а именно обязательное наличие суфлирования полости с обмотками и подачи хладагента в верхней части электромашины, а откачку хладагента в нижней ее части, где идет скопление отработавшего масла. Трансмиссия электромашины должна иметь номенклатуру подшипников согласно ЕТУ, должна быть обеспечена аналогичная валам компрессоров и

турбин посадка под подшипники, для исключения проскальзывания тел качения при воздействии осевой силы электромашины должно быть исключено совместное использования нескольких радиально упорных подшипников, возможные контактные уплотнения должны удовлетворять требованиям к окружным скоростям, а также для обеспечения их функционирования должен быть обеспечен перепад давлений между полостями, в случае отсутствия уплотнений должна быть обеспечена минимизация утечек масла в зазор между ротором и статором электромашины, для обеспечения равномерного поступления масла к подшипникам его подача должна быть выполнена через конический вал под действием центробежных сил [4].

Благодаря данному подходу подобия обеспечивается выполнения предъявляемых к узлу требований и существенно снижаются затраты временных, человеческих, финансовых, материальных ресурсов на проектирование, доводку, испытания узла, встроенного в авиационный двигатель стартер-генератора [5].

Совершенствование ротора высокотемпературной газовой турбины путём внедрения биметаллического рабочего колеса типа «блиск»

Кружалов А.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Среди ключевых направлений совершенствования роторных деталей высокотемпературных газовых турбин следует выделить:

- снижение массы,
- применение современных жаропрочных и жаростойких материалов лопаток и трещиностойких материалов дисков,
- оптимизация аэродинамических свойств и систем охлаждения рабочих лопаток за счёт компьютерного моделирования рабочих процессов.

Сочетание требований, которые исходят из указанных выше направлений развития, в настоящее время является малоосуществимым вследствие наличия взаимоисключающих требований к конечной детали.

Одним из вариантов решения противоречий является переход от традиционной замковой конструкции рабочих колёс к биметаллическим моноколёсам типа «блиск» с охлаждаемыми рабочими лопатками. [1]

Для проведения сравнительного исследования характеристик серийного и «блискового» ротора турбины выбран ротор турбины высокого давления (ТВД) изделия в габаритах двигателя АИ-222-25.

Проведен анализ схем конструирования рабочих колёс, систем подвода воздуха к рабочим лопаткам и способов формирования неразъёмного соединения роторных деталей, известных в отечественной и мировой практиках. Определены:

- способ подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам,
- способ формирования соединения,
- форма и размеры зоны соединения.

В результате внедрённых в конструкцию ротора-прототипа решений, а именно оптимизации геометрии бандажных полок рабочих лопаток и замены ёлочных соединений на беззамковые диффузионные соединения разнородных, разноимённых материалов, отмечено снижение массы ротора ТВД на 30% и связанное с этим снижение радиальных нагрузок на замковую часть диска ТВД на 100 т. на режиме «максимальный». [2]

Снижение нагрузок при сохранении системы охлаждения рабочих лопаток позволяет повысить ресурс ротора ТВД при неизменной температуре газа за камерой сгорания. Возможно увеличение теплонапряжённости и увеличение КПД турбины с сохранением ресурса ротора-прототипа.

Достижение вышеуказанных показателей стало возможным благодаря применению технологии горячего изостатического прессования.

В настоящее время проводятся опытные работы по сборке подобного ротора ТВД, состоящие из следующих подзадач:

- пайка рабочих лопаток в технологическое кольцо, служащее одновременно приспособлением для их позиционирования и частью капсулы для проведения операции горячего изостатического прессования;
- проведение операции горячего изостатического прессования с последующим удалением технологического кольца;
- механическая обработка ротора ТВД;
- проведение разгонных и эквивалентно-циклических испытаний «блискового» ротора ТВД.

Следующим этапом планируется оптимизация конструкции и технологии изготовления биметаллического «блискового» ротора, направленная на упрощение конструкции, повышение ремонтопригодности ротора и снижение затрат на его изготовление.

1. Оспенникова О.Г., Лукин В.И., Афанасьев-Ходыкин А.Н., Галушка И.А. Изготовление конструкций типа «блиск» из разноименного сочетания материалов (обзор) // Жаропрочные сплавы и стали, ВИАМ, 2018.

2. Кружалов А.Г., Викулин А.В., Ремпель Г.Б. Разработка конструкции и технологии производства отечественных биметаллических турбин // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации, Т.1, 2020. - С.35-39.

Методика проектирования и многокритериальная оптимизация элементов механизма управления поворотными направляющими аппаратами компрессоров газотурбинных двигателей

[1]Кувакин Д.М., [1]Кондряков А.Д., [2]Матвеев В.С.
[1]МАИ; [2]УУНиТ, г. Москва, Россия

В настоящее время актуальной проблемой остается обеспечение требуемых на режимах характеристик узла компрессора. При этом для обеспечения устойчивых режимов в компрессорах газотурбинных двигателей применяется регулирование сразу нескольких ступеней статора. Данная потребность увеличивает номенклатуру применяемых деталей и сборочных единиц узла компрессора, а именно: необходимые для поворота лопаток и уменьшения коэффициента трения втулки, рычаги поворота лопаток, их крепеж, дополнительные кольца привода, их поводки, тяги и рычаги привода. Большая номенклатура деталей создает вероятность уменьшения надежности конструкции механизма управления поворота лопаток компрессора за счет отклонений на каждую деталь, соответствующих перекосов конструкции в зазорах, дефектов пар трения и соответственно увеличения коэффициента трения [1].

Существующий подход к проектированию учитывает все особенности конструкции, но основан на ретроспективных направлениях проектирования. В частности, на этапе эскизного проектирования технического задания создается кинематическая схема механизма управления, которая является статичной, так как чертится на бумаге или растровом электронном чертеже без возможности изменять размер элементов всей системы в результате изменения одного из них. Расчет на статическую прочность элементов конструкции выполняется по математическим моделям 0-2 уровня. Изготовление деталей и сборочных единиц адаптированы под традиционные методы производства такие как, точение, фрезерование, сверление, штамповка, поковка, отливка. Способ нанесения антифрикционных покрытий на применяемые пары трения не учитывает возможность создания сложных химических взаимодействий из-за несовершенства традиционного оборудования, а также испытания данных видов покрытий не учитывают всех условий эксплуатации реального объекта. Перечисленные недостатки традиционного подхода к проектированию увеличивают создаваемые усилия со стороны органов управления системы автоматического управления газотурбинного двигателя, что приводит к разрушению –заклиниванию элементов конструкции [2].

Новая парадигма в проектировании устраняет ранее перечисленные недостатки. В частности, вместо статической кинематической схемы создается параметризованная трехмерная динамическая система, которая позволяет учесть производственные отклонения, мероприятия по дополнительной регулировке углов поворота, минимизирует возможные ошибки конструктора. Дополнительно выполняется топологическая оптимизация элементов

конструкции по критериям минимизации массы, удовлетворения требуемым запасам статической прочности согласно нормативной документации и изготовление под прогрессивные виды изготовления, в частности бионическая конструкция под аддитивное производство. Появившееся новое в настоящий момент технологическое оборудование позволяет создавать новые виды покрытий включая в себя расширенный состав химических элементов, что обеспечивает минимизацию коэффициентов трения при большом количестве циклов нагружения [3].

Представленный подход к проектированию позволяет обеспечить требуемые характеристики узла на назначенном и потенциально увеличенном ресурсе изделия, а также обеспечивает уменьшение удельного веса газотурбинного двигателя за счет минимизации массы в сравнении с прототипом. Возможность изготавливать детали механизмов управления компрессоров с помощью методов аддитивного производства позволяет уменьшить финансовые, временные, человеческие, материальные и другие затраты [4].

Влияние допусков рабочего колеса шнекоцентробежного авиационного топливного насоса на его энергетические характеристики

[1]Лебедев А.И., [1]Ромашко Р.В., [1]Казеннов И.С., [2]Истомин Е.А.
[1]МАИ; [2]АО «ОКБ «Кристалл», г. Москва, Россия

Рабочие колеса шнекоцентробежных авиационных топливных насосов нередко изготавливаются методом литья по выплавляемым моделям с керамическим стержнем с последующей механической обработкой. Такой метод не позволяет добиться взаимозаменяемости и точности на должном уровне. Из-за отсутствия этих качеств энергетические характеристики топливных насосов могут сильно разниться между собой. С появлением аддитивных технологий возникают возможности литья рабочих колес по выжигаемым моделям. Такой способ обеспечивает повышенную точность (обеспечиваются более жесткие допуски) литья.

Целью работы является исследование влияния допусков рабочего колеса шнекоцентробежного авиационного топливного насоса на его энергетические характеристики.

Изменение следующих необрабатываемых размеров рабочего колеса приводит к преображению энергетических характеристик: толщина лопатки b, угол лопатки на входе $\beta 1$ и угол лопатки на выходе $\beta 2$. Углы входа и выхода изменяются за счет допусков внутреннего радиуса лопатки R и диаметра установки внутреннего радиуса лопатки Dy. Для сокращения расчетных исследований была составлена матрица толщин лопатки и угла на выходе $\beta 2$ по минимальным, номинальным и максимальным допускам. Энергетические характеристики каждого из 5 вариантов геометрии были получены путем численного моделирования в ПО ANSYS CFX. Задача решалась в нестационарной постановке с учетом перетечек в щелевом уплотнении. Модель турбулентности k-ω Shear Stress Transport (SST).

Экспериментальные данные основываются на испытаниях двух агрегатов с рабочим колесом, изготовленным методом литья по выплавляемым моделям с керамическим стержнем и рабочим колесом, изготовленным методом литья по выжигаемым моделям. Рабочее колесо, изготовленное по керамическому стержню, имело более толстые лопатки и меньшие углы на выходе по сравнению с рабочим колесом, изготовленным с помощью аддитивных технологий.

В связи с существенным изменением частоты вращения вала электродвигателя от приложенного момента после экспериментов проводился пересчет параметров по частоте вращения с учетом снятой на испытательном стенде моментной характеристики при помощи общепринятых критериев подобия для насосов [1]. В результате работы была подтверждена математическая модель. Экспериментальные и расчетные кривые напорных и мощностных характеристик имеют качественно схожий характер. Количественная составляющая экспериментальных кривых незначительно отличается от расчетных кривых ввиду невозможности точно определить внутренние размеры рабочих колес. Экстраполируя экспериментальные и расчетные кривые до максимального расхода, можно увидеть, что для рабочего колеса, изготовленного по керамическому стержню, максимальное отклонение составило 3%, а для рабочего колеса по выжигаемой модели оно составило порядка 8%.

Увеличение произведения тангенса угла наклона лопатки по скелетной линии на выходе на коэффициент стеснения приводит к значительному увеличению перепада на расходах от Q/Qопт = 0,8 до Q/Qопт = 1,5, при этом гидравлическая мощность также возрастает во всем диапазоне подач. Наибольшее приращение возникает на расходах Q/Qопт = 1,5. С уменьшением произведения тангенса угла наклона лопатки по скелетной линии на выходе на коэффициент стеснения максимум КПД увеличивается и смещается влево.

Литература:

1. Б.В. Овсянников, В.Ф. Чебаевский. Высокооборотные лопаточные насосы. М.: «Машиностроение», 1975. 336 с.

К определению динамических характеристик дроссельных демпферов

[1]Леонтьев М.К., [2]Терешко А.Г.

[1]МАИ; [2]ОКБ им. А. Люльки филиал УМПО, г. Москва, Россия

Отсутствие каких-либо достоверных аналитических методов расчёта опор роторов ГТД с дроссельными демпферами (упругие кольца или иногда кольца Аллисона) затрудняет создание полноценной модели роторной системы. Обычно считается возможным использовать два допущения:

• жесткостная характеристика опоры, линейная;

• демпфирование, по величине близко к гидродинамическому демпферу (щелевому), не зависит от режимов работы двигателя.

На сегодняшний день каких-либо значимых работ, подтверждающих эти допущения не существует. Кроме того, получаемые при моделировании с такими допущениями спектры собственных частот не часто соответствуют полученным в экспериментах, не говоря уже об амплитуде вибраций.

Вместе с тем экспериментаторами было замечено, что общая динамическая характеристика таких опор, является нелинейной. И если жесткость упругого кольца можно достаточно точно определить простыми расчетами, то можно предположить, что нелинейность опоры связана с гидравлической силой, противодействующей прецессионному движению вибратора.

Большое количество испытаний ГТД с такими опорами по разным испытательным программам позволила накопить определенную статистику по вибрациям с установленных на корпусах акселерометров. Эта статистика позволила подойти к разработке экспериментально-аналитической методики по определению нелинейных свойств такой опоры.

В представленной работе рассматривается вопрос определения критических частот вращения роторов и вибрационных характеристик ГТД, содержащего в составе КНД упруго-демпферную опору с упругим кольцом, обладающую нелинейными характеристиками.

Аналитическая часть задачи связана с созданием расчетной модели двигателя в программной системе DYNAMICS R4, и включением в опорный узел ротора КНД квазилинейного элемента, параметры которого изменяют своё значение в зависимости от частоты вращения ротора низкого давления (режима работы двигателя). Экспериментальная часть связана с анализом большого количества запусков двигателя и определением значений жёсткости и коэффициентов демпфирования по полученным спектрам и амплитудно-частотным характеристикам.

Представленная методика позволяет путем сопоставления и анализа результатов испытаний в сочетании с результатами моделирования роторной системы построить квазилинейную модель опоры ротора и приблизить результаты моделирования к экспериментальным, что позволит в дальнейшем использовать полученную модель роторной системы для последующих расчетов и динамической доводки двигателя.

Литература:

1. Артемов, Е.А. Определение коэффициента вязкого сопротивления упруго-демпферных опор турбомашин [Текст] / Е.А. Артемов // Изв. ВУЗов, Машиностроение. – 1970 – №10.- С. 27-31.

2. Дилигенский, Д.С. Расчёт коэффициента демпфирования упругих колец с рабочей жидкостью [Текст] / Д.С. Дилигенский, Д.К. Новиков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2015. – Т. 14. – №3-2. – С. 327-335.

3. Han, Z. Dynamical analysis of an elastic ring squeeze film damper-rotor system [Текст] / Z. Han, Q. Ding, W. Zhang. // Mechanism and Machine Theory 131. - 2019. - С.406–419. http://www.elsevier.com/locate/mechmachtheory.

Подход к оценке выработки специальных слоёв лабиринтных уплотнений

Матвеев А.А., Рызыванов И.П., Кривоногова Т.О., Миронова К.А.
ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара, Россия

В пневмосистемах газотурбинных двигателей (ГТД) ключевую роль играют уплотнения, которые разделяют полости с различными давлениями и определяют расходы на охлаждение горячих деталей. Наиболее широкое применение имеют лабиринтные уплотнения (ЛУ), которые отличаются своей простотой и возможностью работать в широком диапазоне режимов. На переходных режимах работы может происходить врезание гребешков в срабатываемое покрытие, что приводит к ухудшению характеристик уплотнения. При значительных величинах врезания могут ухудшаться прочностные характеристики гребешков.

Основная причина врезания заключается в несогласованности расширения корпуса и ротора. Определяющими факторами, определяющими радиальный зазор в уплотнении, будут частота вращения и тепловое состояние – для ротора, тепловое состояние – для статора. На переходных режимах при резком увеличении частоты вращения ротора радиальный зазор уменьшается из-за действия центробежных сил, при этом тепловое состояние ротора и статора изменяется значительно медленнее (с большей инерционностью).

Экспериментальная методика определения выработок.

Найденные в открытой литературе фотографии износа представляют выработки только в уплотнениях с гладким статором. Фотографии получаются с использованием микроскопа и позволяют оценить величины выработок. При этом, не найдены способы для определения величин выработок в уплотнениях с сотовыми вставками.

Проведено исследование методов измерения выработок в уплотнениях с сотовыми вставками. Рассмотрен метод со снятием слепков при помощи пластилина. После получения слепков с них необходимо получить величины врезания при помощи измерительных систем (микроскоп). При использовании данного метода имеется возможность получить профиль износа во всём уплотнении. Данную информацию можно в дальнейшем использовать для внедрения в программу численного расчёта характеристик уплотнения и оценки влияния износа на величины утечек.

Расчётная методика определения выработок.

Помимо экспериментальных методов измерения выработок, величины врезания можно получить в ходе выполнения термомеханического расчёта ГТД. Разработан подход снятия профиля износа в уплотнениях при выполнении нестационарных расчётов изделия. Полученные результаты качественно совпадают с выработками на изделии после проведения испытаний.

Выводы.

Проработаны этапы измерения величин выработок в срабатываемых покрытиях. Полученные величины выработок могут быть использованы для корректной оценки гидравлических характеристик уплотнений.

Исследование влияния выбора кинетического механизма химических реакций на результаты численного моделирования рабочего процесса в камере сгорания ЖРД

Мигдалова С.Д., Боровик И.Н., Биндиман А.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Численное моделирование тепло- и массообмена в камере сгорания позволяет получить информацию о внутрикамерных процессах за относительно малое количество времени и с меньшими материальными затратами, обладает преимуществами перед экспериментальными исследованиями и аналитическими зависимостями.

В настоящее время разработано множество кинетических механизмов химических реакций горения метана. Количество реакций и веществ, участвующих в реакциях, в кинетическом

механизме существенно влияет на длительность расчета. Уменьшение количества реакций и веществ может привести к снижению точности моделирования, что повлияет на ошибку прогнозирования величин тепловых потоков и энергетических характеристик двигателя – давления в камере сгорания и удельного импульса.

В данном исследовании проведен анализ влияния выбора кинетического механизма на результат моделирования теплового состояния стенки камеры и полноты сгорания. Численное моделирование проводилось в секторной сопряженной постановке с учетом теплообмена с окружающей средой и излучения. В качестве объекта исследования была выбрана модельная камера с давлением 6 атм. Полнота сгорания исследовалась с использованием газожидкостной форсунки и давлением в камере 200 атм. В качестве компонентов топлива были выбраны кислород и метан. Химические реакции моделировались с помощью модели горения тонкого фронта пламени PDF Flamelet. Для предварительного построения библиотек модели горения были использованы кинетические механизмы: Grimech-3.0, DRM 22, Zhukov-Kong, Liu. Теплообмен излучением моделировался с помощью диффузионной модели P1 и спектральной модели «взвешенной суммы серых газов» WSGG. Применялась модель турбулентности к-ω обобщённая (GEKO – Generalized к-omega).

Применимость выбранных кинетических механизмов обосновывалась с помощью моделирования периода задержки воспламенения и сравнения с экспериментами.

В результате исследования показано, что рассмотренные кинетические механизмы оказывают наибольшее влияние на результаты численного моделирования теплообмена: тепловые потоки, температуру газа в пристеночном слое, температуру стенки. Сокращенные кинетические механизмы оказывают незначительное влияние на результат моделирование полноты сгорания: давление, температуру в ядре потока.

1. Peters N. Laminar diffusion flamelet models in non-premixed turbulent combustion. Progress in energy and combustion science 1984; 10: 319–339.

2. A. Kazakov, M. Frenklach, Reduced Reaction Sets based on GRI-Mech 1.2, a 22-species reaction set, http://combustion.berkeley.edu/drm/ (Accessed April 2019).

3. V. P. Zhukov, and A. F. Kong, A compact reaction mechanism of methane oxidation at high pressures, Progress in Reaction Kinetics and Mechanism, 2018, 43(1), 62-78.

4. R. Sankaran, E.R. Hawkes, J.H. Chen, T.F. Lu, C.K. Law, "Structure of a spatially developing turbulent lean methane–air Bunsen flame," Proceedings of the Combustion Institute 31 (2007) 1291–1298.

5. Gas Research Institute Topical Report: M. Frenklach, H. Wang, M. Goldenberg, G.P. Smith, D.M. Golden, C.T. Bowman, R.K. Hanson, W.C. Gardiner and V. Lissianski, 'GRI-Mech--- An Optimized Detailed Chemical Reaction Mechanism for Methane Combustion,' Report No. GRI-95/0058, November 1, 1995.

Особенности применения технологии СЛС при изготовлении оребрёных стенок камер и газогенераторов жидкостных ракетных двигателей

Мырзин В.В., Иванов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Технология селективного лазерного сплавления (СЛС) активно применяется для изготовления деталей жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), что подтверждено успешными огневыми испытаниями двигателей и их эксплуатацией зарубежными компаниями [1, 2, 3, 4].

При изготовлении деталей методом СЛС их геометрия проектируется с учётом ориентации в камере построения 3D-принтера, так как это имеет ключевое значение при генерации поддерживающих структур. При проектировании деталей необходимо избегать наличия неудаляемых поддержек в трактах и полостях компонентов. Поддержки, как правило, ориентированы вдоль оси Z (вертикальное направление выращивания) и необходимы для поддержания нависающих поверхностей. Основные критерии синтеза нависающих поверхностей – угол наклона относительно оси Z и диаметр горизонтально расположенных отверстий. Характерный максимальный диаметр горизонтально расположенного отверстия, получаемого без поддержек, составляет 5…6 мм.

Особенности синтеза деталей при СЛС обуславливают принципиально различные подходы к проектированию геометрии в зависимости от её ориентации относительно оси Z.

Сечения газовых трактов камер и газогенераторов ЖРД имеют сравнительно большие размеры, поэтому детали камер сгорания в 3D-принтере ориентируют так, чтобы ось симметрии располагалась параллельно оси Z. Для камер с наружным охлаждением рекомендуется обеспечивать возможно меньшие толщины огневых стенок [6]. При изготовлении стенок камер методом СЛС предполагается, что поверхности каналов охлаждения и газового тракта механически обрабатываться не будут. Технология СЛС позволяет изготавливать герметичные оребрёные конструкции с толщиной по дну канала порядка 0,8 мм. Толщина ребра может быть уменьшена до величины порядка 0,6 мм. Проходное сечение канала необходимо проектировать с галтелями для исключения концентраторов напряжений. Следует учитывать, что действительная площадь сечения канала в изготовленной детали будет меньше номинальной. Величина отклонения зависит от многих факторов и в некоторых случаях может составлять до 10% по площади.

Шероховатость поверхности зависит от наклона относительно оси Z, поэтому поверхности каналов с наименее грубой шероховатостью получаются в случае прямых рёбер между двумя цилиндрическими оболочками. Для наклонных рёбер следует различать вниз и вверх обращённые (относительно оси Z) поверхности канала, качество поверхности которых будет неодинаковым.

При использовании СЛС существенно облегчается параметризация параметров оребрения по длине камеры и создание искусственной шероховатости путём организации выступов внутри канала.

Следует учитывать возможность возникновения усадочных деформаций. Наибольшей деформации подвергаются массивные элементы заготовки, которые при охлаждении «тянут» за собой участки с меньшим сечением. Различают осевую и поперечную деформации. Осевая деформация, как правило, равномерная, а поперечная зависит от объёмов отдельных элементов.

Одной из важных задач постобработки является отделение заготовки от несплавленного порошка. Для этого в заготовке предусматриваются дренажные отверстия. Крайне важно удалить весь порошок из полостей заготовки до первичной термообработки, иначе существует риск образования агломератов, что может привести к невозможности удаления остаточного порошка из полостей детали.

Влияние параметров газового потока на вибрации ГТУ

Неверов А.С., Голенок А.В., Краев В.М., Рыженков В.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Повышение ресурса работы современных стационарных газотурбинных установок (ГТУ) требует решения задач обеспечения контроля вибрационных характеристик основных элементов конструкции и разработки способов поддержания требуемого уровня их значений. Для ГТУ наземного применения установлены повышенные требования к допустимым уровням вибраций по сравнению с газотурбинными двигателями (ГТД) ЛА. Уровень вибрации ГТУ зависит от неуравновешенности его роторов, так и от возмущений потока рабочего тела при течении в лопаточной машине. Входные параметры рабочего тела определяются его давлением, температурой, влажностью и т.п. Рабочие параметры зависят от характера течения газа в проточной части лопаточной машины.

Исследование влияния параметров входного потока в стационарной ГТУ было проведено при эксплуатации ГТУ Trent 60 DLE мощностью 50 МВт. В результате статистической обработки экспериментальных данных о вибрациях агрегата и параметрах воздуха было установлено доминирующее влияние на уровень его вибраций влажности воздуха.

Оценка влияния газового потока на вибрационные характеристики ГТД была выполнена на роторе свободной турбины. Проведённые опыты показали, что газовый поток заметно увеличивает уровни вибраций ротора (порядка 20%) как роторных, порядка рабочих, так и с более высокими частотами, по сравнению с испытаниями в вакууме.

Сделано предположение, что отмеченное влияние обусловлено действием механизма зарождения и развития турбулентности в газовом потоке.

Экспериментальные исследования турбулентности, проводимые в МАИ с 80-х годов, показали существенное влияние свойств среды на механизм зарождения и развития турбулентности, а следовательно, на частотные характеристики потока. Более того, недавние исследования турбулентности в каналах ГТУ при течении сжиженных газов показали сильное, до нескольких раз, отличия турбулентных характеристик в зависимости от природы вещества. Наиболее сильные эффекты отмечены при течении газов с минимальной плотностью.

Показано, что свойства среды оказывают существенное влияние на механизм зарождения и развития турбулентности, а, следовательно, на частотные характеристики потока, которые и создают вибрации как корпуса, так и ротора ГТД.

Литература:

1. Опоры осей и валов машин и приборов. Спицын Н.А. и др. М.: Изд-во «Машиностроение», 1970. - 520 с.

2. ГОСТ ИСО 7919-4-99 «Вибрация. Оценка состояния машин по измерениям вибрации на невращающихся частях. Часть 4. Газотурбинные установки, за исключением установок на основе авиационных турбин».

3. Петровский Ю.В., Фастовский В.Г. Современные эффективные теплообменники. М: Государственное энергетическое издательство, 1962, - 256 с.

4. Асланов А.Р., Краев В.М., Молчанов А.М. Модель расчета переходных процессов в криогенных топливных магистралях современных авиационных двигателей. Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 4. С. 185-192.

Исследование методов совершенствования конструкций и параметров современных отечественных авиационных ГТД, а также наземных энергетических установок, созданных на их основе

Нестеренко В.Г., Кузьмин Е.В., Шеметовец А.А., Юсипов Б.Х.
МАИ, г. Москва, Россия

Работа проектировщиков авиационных двигателей осуществляется в трех направлениях: первое – доводка и модернизация существующих конструкций, второе – создание перспективных авиационных двигателей новых поколений, третье – повышение эксплуатационной технологичности. Также исследовались новые конструкции авиационных и энергетических ГТД, таких как многопоточные, гибридные и электрические двигатели. Большой интерес и внимание отечественных разработчиков авиационных двигателей вызвала информация о создании в США адаптивных авиационных ГТД, трёх проточной схемы. В этих двигателях реализованы: так называемая «керамическая» турбина с лопатками из керамического композиционного материала; регулируемый сопловой аппарат турбины; обеспечен высокий уровень их эксплуатационной технологичности, вследствие рациональной конструкции обвязки и отдельных модулей, каждый из которых снимается с двигателя за предельно короткое время, не более получаса; оперативная диагностика с беспроводной передачей информации в наземные центры и т. д. Представленные в этой работе исследования и проектная работа авторов может быть разделена на две части. В первой части рассматривается техническая возможность модернизации характеристик, параметров и конструкции узлов холодной и горячей части семейства ТВД (ТВлД) ТВ7-117, которые были спроектированы для установки на самолёт ИЛ 114 и вертолёт МИ 38, с целью существенного увеличения их мощности. На этапе проектирования максимальная температура газа перед турбиной оставлена неизменной – 1500 К, поскольку охлаждаемые лопатки ТВД этого ГТД имели современной, пленочной системы охлаждения. Была существенно менее эффективная конвективная система охлаждения. Важно указать на то, что в представленном проекте вместо двухступенчатой, спроектирована одноступенчатая турбина компрессора, с плёночным охлаждением лопаток СА и РК. В такой компоновке принятое решение о повышении температуры газа перед турбиной до 1610 К, позволило увеличить взлётную мощность этих двигателей до 3500 л.с., что решает проблему недостатка мощности у самолёта Ил 114 и повышает грузоподъёмность вертолёта Ми 38.

В следующем разделе представленной работы показана принципиально новая конструкция поворотного СА турбины компрессора, который может быть установлен во всех типах авиационных ГТД: ТРДД, ТРДДф, ТВД и ТВлД. Отсутствие полок в верхней и нижней частях пера лопаток СА приводит к тому, что при поворотах лопаток возникают на торцах открытые радиальные зазоры, позволяющие газу перетекать с одной стороны пера на другую. Эта проблема была решена конструктивным способом, изменена конфигурации как торцов самой лопатки, так и поверхностей статора, где этот зазор возникает. Далее рассматривается двухступенчатая турбина, у которых роторы турбин вращаются в противоположные стороны. При этом реализуется снижаются потери энергии газа в СА второй турбины, поскольку угол поворота газа в СА ступени, следующей за первой, уменьшается примерно в два раза. Как следствие, снижаются гидравлические потери в этом СА и повышается КПД турбины.

Повышение уровня эксплуатационной технологичности ГТД можно получить путём снятия и замены повреждённых в эксплуатации узлов – модулей, блоков и др. в горизонтальном направлении. Представлены конструкции СА и камеры сгорания, повреждённые узлы, которые могут заменяться как в горизонтальном направлениях.

"Авиационные двигатели" под.ред. И.Г. Шустова. - М.: ООО ИД "Аэросфера", 2007. - 344 с.

К вопросу разработки новых норм по шуму сверхзвуковых пассажирских самолетов

Нигматуллин Р.Р., Мирзоян А.А., Олесова Н.И.
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, Россия

Разработка перспективных сверхзвуковых пассажирских самолётов (СПС) следующего поколения проводится рядом производителей в условиях неопределенности в будущих нормах для их сертификации, в том числе по шуму в районе аэропорта. Рядом зарубежных авторов считается, что весь пакет нормативных требований к гражданским СПС будет сформирован в ИКАО после 2027 года. Текущая практика разработки перспективных норм по шуму на местности в ИКАО, основанная на достоверных данных по производимым воздушным судам, не является осуществимой ввиду отсутствия в настоящее время таких СПС. Поэтому разработка перспективных норм ведется с использованием математического и физического моделирования.

С точки зрения физического моделирования уже собираются статистические данные в ходе наземных испытаний узлов и агрегатов и летных испытаний демонстраторов технологий СПС.

Показаны актуальные исследования, проводимые для формирования новых норм по шуму; возможные способы улучшения точности прогнозирования шума и другие аспекты, связанные с разработкой новых требований к перспективным СПС. Методы моделирования затрагивают такие элементы СПС как планер, силовая установка, системы малошумного управления самолетом и тягой силовой установки. При этом выявляются проблемы [1], связанные с противоречивым воздействием исходных параметров планера/силовой установки на летно-технические экологические, экономические, экологические характеристики в условиях взлета/посадки и крейсерского сверхзвукового полета, а также в трудно достижимом компромиссе между ними [2].

Показана взаимосвязь достигаемых значений уменьшения шума на местности и других параметров, таких как дальность полета, уровень звукового удара, величина эмиссии CO2 и т.д., критически важных для СПС различной взлетной массы. Обсуждаются вопросы сертификации, характерные как для административных, так и для магистральных СПС.

Таким образом, разработка норм для СПС значительно сложнее, чем для дозвуковых самолетов и для удовлетворения строгих перспективных норм по шуму на местности СПС, требуется изменение параметров самолета, значительно влияющих на другие характеристики СПС. Использование обычной практики статистического оценивания существующего парка самолетов, хорошо отработанной для дозвуковых воздушных судов, не может применяться при концептуальной разработке облика СПС, при которой уровень технологической готовности недостаточно высок, а вероятность того, что проект будет не реализован, высока. Все эти трудности требуют особых подходов к проблеме разработки норм для СПС.

Литература:

1. Вызовы и новые возможности НЦМУ «Сверхзвук». https://нцму.рф/upload/ncmu/presentations/present-techprom/supersonic.pdf
2. Комплексный научно-технологический проект разработки научно-технического задела в обеспечение создания сверхзвукового гражданского самолета. Реферат. https://www.aviationunion.ru/upload/iblock/136/cixpws2s60j6j1gqhypw67t8rswvh1m9/REFERAT-KNTP-SGS-_kratkiy-variant-dlya-sayta_-2022.08.01.pdf

Экспериментально-теоретические исследования влияния элементов стенда на переходный режим работы турбины

Петрова Е.Н., Загуменнов Н.В., Сальников А.Ф.
[1]ПНИПУ, г. Пермь, Россия

Энергетические параметры, полученные при испытаниях турбин энергоблоков на стенде, отличаются от этих показателей в составе изделия. На анализ расхождений параметрических показателей энергоблоков с стендовыми испытаниями турбин направлены данные исследований. Новизна полученных результатов состоит в том, что выявлена прямая и обратная связь изменения амплитудно-частотными характеристиками элементов стенда в зависимости от реализуемой мощности турбины с получаемыми результатами измерения мощности турбины на стенде. Разработан и описан алгоритм построения динамического анализа при формировании волнового поля стенда по испытаниям турбин, как на переходных режимах, так и на стационарных режимах, соответствующим постоянному числу оборотов турбины.

Диагностическая модель обладает новизной, поскольку позволяет не только оценить влияние элементов стенда на характер переходного процесса при измерении мощности турбины в переходных режимах с учетом частотной перестройки при изменении оборотов турбины и элементов стенда, но и сформировать требования по частотной отстройке стенда. Для уточнения передаточной функции системы «стенд – турбина» применен модальный анализ, позволивший уточнить структуру передаточной функции в частотном диапазоне собственных (парциальных) частот элементов стенда при перестройке волнового поля при переходном режиме работы турбины, но и при выходе турбины на задаваемую мощность.

Математическая модель и автоматизированный вычислительный алгоритм исследования динамического поведения элементной турбины в составе элементной базы стенда строятся с учетом волновых взаимодействий его конструктивных элементов и узлов во времени с учетом изменения частоты вращения турбины и ее мощности в составе стенда. На основе анализа реальных конструкций элементной базы стенда выбран диапазон начальных и граничных условий для процесса математического моделирования динамического изменения мощности турбины в процессе ее функционирования с учетом взаимовлияния с элементной базой стенда.

Приведенные результаты исследований динамического поведения и перестройки частотных характеристик элементной базы стенда позволяет объяснить нестационарную картину проявления изменения не только колебательных режимов, но и энергии колебаний при переходных режимах исследования работы турбины.

Результаты проведенных исследований позволили объяснить причины «плавания» результатов измерения мощности турбины как на переходных режимах изменения ее оборотов, так и при установившихся оборотах.

Разработанный алгоритм и результаты экспериментального исследования позволяет провести оценку не только динамического состояния конкретного стенда на разных режимах исследования турбин, и дать рекомендации для проектирования различных стендов с учетом влияния материальной базы, следовательно, прогнозировать динамических нагрузок на элементную базу стенда.

Влияние метода моделирования призматического слоя в системе охлаждения типа вихревая матрица на тепловое состояние лопатки турбины

Поветкин И.С., Рызыванов И.П.
ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара, Россия

Вихревая матрица как конструктивное исполнение интенсификатора охлаждения рабочих и сопловых лопаток турбины высокого давления стала классической на ПАО «ОДК-Кузнецов». Вихревая матрица показала свою надежность и эффективность в эксплуатации, но вопрос адекватности численного моделирования для оценки теплового состояния лопатки с такой системой охлаждения остается проработанным не в полной мере. Для сопряжённого теплогидравлического расчёта охлаждаемых лопаток часто используется модель турбулентности k-ω SST, для которой необходимо создание пристеночного слоя в виде призматических элементов с обеспечением требуемого значения y+ и количества слоёв. Призматические слои предназначены для моделирования течения жидкости у стенки. Качество их моделирования непосредственно влияет на получаемую в результате расчёта температуру стенки. Проблема заключается в том, что в местах контакта рёбер компланарных каналов, из которых состоит вихревая матрица, достаточно сложно построить призматические слои. В тезисах предлагаются результаты сравнения нового метода построения сеточной модели с призматическим слоем на вихревой матрице с базовым.

На данный момент базовым методом построения сетки для вихревой матрицы считается метод, реализованный в программе ICEM CFD. В результате можно получить сетку, которую возможно использовать для расчётов в CFX, но качество этой сетки будет низким в местах контакта рёбер компланарных каналов и на смежных поверхностях. Вектор нормали к поверхности в этом месте не определён, что приводит к вырождению призматических слоёв на смежных поверхностях, что неизбежно приводит к снижению качества сетки.

Решить эту проблему возможно следующими путями.

1. Введение скруглений малого радиуса (0,05 мм) на поверхностях контакта компланарных каналов, что позволит построить сеточную модель без потери призматических слоёв, но достаточно трудозатратно в реализации.

2. Совместное использование сеткопостроителей Fluent и ICEM.

Идея комбинированного метода заключается в следующем: Fluent обладает встроенной функцией для построения сеточной модели в местах контактов компланарных каналов, но использовать полученную сеточную модель для расчётов в CFX невозможно, поэтому во Fluent строится один слой призматических элементов с толщиной слоя, равной сумме слоёв требуемого для данной задачи призматического слоя, затем эта сеточная модель дорабатывается в ICEM и импортируется в CFX.

Для проверки комбинированного метода построения сетки проведено два расчёта, отличающихся методом построения сетки на вихревой матрице – базовый и комбинированный. Исследование выполнено на базе РЛ ТВД. В результате было отмечено перераспределение полей температуры в лопатке, изменение составило от -11 до +22 °С, также увеличился расход охлаждающего воздуха на 4,6% в системе охлаждения, построенной комбинированным методом.

Влияние характера входной эпюры полного давления на распределение вторичных потерь в плоской сопловой решетке

Покидько А.М., Ковалева Н.Н., Вятков В.В.
РГАТУ им. П.А. Соловьева, г. Рыбинск, Россия

Развитие ГТД по параметрам рабочего процесса приводит снижению размера проточной части лопаточных машин. При этом в турбине, особенно в сопловом аппарате первой ступени, имеются предпосылки к возникновению эффекта смыкания вторичных течений, которые образуются на противоположных торцевых стенках. При проектировании двигателя этого аэродинамического эффекта следует по возможности избегать. Кроме того, камера сгорания формирует неравномерность параметров на входе в сопловой аппарат.

В известных методиках расчета высоты лопатки, учитывающих реализацию смыкания вторичных течений в межлопаточном канале соплового аппарата, поле полного давления

считается однородным. Однако в выполненном двигателе эпюра полного давления на входе может иметь значительную неравномерность по высоте.

Для анализа влияния эпюры входной неравномерности потока на характеристики решетки в условиях смыкания вторичных течений было проведено исследование плоской сопловой решетки с профилем, характерным для современной высокопререпадной ТВД. Решетка исследовалась при различных эпюрах полного давления на входе, высота проточной части варьировалась от 30 до 70 мм. В качестве вычислительного комплекса использовался пакет ANSYS 20 R2.

Для верификации результатов численного моделирования проводилась экспериментальная продувка в условиях равномерного потока по входу, где пограничный слой формировался только на торцевых поверхностях. Продувка проводилась на низконапорном аэродинамическом стенде, измерялось поле полного давления за решеткой.

По результатам исследования можно заключить, что увеличение размера участка максимальных значений полного давления меняет распределение потерь в межлопаточном канале плоской сопловой решетки, в частности уменьшается влияние закромочного следа на общий уровень потерь. Таким образом, при определении аэродинамических характеристик сопловых аппаратов первой ступени турбины необходимо учитывать характер эпюры полного давления на входе.

Литература:

1. Лебедев В.В. Особенности аэродинамического и теплового совершенствования сопловых аппаратов турбин перспективных газотурбинных двигателей // Изв. Вузов. Авиационная техника. 2016. №1. С. 81 – 85

2. Богомолов Е.Н. О смыкании зон вторичных течений в турбинных решетках и его влиянии на концевые потери // Известия вузов. Авиационная техника. 1991. № 3. С. 25 – 31.

3. Вятков В.В. Исследование угловых характеристик потока в турбинных решетках с целью усовершенствования методов проектирования газовых турбин авиационных двигателей // Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Рыбинск, 2002.

4. Давыдов А.А., Ковалева Н.Н., Вятков В.В Анализ влияния входной неравномерности параметров потока на эффективность пленочного охлаждения сопловой лопатки ТВД на основе численного моделирования // Вестник РГАТУ имени П.А. Соловьева. 2023. №1 (64). С.12-20.

Проектирование гибридного ракетного двигателя для обеспечения полета на Юпитер

Прокофьев Е.О.

МАИ, г. Москва, Россия

В современном мире изучение космического пространства является одной из наиболее актуальных задач, стоящих перед человеком. Для успешного освоения космоса и проведения научных исследований необходимы надежные и эффективные двигательные установки (ДУ).

Разработка ракетных двигателей имеет ключевое значение для развития космических технологий. Они позволяет создавать более мощные и экономичные ракетоносители, новые двигатели, созданные с применением современных подходов, с учетом последних достижений науки и техники, открывают возможности для создания более совершенных космических аппаратов, способных выполнять сложные задачи в космическом пространстве.

Одной из таких задач является изучение планеты Юпитер. Для получения значимых результатов необходима возможность доставки и закрепление на орбите Юпитера космического аппарата с последующей его корректировкой. Для этой задачи был спроектирован гибридный ракетный двигатель (ГРД) с тягой 26,7 кН на компонентах топлива: смесевое горючее – азотный тетраоксид. ГРД представляют собой одно из перспективных направлений в развитии двигателестроения, сочетая преимущества твердотопливных и жидкостных двигателей.

В работе представлено обоснование выбранной топливной пары, разработана пневмогидравлическая схема (ПГС), обеспечивающая запуск, работу и остановку ДУ, произведен расчет и профилирование сопла, разработана система смесеобразования, система

подачи компонента в камеру сгорания (КС), система запуска ДУ, определена форма заряда и спроектирован корпус КС.

Разработанная концепция ДУ может быть использована для создания космических аппаратов различного назначения. Дальнейшие исследования могут быть направлены на оптимизацию конструкции и повышение эффективности ГРД.

Литература:

1. Ракетный двигатель комбинированного топлива с глубоким регулированием тяги/ Под ред. Лагутина Б.Н. –М.: ЦНИИ информации, 1981. -148 с.

2. Головков Л.Г. Гибридные ракетные двигатели. М., Воениздат, 1976. -168 с.

3. Hybrid rocket propulsion systems for outer planet exploration missions. Elizabeth T. Jens, Brian J. Cantwell, G. Scott Hubbrard: Acta Astronautica, 2016. -119-130 p.

Влияние длины входных рёбер на энергетические характеристики авиационного шнекоцентробежного насоса

[1]Ромашко Р.В., [2]Истомин Е.А., [3]Казеннов И.С., [1]Лебедев А.И.

[1]МАИ; [2]АО «ОКБ «Кристалл», г. Москва, Россия

Работа шнекоцентробежного насоса сопровождается интенсивными обратными токами, особенно на малых подачах. Обратные токи влияют на напорную и кавитационную характеристику насоса, а также усугубляют неравномерность поля давления на входе в шнек и способствуют возникновению автоколебательных режимов, однако влияние обратных токов можно снизить за счет установки ребер во входной части [1,2].

Целью работы является повышение энергетических характеристик авиационного топливного насоса за счет увеличения длины входных ребер.

Объектом исследования данной работы является электрический шнекоцентробежный топливный насос, на вход которого устанавливалась неподвижная пластиковая крышка с ребрами, являющимися продолжением имеющихся в конструкции ребер, для уменьшения влияния обратных токов на напорную характеристику в области Q/Qопт <1. Крышка была изготовлена методом фотополимерной 3D печати.

Энергетические характеристики на этапе проектирования были получены путем численного моделирования в ПО ANSYS CFX. Задача решалась в нестационарной постановке с учетом перетечек в щелевом уплотнении. Модель турбулентности k-ω Shear Stress Transport (SST). В целях валидации расчета были произведены испытания агрегата.

В результате работы была подтверждена математическая модель, применяемая для расчета шнекоцентробежного авиационного топливного насоса. Максимальное расхождение напорных характеристик для варианта без крышки составило 13% при Q/Qопт = 0,55, а для варианта с удлиненными ребрами составило 17% при Q/Qопт = 0,13.

В результате установки крышки с ребрами было показано увеличение перепада давления до 88% на режимах Q/Qопт < 1. Гидравлическая мощность при установке крышки с ребрами увеличилась вплоть до 58% на режимах Q/Qопт < 1. Гидравлический КПД при этом увеличился во всем диапазоне расходов. Максимум КПД увеличился на 1,5%.

Литература:

1. Б.В. Овсянников, В.Ф. Чебаевский. Высокооборотные лопаточные насосы. М.: «Машиностроение», 1975. 336 с.

2. Чебаевский В.Ф., Петров В.И. Кавитационные характеристики высокооборотных шнекоцентробежных насосов. М.: «Машиностроение», 1973. 152 с.

Исследование напряженно-деформированного состояния в моделях поляризационно-оптическим методом с использованием аддитивных технологий

Сабитов Р.А., Лазарева А.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Фотоупругость основана на использовании поляризованного света для исследования распределения напряжений в прозрачных моделях, изготовленных из специальных фотоупругих материалов. Под действием механических нагрузок в таких материалах возникает двулучепреломление, которое приводит к изменению пути поляризованного света

в зависимости от величины и направления напряжений. Когда поляризованный свет проходит через деформированный материал, появляются интерференционные полосы, называемые изохромами (которые отображают разность главных напряжений) и изоклинами (которые отображают направление главных напряжений).

Современные технологии 3D-печати открывают новые возможности в производстве и исследовании материалов. В данной работе рассматривается применение 3D-печати для создания образцов с целью изучения фотоупругих эффектов.

Основное внимание уделяется влиянию слоистой структуры, характерной для 3D-печатных деталей, на распределение напряжений и ориентацию фотоупругих картин. Особенности 3D-печатных образцов

При 3D-печати детали формируются послойно, что приводит к специфической слоистой структуре материала. Эти слои могут существенно влиять на механические свойства и поведение материала под нагрузкой. В частности, ориентация слоев и их взаимодействие могут создавать анизотропию в распределении напряжений.

Методика проведения экспериментов, подготовка образцов:

3D-печать: для исследования были изготовлены два типа образцов: круг и пластинка. Образцы печатались из прозрачного фотополимерного материала с использованием технологии SLA (стереолитография).

Слои: толщина слоя и его ориентация варьировались для изучения их влияния на фотоупругие эффекты. Образцы имели разную ориентацию слоев: параллельную и перпендикулярную к основной плоскости образца. Создание нагрузки: Механическая нагрузка: Образцы подвергались контролируемой механической нагрузке, создавая напряжения в материале.

Термическая нагрузка: некоторые образцы также подвергались нагреву для изучения термоупругих эффектов. Освещение и наблюдение: Поляризованный свет: Образцы освещались поляризованным светом, что позволило наблюдать интерференционные полосы (изохромы и изоклины).

Анализ изображений: Снимки изохроматических и изоклинических линий фиксировались и анализировались для изучения распределения напряжений.

Результаты экспериментов, влияние слоистой структуры:

Ориентация напряжений: распределение напряжений в 3D-печатных образцах показывает четкую ориентацию вдоль слоев. При параллельной ориентации слоев к основной плоскости образца, изохромы выстраивались вдоль слоев. При перпендикулярной ориентации слоев, напряжения распределялись более равномерно, но наблюдались участки концентрации напряжений на границах слоев.

Анизотропия: слоистая структура приводила к анизотропным свойствам материала. Механические и термические напряжения распространялись вдоль слоев, создавая различия в поведении материала в зависимости от направления нагрузки.

Сравнение с монолитными образцами: в отличие от монолитных образцов, 3D-печатные образцы демонстрировали более сложные картины напряжений.

Изохромы в монолитных образцах имели более симметричное и предсказуемое распределение, тогда как в 3D-печатных образцах наблюдались дополнительные искажения и концентрации напряжений.

Тепловой анализ течения воздуха через аппарат закрутки турбины высокого давления ТРДД

Самойлов А.В., Марина В.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В статье показано исследование течения отбираемого воздуха через модель аппарата закрутки в части модуля турбины высокого давления.

Автором смоделирована геометрия в 3D и 2D постановках для области течения воздушного потока и установлены граничные условия согласно крейсерскому режиму работы двигателя [1]. Зафиксирована особенность протекания воздушного потока через уплотнения области под камерой сгорания. Представляется анализ теплового потока для различных вариантов

построения. Один из вариантов учитывает профилирование лопаток аппарата закрутки [2]. Второй вариант предполагает и представляет их отсутствие. С использованием современного программного пакета ANSYS CFX произведен расчет поля температур в области диска турбины высокого давления.

Для определения потребного радиуса расположения аппарата закрутки на заданных граничных условиях проведено общее исследование для различного диапазона расчетной области. Решение газодинамической задачи применяется с условием организации теплообмена методом противоток, учитываемого при работе камеры сгорания и воздушной утеки из компрессора высокого давления [3]. Предложена последовательность принятия решения по выбору радиуса расположения профилей аппарата закрутки и определения постановки под определенный расход охлаждающего воздуха и соответствующей оптимизации. Графически анализируется и определяется разница температуры воздуха в полостях аппарата закрутки для случаев отбора из области под камерой сгорания и промежуточного охлаждения.

Рассмотренные подходы могут быть применены для решения задач по оценке термических нагрузок на диск турбины высокого давления и оптимизации характеристик расхода от компрессора турбореактивного двухконтурного двигателя.

Литература:

1. Диденко Р.А., Пиралишвили Ш.А., Виноградов К.А. Теория и расчет течения в системе подвода воздуха к рабочей лопатке турбины //Тепловые процессы в технике. – 2020. – Т. 12. – No. 7. – С. 314.

2. Аббаварам Р.Р., Нестеренко В.Г. Конструктивные методы совершенствования критичных узлов системы охлаждения современных высокотемпературных ТВД авиационных ГТД //Научно-технический вестник Поволжья. – 2018. – No. 5. – С. 73-77.

3. Силуянова М.В. Основы проектирования, конструкция и расчет основных характеристик авиационных газотурбинных двигателей / М.В. Силуянова. - Москва: Общество с ограниченной ответственностью «Издательство Доброе слово и Ко», 2023. – 166 с.

Формирование облика гибридной силовой установки последовательно-параллельной схемы

Серков В.В., Равикович Ю.А., Холобцев Д.П.
МАИ, г. Москва, Россия

В данной работе рассматривается теоретическая возможность конструктивного исполнения гибридной силовой установки (ГСУ) последовательно-параллельной схемы на базе турбовального двигателя непрямой реакции (ТВД) ВК-650В с применением устройства распределения мощности и электрической машины (ЭМ).

В последнее время в автомобильной индустрии широкое применение обрели ГСУ, выполненные по последовательно-параллельной схеме, которая способна собрать в себе достоинства обеих схем, обеспечив наиболее оптимальный показатель удельной мощности ГСУ. К особенностям данной ГСУ можно отнести наличие специальной трансмиссии.

Наличие данной трансмиссии позволяет сохранить жесткую механическую связь тепловой машины с движителем, но вращаться с разными частотами, обеспечивая распределение мощности между тепловой, электрической машиной и движителем.

Устройство распределения мощности представляет собой одноступенчатую планетарную передачу, которая позволяет реализовать управление потоком мощности от всех двигателей, входящих в состав данной ГСУ.

В случае с авиационным гибридом – предлагается использование ТВД в связке с обратимой ЭМ. Мощность двигателей может быть объединена при помощи устройства распределения мощности, аналогично тому, что нашло широкое применение в автоиндустрии.

Конструктивно ГСУ последовательно-параллельной схемы представляет собой 3 основных узла: тепловую машину, электрическую машину и устройство распределения мощности.

В качестве теоретического объекта применения подобной ГСУ предлагается ниша самолетов местных воздушных линий (МВЛ).

В ходе работ по данной теме была предложена структурная схема будущей ГСУ, получена предварительная компоновка подкапотного пространства однодвигательного самолёта МВЛ, проведена оценка массы основных элементов ГСУ последовательно-параллельной схемы и приведены сравнительные оценки мощности предложенной схемы и традиционной силовой установки с одним ТВД.

Литература:

1. Иванов И.Г, Равикович Ю.А, Анализ требований, предъявляемых к основным узлам электрических и гибридных силовых установок / И.Г. Иванов, Ю.А. Равикович // Авиация и космонавтика: Тезисы 20-ой Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 109-110. – EDN JCSZIZ.

2. Равикович Ю.А, Иванов И.Г, Боровиков Д.А, Применение методов математического моделирования при разработке гибридной силовой установки для самолётов местных воздушных авиалиний/ И. Г. Иванов, Ю. А. Равикович, Д.А, Боровиков // Международная научно-техническая конференция имени Н.Д. Кузнецова/ материалы международной научно-технической конференции имени Н.Д. Кузнецова, 21–23 июня 2023 г. В 2 томах, том 1. – Самара: Издательство Самарского университета, 2023 - с.57-59.

3. Формирование предварительного технического облика и оценка характеристик гибридной авиационной вспомогательной силовой установки, работающей на авиационном топливе / М.В. Гордин, Н.Д. Рогалев, И.С. Аверьков [и др.] // Авиационная промышленность. – 2018. – № 3-4. – С. 10-15. – EDN VRPRVK.

4. Плевако С.Ю. Перспективы гибридных силовых установок для беспилотных летательных аппаратов / С.Ю. Плевако, Ю.В. Зиненков // Авиакосмические технологии (АКТ-2018): Тезисы XX Международной научнотехнической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов, Воронеж, 13–14 июня 2019 года. – Воронеж: ООО Фирма "Элист", 2019. – С. 161- 163. – EDN CIJBPN.

Распределённая силовая установка скоростного вертолета на основе двух ТРДД

Серьезнов А.И., Коломин И.В.

ПК «Салют» АО «ОДК», г. Москва, Россия

Скоростной вертолёт – высокотехнологичный манёвренный летательный аппарат (ЛА), способный выполнять различные задачи:

- доставка людей и грузов;
- поисково-спасательные работы;
- разведывательные задачи;
- оказание боевой огневой поддержи;
- и другие.

Такой ЛА должен соответствовать различным требованиям.

Для достижения высоких скоростей фюзеляж и аэродинамические поверхности вертолёта должен иметь обтекаемую форму, снижающую аэродинамическое сопротивление.

Вертолёт должен быть маневренным, способным к быстрым изменениям направления и высоты горизонтального полёта, осуществлять набор высоты, снижение, полёт во всех направлениях в одной плоскости.

Необходима высокая устойчивость и стабильность для поддержания контроля над машиной при больших горизонтальных скоростях.

Для осуществления подобных требований необходима многосоставная силовая установка с широким диапазоном регулирования, обладающая следующими характеристиками:

1. Силовая установка (СУ) способна обеспечивать достаточную пропульсивную тягу для достижения и поддержания высоких скоростей полёта, превосходящую предельную для вертолётов классической соосной схемы.

2. СУ должна обладать достаточной боевой живучестью, наилучшим весовым совершенством, удельными характеристиками топливной экономичности.

Работа посвящена созданию и оптимизации математической модели перспективной СУ с безредукторной газодинамической трансмиссией исходя из гипотезы, что, в рамках данной

концепции скоростного вертолёта, она сможет обеспечить наилучшие лётные, топливные и массогабаритные характеристики.

СУ состоит из следующих основных частей:

- двух двухконтурных двухвальных турбореактивных двигателя с раздельными соплами;
- специальных каналов подвода воздуха части из-за компрессора среднего давления;
- отдельной дополнительной камеры сгорания;
- силовой турбины, предназначенной для привода несущего винта.

Обоснованием выбора такой конструкции служат следующие два основных режима полёта летательного аппарата.

«Вертикальный» режим.

На данном режиме создание подъёмной силы осуществляется за счёт тяги несущего винта.

«Горизонтальный» режим.

В режиме горизонтального полёта полностью за счёт пропульсивной тяги двух ТРДД.

Для подтверждения перспективности реализации такой концепции составлена и оптимизирована математическая модель распределённой силовой установки на основе двух ТРДД, дополнительной камеры сгорания и силовой турбины.

В результате проведенных исследований выявлены следующие достоинства:

- улучшенные показатели дальности и скорости полёта по сравнению с вертолётами классической схемы;
- увеличенная высотность полёта по сравнению с вертолётами классической схемы;
- меньшая предварительная (с рядом допущений) масса СУ.

Также были отмечены следующие недостатки: сложность в реализации конструкции и законов регулирования силовой установки.

Представленный подход к созданию и оптимизации математической модели распределённой силовой установки с газодинамическим приводом несущего винта для скоростного вертолёта показал свою перспективность и необходимость дальнейшей проработки данной темы.

Литература:

1. Силовые установки нетрадиционных схема для перспективных магистральных самолётов нового поколения, С.М. Каленский, Т. А. Морзеева, Ю. А. Эзрохи; под ред. Эзрохи Ю.А.: ЦИАМ 2019.

2. Методические указания к выполнению курсовых работ по курсу «Теория и расчет авиационных двигателей и энергетических установок». Авторысоставители: А.Б. Агульник, И.В. Кравченко – М.: Изд-во МАИ, 2012.

Бесконтактное возбуждение колебаний при частотных испытаниях, как средство устранения негативного влияния на экспериментальные данные

Смотров А.В.

ЦАГИ, г. Жуковский, Россия

Частотные испытания (экспериментальное определение основных динамических характеристик) конструкций, как правило, проводятся при использовании одного из двух режимов возбуждения при свободных затухающих или вынужденных колебаниях. В случае отличия свойств объекта от линейной системы, в т.ч. наличия большого демпфирования, используют режим генерации вынужденных колебаний, создаваемый присоединенными возбудителями вибрации электродинамического типа с постоянным полем. Их контакт с испытываемым объектом приводит к тому, что возбудители негативно воздействуют на регистрируемые данные. Искажения измеряемых характеристик могут возникать не только из-за влияния присоединенной массы якоря магнита возбудителя, вносимого нелинейного демпфирования, обусловленного электромагнитными свойствами цепи якоря, и дополнительной жесткости соединительного штока, но также из-за различий в режимах работы усилителя мощности «по напряжению» или «по току», а случае протяженных сигнальных линий «усилитель-возбудитель» – присутствием частотной зависимости уровней спектральных компонентов тестового сигнала.

Решением этих проблем является применение бесконтактного возбуждения, которое обычно реализуется: 1) применением электромагнитов (сама конструкция или ее поверхность обладают хорошей электрической проводимостью), 2) использованием пульсирующей струи воздуха или жидкости, 3) воздействием акустических колебаний, создаваемых громкоговорителем. Последний способ наиболее распространен из-за простоты технической реализации, однако применение одиночного громкоговорителя не позволяет сформировать заданную характеристику направленности излучения (невозможность возбуждения всех тонов конструкции в интересующем диапазоне частот), он неприспособлен конструктивно к применению в составе штатного набора оборудования частотных испытаний, нижняя граница его рабочего диапазона не меньше 18 Гц, что ограничивает использование для широкого класса объектов.

В ЦАГИ создано не имеющее этих недостатков устройство бесконтактного возбуждения вибрации, оснащенное рупором в форме псевдосферы Лобачевского (пат. 2682582). С его помощью выполнены частотные испытания следующих разнообразных конструкций: саблевидные лопасти модели воздушного винта перспективного авиадвигателя, конструктивно и динамически подобные модели аэродинамических поверхностей, полноразмерные лопасти рулевого винта вертолета и даже силовая композитная балка пола фюзеляжа перспективного пассажирского самолета.

Разработка метода построения профиля лопатки осевой турбины с параметрическим заданием кривизны

Соколова А.С., Волков А.А., Дружкова Ю.А., Шляховский Н.А.
ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара, Россия

Построение профиля лопатки турбины оказывает прямое влияние на уровень эффективности турбины. Однако на данный момент не существует метода построения, который однозначно определял бы геометрические параметры профиля. Кроме того, в существующих методах построения в явном виде не присутствуют параметры кривизны кривой, либо изменение кривизны ограничено. Разработка метода, позволяющего однозначно определять параметры профиля и иметь возможность определять кривизну профиля параметрами, а также гибко её изменять, позволит получать профиля лопаток турбины, обладающие высокой аэродинамической эффективностью, и разработать регрессионные модели для выбора параметров с целью сокращения сроков проектирования.

Существующие методы опираются на построение 5 контрольных точек и вычисления значения касательных в них. Это точки входной и выходной кромок, которые определяются при известных лопаточных углах входа и выхода, углах заострения, радиусов кромок, хорды профиля, и угла установки. Также при известном шаге и эффективном угле определяется точка горла профиля. Построение максимальной толщины, если она задана, выполняется после построения спинки профиля при задании относительного положения максимальной толщины. В дальнейшем изложении, вводится термин топология профиля. Под топологией понимается совокупность контрольных точек профиля и касательных в них. Существующая топология построения профиля оставляет «свободным» параметр смещения максимальной толщины перпендикулярно хорде профиля: y_cm. То есть данная топология не определяет все параметры профиля однозначно, некоторые из них, напрямую зависят от типа кривой, которая будет использована при профилировании.

Исходя из рассмотрения существующей топологии построения профиля турбинной решетки, а также исходя из характерных областей, которые можно выделить в межлопаточном канале турбинной решетки, была сформирована новая топология построения профиля. Ключевой особенностью новой топологии построения профиля является введение нового геометрического параметра профиля: угол отгиба входной кромки – это угол между касательной к входной кромке на спинке и касательной к максимальной толщине на спинке. Введение данного параметра при известных остальных геометрических параметрах позволяет однозначно определить положение 7 контрольных точек и касательных в них, определяющих топологию профиля.

В качестве кривой, которая обеспечит введение параметров профиля, отвечающих за распределение кривизны, выбрана рациональная кривая Безье третьего порядка. К основным 15 геометрическим параметрам профиля добавлены 20 параметров (5 участков по 4 параметра – весовые коэффициенты кривой Безье), которые позволяют гибко изменять распределение кривизны профиля. Получен профиль, геометрия которого, включая распределение кривизны однозначно определяется 35 параметрами. Полученный метод профилирования может быть использован для создания эмпирической модели потерь, учитывающей кривизну профиля.

1. Мамаев Б.И. Построение турбинных решеток профилей на ЭВМ // Межвузовский сборник: вопросы проектирования и доводки авиационных газотурбинных двигателей. 1978.
С. 49-57.
2. Слитенко А.Ф. Построение решеток турбинных профилей с помощью полиномов Безиера-Бернштейна // Теплоэнергетика. 1982. №3. С.77-81.
3. Копелев С.З. Расчет турбин авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 1974. 268 с.
4. Аронов Б.М. Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. М.: Машиностроение, 1975. 192 с.

Исследование влияния применения технологии прямого впрыска бедной смеси на основные и экологические характеристики модельной камеры сгорания авиационного двигателя

Тарасенко А.Н., Силуянова М.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Применение малоэмиссионных камер сгорания стало основным способом снижения выбросов вредных веществ в традиционных авиационных двигателях. Необходимость их разработки и использования продиктована требованиями в части эмиссии различных загрязнителей как на национальном (НЛГ-34 [1]), так и на международном уровне (ИКАО [2]). На текущий момент наиболее перспективными с точки зрения улучшения экологических характеристик двигателя являются схемы организации бедного горения [3]. В рамках данной концепции существует большое количество различных технических реализаций, одной из которых в том числе является технология микрофакельного горения с прямым впрыском бедной смеси (MLDI [4]).

Ключевой особенностью данного подхода является использование форсунок, на срезе сопла которых топливо на каждом рабочем режиме будет находится на линии насыщения, что позволит ему, попав в жаровую трубу, практически мгновенно испарится, что значительно упрощает организацию процесса перемешивания топливовоздушной смеси, вследствие чего допустимо использовать менее сложные и комплексные системы воздушных завихрителей.

В данной работе были проведены расчётные исследования сектора модельной камеры сгорания, построенной по схеме MLDI, а также сравнение полученных основных и экологических характеристик с результатами анализа аналогичной камеры сгорания, но построенной по схеме богато-бедного горения. В ходе работы также были рассмотрены различные варианты конфигурации блока фронтовых модулей, определены оптимальные параметры работы камеры сгорания в части топливоподачи, получены значения некоторых основных и экологических характеристик MLDI камеры сгорания и проведена оценка возможность технической реализации данной схемы.

Литература:

1. Нормы летной годности. Охрана окружающей среды. Эмиссия загрязняющих веществ авиационными двигателями. Нормы и испытания НЛГ 34 // Увт. Приказом Федерального агентства воздушного транспорта от 19 декабря 2022 г. № 928-П. 8 с. 2022.
2. Охрана окружающей среды: прил. 16 к Конвенции о Международной гражданской авиации. Т. 2. Эмиссия авиационных двигателей / Международная организации гражданской авиации. Изд. 4-е. Монреаль: ИКАО, 2017. 190 с. Разд. паг.

3. Y. Liu, X. Sun, V. Sethi, D. Nalianda, Y.-G. Li, L. Wang. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines. // Progress in Aerospace Sciences, V. 94, 2017. P. 12-45.

4. Z.J. He, C.T. Chang, C.E. Follen. NOx Emissions Performance and Correlation Equations for A Multipoint LDI Injector. // NASA Center for Aerospace Information, Technical Memorandum, NASA/TM-2014-218116, 2014, 9 p.

Определение энергетической эффективности ракетных двигателей твердого топлива в составе ракеты-носителя

Тимаров А.Г.

АО «ГНЦ «Центр Келдыша», г. Москва, Россия

Основная часть сформированного научно-технического задела для оптимизации конструктивно-компоновочных схем ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) фактически исчерпана. Для качественного изменения параметров таких двигательных установок требуется осуществить значимый технологический прорыв в развитии твердых ракетных топлив, используемых в конструкции сверхлегких и сверхпрочных материалов, способах изготовления деталей и составных частей изделия. Исходя из ближайших перспектив развития РДТТ можно выделить одно из приоритетных направлений совершенствования – повышение энергомассовых характеристик в условиях жестких требований к габаритным и массовым ограничениям.

Традиционный подход по созданию РДТТ предполагает, что их создание проводятся под заданные диапазоны расходно-тяговых и энерго-массовых характеристик. Эти требования определяются по результатам баллистического проектирования РН, как правило, с определением максимальной дальности стрельбы при известной массе полезной нагрузки и опорой на существующие прототипы. Однако представляет большой научный и практический интерес рассмотреть параметры двигателя и ракеты с учетом их взаимовлияния.

Для решения поставленной задачи вычисляются частные производные по простым критериям эффективности. Далее для расчета коэффициентов приращения этих параметров используются как интегральные и полуэмпирические методики, так и современное программно-методического обеспечение для компьютерного моделирования. Последующее абсолютное приращение целевого параметра вычисляется относительно базового варианта РН без повторного проведения полного комплекса проектно-конструкторских расчетов.

С использованием изложенного метода выполнен анализ основных характеристик РН с РДТТ различного класса и назначения. Например, определены эффективные направления решения задачи увеличения дальности полета ракеты за счет модернизации вспомогательных РДТТ, расположенных в хвостовой части. Разработан концептуальный облик двухступенчатой РН с маршевыми РДТТ для выведения полезной нагрузки на заданную высоту с учетом влияния внешних факторов на тягово-энергетические характеристики.

Дополнительно проанализированы пути технологического развития для улучшения характеристик РН в целом за счет замены материалов конструкции двигательных установок и марок твердого топлива.

Анализ полученных результатов позволят сделать следующие выводы. С одной стороны, использование описанного подхода позволяет спроектировать ракету с твердотопливными двигательными установками и устойчивыми тягово-энергетическими характеристиками, которые остаются стабильными в большом диапазоне эксплуатационных факторов. С другой стороны, использование частных производных для РДТТ в связке с РН позволяет достаточно точно и эффективно определять оптимальные пути технологического развития и модернизации создаваемого изделия и его составных частей.

Литература:

1. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / А.М. Губертов, В.В. Миронов, Д.М. Борисов и др. – М.: Машиностроение, 2004. – 512 с.

2. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива / А.А. Шишков. – М.: Машиностроение, 240 с.

3. Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе / Л.Н. Лавров, А.А. Болотов, В.И. Гапаненко и др. – М.: Машиностроение, 1993. – 215 с.
4. Баллистика управляемых ракет дальнего действия / Р.Ф. Аппазов, С.С. Лавров, В.П. Мишин. – М.: Издательство «Наук», 1966. – 307 с.

Теоретические исследования возможности моделирования процесса заправки баков ракет-носителей (РН) при различных приближениях

Тлевцежев В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Для воспроизведения в условиях модели процесса физически подобного изучаемому натурному явлению, необходимо удовлетворить равенство безразмерных параметров [1,2], определяющих протекание процесса как в натурных, так и в модельных условиях.

Криогенный топливный бак представляет собой объём, образованный металлической силовой оболочкой толщиной h, непосредственно контактирующей с жидкостью, на которую снаружи нанесен слой теплоизоляции (например, слой пенопласта), также постоянной толщины H. Будем также считать, что при расчете удельного теплового потока q из стенки бака в жидкость можно использовать приближение термически тонкой стенки для металлической оболочки.

Физическое моделирование внутрибаковых процессов подразумевает создание физической модели бака такого же или меньшего масштаба, чем натурный бак.

Рассматриваются возможности теоретического моделирования процесса заправки криогенного компонента топлива на модельных баках уменьшенных размеров. Моделирование процесса заправки проводится при следующих условиях: 1) в условиях линейного профиля температуры в теплозащите; 2) с воспроизведением теплового состояния стенки. В условиях линейного профиля температуры справедливы следующие допущения:

• теплофизические свойства материалов теплозащиты и оболочки стенки бака постоянны из-за малых изменений температуры во время заправки;

• профиль температуры в материале теплозащиты – линейный.

В качестве модельной жидкости используются жидкий азот и водород. Моделирование заправки в условиях линейного профиля температуры может быть реализовано при рассмотрении модели бака, отличающейся от натурного изделия в 2 раза. В качестве заправляемой жидкости целесообразно использовать водород [3]. Применение в качестве модельной жидкости азота затрудняет точное моделирование процесса заправки из-за невозможности создания силовой оболочки бака толщиной м и невозможности создания в эксперименте температурного перепада между оболочкой и жидкостью 100- 150К.

Моделирование процесса заправки с воспроизведением теплового состояния стенки было рассмотрено на модельном баке с жидким водородом, характерный линейный размер которого в 5 раз меньше размера натурного бака. Для выполнения равенства необходимых критериев подобия необходимо отношение расходов подачи в модельном и натурном баках составляет 125. При этом, характерные времена заправки модельного и натурного баков совпадают.

Литература:

1. Седов, Л.И. Методы подобия и размерности в механике. Москва: Наука, 1977
2. Кутателадзе, С.С. Анализ подобия и физические модели. Новосибирск: Наука, 1986.
3. Теплообмен при кипении криогенных жидкостей. Киев: Наукова думка, 1987. 264 с.

Расчётно-экспериментальное исследование образования нагара в камере сгорания ВРД

Тюльков К.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Модельная камера испарительного типа, рассмотренная в данном исследовании, имитирует работу действующих камер сгорания современных авиационных ВРД и тепловых двигателей, работающих на керосине. Повышение температуры перед турбиной повышает содержание горючего в топливной смеси и способствует повышению содержания дымности выхлопа и появлению частиц сажи. Сажа образует налет на элементах камеры сгорания, деталях турбины

и реактивного сопла. Частицы сажи способны прилипать к металлическим жаропрочным элементам установки [1] вызывая рост неустойчивых карбидов на стенках, меняя их свойства и повышая шероховатость поверхности. Расчётное исследование проводилось на секторной модели с углом 90°, одной четверти жаровой трубы стендовой установки. Горючая смесь керосин и изооктан. Расчет проводился для разного значения коэффициента избытка воздуха от 0.8 до 6 топливовоздушной керосиновой и изооктановой смеси. Испытания на стенде проводились при коэффициенте избытка воздуха 4 с изооктаном и керосином. Процесс химических превращений в потоке газовоздушной смеси моделировался с использованием не адиабатической неравновесной модели микропламен PDF Flamelet. Теория этого метода описана в работе Петерса и др. [2] Модели горения построены на основе кинетических схем суррогата JetA (C10H22) для керосина и лабораторного бензина для изооктана. В процессе верификации расчёта сравнивались температуры на выходе расчетной модели и показания термопар на выходе стендовой установки на расстоянии 35 от среза горловины жаровой трубы. Совпадение расчетного и измеренного полей температур позволяет сделать вывод о точности выбранных моделей. Измерения количества сажи на экспериментальном стенде проводились по результатам взвешивания сажевых частиц из отложений сажи вблизи форсунок камеры сгорания на стенде за каждый запуск. В качестве расчетной модели сажеобразования была использована дифференциальная двухпараметрическая модель сажеобразования с петлевой схемой ветвления, разрыва углеродных цепочек сажи, коагуляции сажевых частиц и аррениус-подобной скоростью образования зародышей сажи: $n = A0\ ZC\ \beta f\ \rho\ Tb\ \exp(-TA/T)$ (1) где A0 – константа модели, ZC = μ(углерода в горючем) / μ(горючего) – углеродное число, ρ– плотность смеси, βf – массовая доля горючего, b – температурный показатель степени, TA = EA/R0.

Характеристическая температура (температура активации), EA – энергия активации, R0– универсальная газовая постоянная. Константа A0 была выбрана по данным более ранних исследований в процессе настройки модели сажеобразования. Сравнение расчетных данных, данных эксперимента и данных работы [1] позволило сделать выводы о точности модели сажеобразования. Предсказания массовой доли сажи в камере сгорания ГТД позволяет повысить надёжность, эффективность и работоспособность двигателя.

Литература:

1. Федоров С.А., Слесарев Д.Ф., Исаков Д.В. Экспериментальное исследование накопления углеродных отложений в кислороднометановом модельном газовом тракте. 2021.
2. Peters N. Laminar diffusion flamelet models in non-premixed turbulent combustion. Progress in energy and combustion science 1984; 10: 319–339.

Исследование влияния конструктивных параметров на динамические характеристики крыла на основе балочной теории

Ходина А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В динамике упругих летательных аппаратов (ЛА) возникают проблемы, связанные с обеспечением устойчивости, снижением вибраций и шума. Для теоретического решения поставленных проблем необходимо разработать математическую модель, которая будет адекватно описывать характерные особенности исследуемого явления [1]. Многие составные части конструкции ЛА могут моделироваться расчетной схемой упругой балки, для которой характерны большие перемещения и малые деформации. К таким элементам относятся лопасти винтов, опоры шасси, корпуса. Используя расчетную модель для балки, ее можно применить к реальному объекту. Например, крыло с двигателем на упругом пилоне в первом приближении для оценки частотных свойств можно рассматривать как консольную балку с сосредоточенной массой, подвешенной на линейно-упругой пружине [2].

Двигатель — один из самых массивных элементов конструкции, создающий значительные динамические нагрузки на крыло. В связи с переходом на турбовентиляторные двигатели с большой степенью двухконтурности происходит расширение вибрационного спектра со

сдвигом в область низких частот, сближающихся со спектром собственных частот ЛА, что может повлиять на безопасности полетов [3].

Низкочастотный шум и вибрации от авиационных двигателей оказывают значительное влияние на колебания крыла и двигателя на упругом пилоне, что требует учета на этапе проектирования ЛА. Поскольку крыло имеет низкие собственные частоты, зависящие от его длины, жесткости и массы, воздействие низкочастотных вибраций может привести к разрушению конструкции из-за значительного роста амплитуды колебаний, вызванного резонансом, даже при небольших внешних нагрузках.

Современные методы борьбы с резонансом включают в себя оптимизацию конструкционных решений. В данной работе рассмотрены основные аспекты анализа колебаний крыла с двигателем на упругом пилоне, факторы, влияющие на эти колебания и методы управления ими. Представлена численная оценка собственных частот и форм колебаний, а также вынужденных колебаний системы и их зависимости от жесткости крыла, жесткости пилона и массы двигателя. Полученные результаты в дальнейшем можно использовать для решения задач аэроупругости и виброакустики с целью прогнозирования и предотвращения резонансных явлений и потери динамической устойчивости путем выбора оптимальных параметров.

Балочная модель крыла в виде стержня с массой на пружине является упрощенной, но достаточно эффективной для анализа основных динамических характеристик системы. Такой подход особенно полезен на начальных этапах проектирования для быстрого анализа возможных проблемных областей, связанных с колебаниями. Это позволит предотвращать возникновение резонансных колебаний и потерю динамической устойчивости.

Литература:

1. Образцов И.Ф. и др. Строительная механика летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1986. – 536 с.

2. Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Динамика упругих управляемых конструкций. – М.: Изд-во МАИ, 2007. – 328 с.

3. Барышева Д.В., Никитин Е.А., Ким Н.В., Дубинский С.В., Костенко В.М., Севастьянов Ф.С. Реализация комплекса работ по обеспечению акустической прочности современного пассажирского самолета с композиционными материалами и двигателем отечественного производства. Конкурсная совместная работа авторского коллектива ПАО "Корпорация Иркут", ФАУ "ЦАГИ". Конкурс «Авиастроитель года», по итогам 2022, Жуковский, 20 с. URL: https://www.aviationunion.ru.

Исследование влияния длины смесителя на характеристики смешения в камере сгорания – на основе сравнения численного моделирования и анализа экспериментальных результатов

Чжанг Пэнгюй, Билал Г.М.

КНИТУ-КАИ, г. Казань, Россия

Обеспечение равномерного поля температур на выходе из камеры сгорания газотурбинных двигателей является одним из важнейших требований, связанных с надежностью турбин. С этой целью в жаровой трубе (ЖТ) организуется взаимодействие поперечных струй с закрученным потоком, при котором происходит выравнивание полей температур.

В большинстве исследований [1-5] для характеристики уровня неравномерности полей температур используется параметр Θ. В работе [2-4] на основе экспериментальных исследований КС конкретных образцов КС получена эмпирическая формула для Θ.

К сожалению, в указанных работах приведены эмпирические зависимости для узкого диапазона изменения конструкции смесителя, что требует уточнения полученных данных с помощью известных методов численного моделирования.

В данной работе результаты расчета, полученных с помощью численного моделирования сравниваются с экспериментальными данными из работы [5], чтобы получить зависимость между относительной длиной смесителя (X_см/D) и Θ. На основании данных моделирования были построены профили распределения температурного поля в поперечном сечении в различных осевых положениях от завихрителя. Результаты показывают, что на оси смесителя

наблюдается уменьшение температуры газа связи с сильном внедрением поперечных струей в ядро поток. С удалением от фронта это влияние уменьшается.

Расчётные значения Θ сравниваются с результатов экспериментальных измерений по длине смесителя для разных углов закрутки потока (0°,45°,60°). Результаты показывают, что неравномерность поля температуры на выходе составляет менее 0,3 и не сильно изменяется при относительной длине смесителя более 1,25. Кроме того, неравномерность поля температуры на выходе слабо взаимосвязана с углом закрутки завихрителя. Результаты экспериментальных измерений и расчетов имеют одинаковые зависимости влияния длины смесителя на неравномерности поля температур. В то же время вблизи фронта наблюдается различия экспериментальных данных Θ с расчетными, что объясняется влиянием теплообмена через стенки ЖТ т.к. на начальном участке смесителя температура потока высокое, что приводит к существенному переохлаждению периферийного потока и уменьшению неравномерности. В расчетах при численном моделировании влияние теплообмена через стенки смесителя не учитывалось.

Литература:

1. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: учебное пособие – Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ, 2023. – 288 с.

2. Ланский А.М. Исследование процесса горения природного газа в камерах сгорания авиационного ГТД // Вестник СГАУ. Сер. Процессы горения теплообмена и экологии тепловых двигателей. Вып. 1. – Самара, 1998, – С.228-240.

3. Ланский А.М, Лукачев С.В, Матвеев С.Г. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД. – Самара: СНЦ РАН, 2009. – 335 с.

4. Lefebvre A.H., Ballal D.L. Gas turbine combustion: Alternative fuels and emissions. – 3rd ed. – New York: CRC Press, 2010. – 560 p.

5. Сулаиман А.И. Исследование смешения потоков в камерах сгорания газотурбинных двигателей. Дисс. на соиск. уч. ст. канд. техн. наук. – Казань, 2020. – 129с.

Применение цифровой модели вакуумного разгонно-балансировочного стенда для моделирования высокочастотной балансировки ротора авиационного двигателя

[1]Шапошников К.В., [1]Дегтярев С.А., [2]Рыженков В.М., [2]Леонтьев М.К.

[1]ООО «Альфа-Транзит»; [2]МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время российскими производителями авиационных двигателей обычно применяется технология поэлементной балансировки деталей роторов совместно с последующей низкочастотной динамической балансировкой сборных роторов в двух плоскостях коррекции. Наличие производственных погрешностей в изготовлении деталей роторов, а также в их последующей сборке и низкочастотной балансировки приводит к тому, что использование данной технологии не всегда гарантирует низкую виброактивность ротора при выходе на рабочие режимы. Для снижения виброактивности ротора в широком диапазоне его рабочих скоростей может быть применена высокочастотная балансировка в вакуумном разгонно-балансировочном стенде (РБС).

В настоящей работе использована стержневая модель ротора высокого давления авиационного двигателя малой степени двухконтурности из работы [1], установленная в динамическую модель РБС, построенную в DYNAMICS R4. Для моделирования неуравновешенности в модель добавлены дисбалансы, установленные в центры тяжести модулей КВД и ТВД ротора. Для осуществления балансировки в модели имеются три технологические балансировочные плоскости. Дисбалансы в балансировочных плоскостях имитируют эффект от установки балансировочных грузов. Виртуальная балансировка стержневой модели ротора проводится в программной системе DYNAMICS R4 при проведении расчетов вынужденных колебаний для динамической системы ротор-опоры-оснастка-стойки-стенд. Для балансировки ротора с учетом рекомендаций [2] выбрано 4 балансировочных скорости. Использован метод балансировки с применением коэффициентов влияния. Коэффициенты влияния определялись последовательно при установке пробных грузов поочередно в каждую балансировочную плоскость на каждой балансировочной скорости. Решение о установке балансировочного груза или систем грузов принималось

исходя из полученных коэффициентов влияния, а также с учетом анализа форм вынужденных колебаний ротора на балансировочных и критических скоростях. Масса пробных грузов определялась с учетом распространенной практической рекомендации: в качестве пробного груза используется масса, которая создаст силу, не превышающую вес ротора более чем на 10% на наивысшей рабочей скорости [3]. Угол установки каждого пробного груза выбирался с учетом рекомендаций [4]. В результате проведенной виртуальной балансировки ротора на 4-х скоростях вращения вибрация модели ротора в опорах и в межопорном пространстве была существенно снижена. По результатам проведенной балансировки была сформирована конфигурация уравновешивающих грузов, состоящая из системы грузов в межопорных плоскостях с угловым положением грузов близким к софазному, и система кососимметричных грузов в плоскостях вблизи опор.

Литература:

1. Шапошников К.В., Дегтярев С.А., Рыженков В.М., Леонтьев М.К. Перспективы использования цифровой модели вакуумного разгонно-балансировочного стенда для планирования испытаний роторов авиационных двигателей. Сборник докладов 7–ой межд. научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин» (DVM2024), Самарский университет, Самара, 2024.
2. Урьев Е. В. Вибрационная надежность и диагностика турбомашин. Ч. 1. Вибрация и балансировка: Учебное пособие. Изд. 2-е. Екатеринбург: ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2005. 200 с.
3. Bently D.E., Hatch C.T., Grissom B. Fundamentals of Rotating Machinery Diagnostics. ASME Press, 2002.
4. Гольдин А. С. Вибрация роторных машин // М.: Машиностроение, 2000. 344 с.

Технология определения оптимальных схем сборки вентиляторной ступени авиационного двигателя с учетом статических моментов и геометрических отклонений лопаток

Шевяков А.О., Равикович Ю.А., Архипов А.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Представленная технология определения оптимальных схем сборки вентиляторной ступени авиационного двигателя представляет собой анализ аэродинамических характеристик, с учетом геометрических отклонений и результатов балансировки лопаток. Основной целью является минимизация аэродинамических потерь и вибраций, что достигается за счет оптимизации расположения лопаток в соответствии с их весовыми и аэродинамическими параметрами. Использование продвинутых методов компьютерного моделирования позволяет создать точные модели поведения лопаток при различных режимах работы двигателя [1, 2]. Ключевыми элементами технологии являются:

1. Измерение статических моментов лопаток и предварительная балансировка лопаточного венца.
2. Сбор и анализ данных о геометрических отклонениях лопаток, включая результаты обмеров с координатно-измерительных машин и 3D-моделирования.
3. Разработка алгоритмов для корректировки схем сборки с целью компенсации отклонений и достижения желаемой балансировки.
4. Применение методов оптимизации для определения наилучшей конфигурации лопаток.
5. Внедрение системы контроля качества, обеспечивающей непрерывный мониторинг и анализ параметров вентиляторной ступени.
6. Разработка базы данных для накопления и анализа данных о геометрических отклонениях и результатах балансировки ранее изготовленных лопаток, что способствует непрерывному улучшению процессов сборки и обслуживания.

Настоящая технология не только повышает эффективность и надежность авиационных двигателей, но и способствует сокращению затрат на производство и эксплуатацию. Улучшение точности и повторяемости параметров вентиляторной ступени также уменьшает риск аварийных ситуаций, связанных с усталостными повреждениями лопаток и недостаточной балансировкой ротора. Таким образом, предложенная технология определения оптимальных схем сборки вентиляторной ступени авиационного двигателя представляет

собой достаточно эффективное решение, способствующее прогрессу в авиационной промышленности и обеспечивающее эффективность, надежность и безопасность воздушных судов.

Работа выполнена в ходе реализации комплексного проекта по теме: «Процессы взаимодействия многофазных потоков частиц и излучения высокой энергии с поверхности применительно к двигателям летательных аппаратов нового поколения (FSFF-2023-0006)».

1. Ravikovich Yu.A. et al. Influence of Geometric Deviations of the Fan Blade Airfoil on Aerodynamic and Mechanical Integrity // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1891. Article № 012042.

2. Arkhipov A.N., Ravikovich Yu.A., Kholobtsev D.P. Creation of models of fan blades according to airfoil measurements // Proceedings of the ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Virtual, Online, 21–25 сентября 2020 года. – Virtual, Online, 2020. – DOI 10.1115/GT2020-16039.

Методы увеличения напора в зоне западания напорной характеристики осевых насосов

Шоронов С.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Форма напорной характеристики осевых насосов отличается от формы характеристики центробежных насосов и имеет свои особенности. Насосы с высокой быстроходностью в большинстве случаев имеют западающие (немонотонные) энергетические характеристики [2], что осложняет процесс их проектирования и регулирования. Область западания может распространяться вплоть до значений расходов 0,6-0,8Qн. Наличие этой зоны обусловлено геометрией проточной части, когда из-за различной длины линий тока у втулки и периферии разные элементы лопасти совершают разное приращение энергии [3]. Известно, что периферийные сечения межлопастного канала осевых рабочих колес насосов являются наиболее напорными и играют важную роль в образовании зоны западания напорной характеристики. Одним из методов, для увеличения напора в зоне западания напорной характеристики, может является установка различных надроторных (НрУ) [4] и лопаточных входных устройств (ЛВУ) [1].

В данной работе при помощи экспериментального метода исследования показано влияние НрУ с осевыми проточками (с оптимальным их количеством и длиной) и ЛВУ (с различным количеством лопаток), установленного на периферии входной магистрали, на напорные и кавитационные характеристики осевого насоса.

Объектом исследования является гидроприводной осевой насос с приводом от гидравлической турбины, установленной на бандаже рабочего колеса насоса. Основные параметры осевого рабочего колеса насоса: коэффициент быстроходности ns = 540, приведенный расход на номинальном режиме Qн/n = 13, л/ч/об·мин, втулочное отношение на входе d1вт_отн = 0,44, втулочное отношение на выходе d2вт_отн = 0,65, густота на среднем диаметре τср = 1,27, коэффициент эквивалентного диаметра на входе KDэ1 = 4,57, коэффициент эквивалентного диаметра на выходе KDэ2 = 3,85, угол атаки на среднем диаметре iср = 1,71 град.

Установка оптимального НрУ полностью убирает западание напорной характеристики, не оказывая отрицательного влияния на полный КПД агрегата. На режимах при Q/n < 7 установка оптимального НрУ улучшает антикавитационные качества насоса по Скр примерно на 10 %, а при Q/n > 7 ухудшает примерно на 10 %.

Установка ЛВУ приводит к дополнительной неравномерности напорной характеристики в зоне ее западания в виде двух участков снижения напора и существенному ухудшению антикавитационных качеств насоса. Но установка ЛВУ в локальных зонах западания может значительно увеличить напор насоса. При увеличении числа лопаток ЛВУ зона увеличения напора смещается на большие расходы.

Сравнительный анализ показал, что для многорежимных насосов предпочтительнее использовать НрУ, так как его установка полностью убирает западание напорной характеристики. Применение ЛВУ возможно для увеличения напора насоса в локальной зоне, если это позволяет требуемый кавитационный запас.

Литература:
1. Zhi-Wei Guo, Jing-Ye Pan, Zhong-Dong Qian. The effects of the inlet guide vanes on an axial pump under off design points. ASME, 2018, 5 p.
2. Кивченко Г.И. Насосы и гидротурбины. М., «Энергия», 1970 г. 447с
3. Свобода Д.Г., Жарковский А.А., Иванов Е.А. О проектировании проточной части осевого насоса низкой быстроходности. Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки. 2017. Т.23. № 2. С. 41–52.
4. Шоронов С.В., Казеннов И.С., Истомин Е.А. Влияние надроторного устройства на напорные характеристики осевого насоса. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2024, № 5, с. 78–89.

Разработка малогабаритной мобильной системы для обработки мазута и дизельного топлива с использованием кавитационного режима для получения водотопливного состава (ВТС)

Юрьев А.И., Волчихин В.А., Комаров Е.С., Зайцева К.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Работа посвящена проблеме создания водотопливных составов (ВТС) с использованием специальных кавитационных стендов (мобильных или стационарных), обладающих свойствами, позволяющими их использование в различных климатических условиях без потери энергетической эффективности.

ВТС применяются на стационарных и мобильных силовых агрегатах отечественного производства, предназначенных для обеспечения предстартовой подготовки различных ракетно-космических систем, и летательных аппаратов, в том числе и беспилотных, обогрева их систем управления и наведения в особенности при эксплуатации в условиях низких температур.

Существующие на сегодняшний момент силовые агрегаты с приводом от ДВС, которые в качестве топливного источника энергии используют мазут или дизельное топливо, зависят от нескольких критически важных как конструктивных и физико-химических, так и внешних климатических факторов:

• внешние климатические условия эксплуатации ДВС (температура, давление, влажность);

• качество и свойства исходного сырья (расслаиваемость, гигроскопичность, вязкость, однородность и т.д.);

• срок эксплуатации дизельных силовых агрегатов;

• ограниченный запас топлива в условиях территориальной удалённости (сезонность поставок).

Таким образом, актуальность работы состоит в устранении или минимизация указанных недостатков существующих видов топлив и силовых агрегатов на основе ДВС, что, в свою очередь, способствует повышению степени оперативности предстартовой подготовки и обеспечению необходимых температурных режимов для функционирования различных систем ракетно-космической и авиационной техники.

Особенностью предлагаемой установки является обработка топлива с использованием встречных кавитационных струй, что позволяет получить ВТС не только на основе мазута, но и существующих видов дизельного топлива.

В работе представлена установка, использующая указанный выше принцип, а также результаты проведённых экспериментов, которые свидетельствуют об эффективности всей системы в целом. В результате экспериментов были получены образцы ВТС, обладающими свойствами, исключающими или минимизирующими перечисленные недостатки, в числе которых такие как:

• понижение температуры воспламенения топливного состава, что позволяет силовые установки на дизтопливе или мазуте эксплуатировать и оперативно приводить в рабочее состояние при более низких внешних температурах;

• повышение цетанового числа;

• снижение эксплуатационных расходов, связанных с обслуживанием и ремонтом топливной системы;

• улучшение экологических характеристик химического состава выхлопных газов.

Литература:

1. В.П. Махров. Гидродинамика кавитационных течений, формируемых внешними гидродинамическими особенностями. Изд-во МАИ, М., 2011 г.
2. А.С. Горшков, А.А. Русецкий. Кавитационные трубы. Изд-во Судостроение, Л., 1972 г.
3. И.Т. Егоров, Ю.М. Садовников, И.И. Исаев, М.А. Басин. Искусственная кавитация. Изд-во Судостроение, Л., 1971 г.
4. Ю.Л. Левковский. Структура кавитационных течений. Изд-во Судостроение, Л., 1978 г.
5. Р. Кнэпп, Дж. Дейли, Ф. Хэммит. Кавитация. Изд-во Мир, М., 1974 г.

Направление №4
«Системы управления, навигация, информатика и электроэнергетика и системы связи»

Применение кластеров Яндекс Clickhouse для сбора, смешения и интеграции больших данных

[1]Агамиров Л.В., [2]Агамиров В.Л., [1]Вестяк В.А., [1]Гаева А.П.
[1]МАИ; [2]МТУСИ, г. Москва, Россия

Резкое увеличение объемов обрабатываемых данных требует создания более эффективных средств управления структурами передаваемых данных в распределенных системах. Для улучшения интеграции и координации в этих системах необходимо внедрение специализированных систем, обеспечивающих мониторинг в реальном времени. Большие данные получают из различных источников, из-за этого данные имеют разный формат. Загружать разнородные данные в одну базу бессмысленно, так как их параметры не согласованы между собой. В таких случаях применяют смешение и интеграцию данных — приводят все данные к единому виду. Использование кластеров ClickHouse в авиации и космонавтике открывает возможности для быстрой аналитической обработки больших данных в режиме реального времени, что важно для мониторинга, прогнозирования и предотвращения рисков. В рамках таких систем данные могут эффективно обрабатываться для создания оперативных сводок о состоянии бортовых систем, анализа траекторий полета и оптимизации расхода ресурсов.

Различные уровни информационных систем управляют разнородными объектами, что требует применения разных моделей данных для эффективного представления состояния объектов. Эффективная система обмена данными должна быть легко интегрируемой во все узлы распределенной системы и не зависеть от конкретной модели данных. Эффективная система обмена данными должна легко встраиваться во все узлы сети и быть независимой от конкретной модели данных. Форматы передаваемых данных делятся на табличный (CSV) и иерархический (JSON). По итогам исследования и тестирования бенчмарка, для создания новых распределённых систем предпочтительно использовать JSON, так как этот формат обеспечивает более компактное представление данных и высокую эффективность сжатия.

В работе рассматривается система обмена большими данными на базе ClickHouse, которая поддерживает форматы CSV и JSON через локальные файлы и интернет. ClickHouse позволяет обмениваться данными с локальными файлами, HTTP-протоколами и другими базами данных, что обеспечивает гибкость в реализации обмена. Также изучены возможности ClickHouse для горизонтального масштабирования и быстрого выполнения запросов. Связь с источниками данных на главном сервере кластера ClickHouse настраивается для реализации обмена данными в реальном времени, замыкая процесс обмена между узлами системы.

Кроме того, авторами разработаны алгоритмы смешения и интеграции данных:

1) Унификации данных на примере брендов детских товаров.

2) Унификации данных на примере видов детских товаров.

Представленные алгоритмы позволяют адаптировать данные под специфические требования распределенной системы, обеспечивая целостность информации при её обработке и анализе.

Данные инструменты позволяют интегрировать разнородные данные и поддерживать обмен информацией в режиме реального времени, что критически важно для мониторинга и диагностики в авиации и космонавтике.

Литература:

1. Агамиров В.Л., Бутко А.О. «Система управления данными неоднородных информационных сред», III Всероссийская научно-практическая конференция: труды конференции «Применение ИПИ-технологий в производстве», М., «МАТИ», 2005

2. I.E. Abdirahimov. Problems And Solution in Big Data. Sanoatda ragamli texnologiyalar, 2023 1(1), p. 158-164

3. Канаев К.А., Фалеева Е.В., Пономарчук Ю.В. Сравнительный анализ форматов обмена данными, используемых в приложениях с клиент-серверной архитектурой // Фундаментальные исследования. – 2015. – № 2-25. – С. 5569-5572

Спектрально-шумовые характеристики синхронных устройств формирования радиосигналов в системах связи и управления летательными аппаратами

[1]Алексеев Г., [2]Мартиросов В.Е.
[1]Коулмен Тех; [2]МАИ, г. Москва, Россия

При разработке и проектировании синхронных устройств частотного синтеза и формирования сигналов в радиосистемах связи и управления ЛА помимо высокого быстродействия необходимо также обеспечение требований по спектрально-шумовым характеристикам формируемых сигналов. Их значения зависят от характеристик входящих в состав синхронной системы модулей и устройств, выполненных с привлечением креативных технологий построения систем фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ).

В частности, это динамические и шумовые свойства перестраиваемого СВЧ автогенератора и высокостабильного генератора эталонных колебаний, коэффициенты деления и петлевые параметры замкнутых систем слежения, а также собственные шумовые и фильтрующие свойства компонентов, входящих в состав исследуемых синхронных устройств.

Из этого комплекса параметров складываются итоговые характеристики синхронных устройств такие как качество формируемого сигнала (измеряемого как магнитуда вектора ошибок, EVM), погрешность и скорость установки литерных значений частот при перестройке СВЧ синтезатора частот, величина динамического диапазона, свободного от паразитных дискретных составляющих спектра (SFDR), уровни спектральных фазовых шумов и т.д.

В работе представлены результаты исследования спектрально-шумовых характеристик синхронных устройств, разработанных на основе защищенной патентом на изобретение РФ высокоскоростной глобально-линеаризованной системы синхронизации (ГЛСС). На основе данной системы были построены инновационные высокоскоростные структуры синхронных модуляторов и демодуляторов BPSK и QPSK сигналов, а также СВЧ синтезатора частот.

Полученные результаты теоретического анализа и компьютерной симуляции позволяют оценить предельно достижимые характеристики исследованных устройств и обосновать перспективность их применения в современных радиосистемах связи и управления ЛА различного назначения.

Литература:

1. Мартиросов В. Е. Оптимальный прием дискретных сигналов ЦСПИ. – М.: Радиотехника, 2010. – 208 с.
2. Шахтарин Б. И. и др. Синтезаторы частот – М.: Горячая линия – Телеком, 2007. – 128с.
3. Мартиросов В. Е., Алексеев Г. А., Парамонов А. А., Савватеев Ю. И. Структурный синтез системы синхронизации с высокими динамическими характеристиками // Радиотехника и электроника. 2019. т.64. № 2.

Синтез оптимального управления при наведении летательного аппарата на круговую орбиту

Алесов М.Б., Бондаренко Ф.А.
РПКБ, г. Санкт-Петербург, Россия

Рассматривается задача построения оптимальных траекторий и синтеза программного управления при наведении летательного аппарата (ЛА) на горизонтальную круговую орбиту. Маневрирование ЛА в приземном пространстве описывается уравнениями траекторного движения в полярной системе координат целевой орбиты. Задача построения траекторий движения и синтеза управления использует гибридный критерий «быстродействия-расхода» при заданном ограничении на величину управляющего воздействия – угла крена. На основания принципа максимума Понтрягина Л.С. показано, что оптимальное управление является кусочно-постоянным и имеет не более двух ступеней управления.

Методом последовательных функциональных приближений Пикара получено решение системы нелинейных дифференциальных уравнений движения ЛА при постоянном управлении, а также приведены формулы для расчёта моментов переключения управления и определения характерных точек траектории. На фазовой плоскости «радиальная дальность – относительный азимут» выделены области типов кусочно-постоянного управления {+-1, 0, +-1}, а также граничные линии. Дано их формальное описание.

С учётом автономности системы управления даны рекомендации по программной реализации алгоритма: использование циклограммы, характерных точек фазовой плоскости. Представленные примеры численных расчётов функции оптимальных траекторий при различных типах начального положения ЛА, а также результаты моделирования движения ЛА при внешнем наведении на целевую орбиту, демонстрируют работоспособность алгоритма.

Разработанная методика может служить основой для решения более сложных задач: учитывающих ограничения на скорость изменения управляющего воздействия (инерционное управление), влияние ветра, изменение воздушной скорости при максимальном угле крена.

Предложенный алгоритм может быть применён в составе бортовых пилотажно-навигационных комплексов летательных аппаратов, а также при разработке программно-математического обеспечения планово-пилотажных приборов для обеспечения поисковых манёвров ЛА в указанных условиях.

Алгоритм управления лучом активной фазированной антенной решетки с нерегулярным расположением излучателей с учетом их взаимного влияния и краевого эффекта

Багно Д.В., Ильин Е.В., Аникин Г.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В большинстве известных плоских активных фазированных антенных решеток (АФАР) излучатели расположены на регулярной сетке, а алгоритм управления лучом диаграммы направленности (ДН) использует уравнение фазирования и базируется на предположении, что излучатели находятся в одинаковых условиях и имеют одинаковые характеристики по входу и одинаковые парциальные ДН (ПДН) – модель ячейки Флоке. Периферийные излучатели оказываются в уникальном окружении – краевой эффект, его компенсация в известных публикациях ведется для получения сверхнизкого УБЛ.

Не ослабевает интерес к АФАР с нерегулярным расположением излучателей – компромиссу между снижением числа активных модулей (стоимости АФАР) и ухудшением радиотехнических характеристик. При этом модель Флоке неприменима и, в дополнение к краевому эффекту, излучатели оказываются в различном окружении. Это приводит к повсеместным различиям в токораспределении и нарушению периодичности матрицы рассеяния системы излучения – взаимное влияние для различных излучателей проявляется по-разному. Поэтому нужен другой алгоритм управления лучом, учитывающий эти факторы.

Нами предложен алгоритм, использующий сведения о векторных комплексных ПДН всех излучателей, его эффективность будет зависеть от достоверности знания ПДН, которые могут быть получены численным электродинамическим моделированием или измерены для конкретной системы излучения. ПДН – гладкие функции, при использовании интерполяции дискретность отсчетов может быть велика. Полагается, что взаимная связь излучателей через распределитель отсутствует, главная поляризация, направление луча и требуемое амплитудное распределение заданы. Идею алгоритма поясним для режима радиоприема. Для каждого излучателя по ПДН можно определить комплексную амплитуду (КА) напряжения на нагрузке распределителя при падении плоской волны с заданного направления (остальные излучатели нагружены на поглощающие нагрузки). В реальном полотне эти КА будут различаться, для синфазного сложения коды управления аттенюаторами и фазовращателями в каждом канале АФАР должны быть сформированы так, чтобы скомпенсировать различие фаз и амплитуд: фаза коэффициента передачи должна быть противоположной по знаку аргументу ПДН, модуль – пропорциональным заданному амплитудному распределению и обратным амплитудной части ПДН. Недостатком алгоритма является трудоемкое измерение

(расчет) ПДН всех излучателей в рабочей полосе частот и необходимость хранить эти данные в запоминающем устройстве при АФАР.

Алгоритм был успешно опробован на простейшей модели антенны с разностной ДН, содержащей всего два печатных вибраторных излучателя в плоскости Е над экраном, со схемами симметрирования и согласования, на той же модели с радиопрозрачным обтекателем (сферический слой диэлектрика толщиной 0.1 длины воны), на главной и паразитной поляризациях, а также на модели разреженного антенного полотна круглой формы диаметром 5 длин волн с 24-мя излучателями, расположенными нерегулярно с сохранением симметрии, позволяющей формировать разностные ДН в азимутальной и угломестной плоскостях. При электрическом сканировании луча (нуля) ДН от оси антенны в плоскости Е путем установки фаз возбуждения излучателей по уравнению фазирования глубина нуля деградировала ввиду взаимного влияния и краевого эффекта от минус 60 дБ (по оси) до минус 8.4 дБ (для направления 60°), а минимум вместо 60° располагался на 64°. Применение описанного алгоритма позволило установить ноль в направлении 60.1° и увеличить его глубину до минус 46 дБ.

Фильтрации траекторий движения объектов в многопозиционной радиолокационной системе

Батищев В.Ю., Бруханский А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Использование многопозиционных систем в решении задач траекторной обработки позволяет улучшить получаемые результаты фильтрации по сравнению с однопозиционными системами. Однако выигрыш в точности оценки координат и параметров движения существенно зависит от взаимного расположения РЛС по отношению к траектории движения объектов и выбранного алгоритма фильтрации. Целью проведенного исследования была сравнительная оценка ошибок фильтрации параметров движения объектов в однопозиционной и двухпозиционных системах с активными трехкоординатными РЛС при различных расположениях позиций и различных траекториях движения. Оценивались также ошибки фильтрации координат, скорости и ускорения при изменении точности первичных измерений дальности, азимута и угла места, модификации алгоритма фильтрации и интервала получения отметок (периода обзора).

В качестве основного алгоритма фильтрации был выбран фильтр Калмана, который является оптимальным для фильтрации траекторий с постоянными параметрами в рамках линейной модели, при которой связь измеряемых и фильтруемых параметров линейна. Однако при наблюдении объектов на длительных временных интервалах при существенном изменении расстояний до РЛС эта линейность нарушается. Для решения этой задачи был использован расширенный фильтр Калмана, предполагающий оценку производных дальности, азимута и угла места, измеряемых на каждой позиции, по трем координатам. При этом экстраполяция координат и невязка вычислялись также в сферических координатах.

Моделирование фильтрации траекторий аэродинамических объектов, движущихся с дозвуковыми скоростями и наблюдаемых на интервалах в пределах одной минуты, показало существенную нелинейную и немонотонную зависимость ошибок фильтрации от расстояний объекта до позиций. В некоторых случаях наблюдалось кратковременное нарастание ошибок фильтрации при пролете объектов вблизи РЛС, что связано с существенной нелинейностью модели и грубой оценкой производных измеряемых параметров при больших угловых скоростях объектов и фиксированном периоде первичных измерений.

Сравнение результатов фильтрации координат и параметров движения объектов в однопозиционной и двухпозиционной системах показало, что при правильном расположении измерителей точность, достигаемая в двухпозиционных системах, в ряде случаев более чем в два раза превышает точность одиночного измерителя, также использующего алгоритм расширенной калмановской фильтрации.

Литература:

1. Кузьмин С.З. Цифровая радиолокация. – Киев, «издательство КВІЦ», 2000 – 428 с.

2. Коновалов А.А., Основы траекторной обработки радиолокационной информации, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2013 – 164 с.
3. Blackman S. Popoli R., Design and analysis of Modern Tracking Systems, Boston, Artech House, 1999 – 1230 p.
4. Yaakov Bar-Shalom, X.-Rong Li, Thiagalingam Kirubarajan. Estimasation with Applications to Tracking and Navigation. John Wiley & Sons, Inc., New York, 2001, 592 p.

Способ натурного моделирования динамики системы «шланг – заправочное устройство» в масштабируемых условиях для создания системы автоматического управления дозаправкой в воздухе

Белкова И.А., Садртдинов В.Д.
АО «ЛИИ им М.М. Громова», г. Жуковский, Россия

Основными целями создания САУ дозаправкой БПЛА /ПАК в воздухе являются снижение нагрузки на пилотов и интенсификация процесса дозаправки в воздухе авиазвеньев ЛА, увеличение времени пребывания ЛА в воздухе, улучшение оперативности применения авиазвеньев ЛА при решении различных задач в военных конфликтах и в патрулировании пограничных зон. Создание САУ дозаправкой основывается на решении следующих задач: 1. Обеспечения приемлемого уровня стабилизации системы шланг – ЗУ в возмущенном потоке для автоматической стыковки ЗУ и самолета-приемника.
2. Управления стабилизацией относительного движения самолета-заправщика и самолета – приемника и создания алгоритмов выведения самолета-приемника в точку его стыковки с ЗУ.
3. Формирования системы бортовых измерений (СБИ) на самолете-приемнике для обеспечения необходимого уровня точности при стыковке и достаточной частоты обновления полетной информации в его контуре управления.

В ходе решения поставленных задач был предложен метод масштабируемого моделирования системы "шланг – заправочное устройство". Предложенный метод позволяет минимизировать материальные и технические издержки, обеспечивает исследование натурной модели системы "шланг – заправочное устройство" с полунатурным моделированием. Проведение экспериментов основано на применении макетов и моделей, на использовании наземных подвижных платформ для упрощения исследования по выбору наилучшей конструкции заправочного устройства. Кроме того, частично решена задача формирования системы бортовых измерений определения координат взаимного положения объектов с формированием управляющих сигналов в контур САУ дозаправкой в воздухе. Натурное моделирование подтвердило, что модели заправочных устройств с управляемой активной стабилизацией имеют преимущества по стабилизации в сильно возмущенном потоке по сравнению заправочными устройствами классической парашютной схемы. С помощью радиоцелеуказателей в составе системы бортовых измерений для САУ обеспечивается определение положения заправочного устройства для формирования управляющих сигналов САУ ЛА – приемником с необходимым быстродействием. Отработка макетной реализации основных узлов САУ на разработанном в АО «ЛИИ им. М.М. Громова» ЛЭК позволит дать рекомендации по наилучшей структуре, составу его аппаратуры и алгоритмическому обеспечению для разработки САУ ЛА. Проведенная работа является основой для разработки САУ дозаправкой в воздухе и в дальнейшем предполагается отработка макетов основных узлов САУ и макета САУ в сборе на предложенном стенде.

Управление точностью перемещения исполнительного органа металлорежущего станка с ЧПУ

[1]Белоусов Н.А., [2]Кузнецов П.М.
[1]МГТУ им. Н.Э. Баумана; [2]МАИ, г. Москва, Россия

К качеству поверхности и точности геометрических размеров при производстве изделий, относящихся к авиационной и ракетно-космической технике, предъявляются повышенные требования. Заготовки для таких изделий производят, как правило, из легкообрабатываемых материалов (алюминиевые, магниевые сплавы и т.п.), а контур обработанных заготовок представляет собой большое количество изломов траектории, сопряжений в сочетании с

различными геометрическими примитивами, поэтому их обработка, преимущественно, осуществляется на металлорежущих станках с числовым программным управлением (ЧПУ) [1].

Использование в производстве легкообрабатываемых материалов позволяет задавать высокие расчетные значения контурной скорости, а применение современного режущего инструмента позволяет дополнительно увеличивать расчетные значения контурной скорости обработки, что в совокупности открывает возможности в части повышения производительности.

Однако производственные наблюдения показывают, что металлорежущие станки с ЧПУ не обеспечивают точность обработки при задании расчетных (оптимальных для современного технологического оснащения) значений контурной скорости и с ее увеличением, точностные параметры обработанных заготовок ухудшаются. Таким образом, с одной стороны эволюция периферийного оборудования (режущего инструмента, шпиндельных узлов и т.п.) позволяет задавать высокие значения контурной скорости, а с другой –системы автоматического управления приводами в металлорежущих станках с ЧПУ не обеспечивают требуемой точности при использовании оптимальных (расчётных) режимов резания, что приводит к необходимости снижать оптимальные значения контурной скорости [2].

Анализ перемещения привода подачи по одной координате в отдельности и согласованного перемещения приводов подачи при контурной обработке показал, что система автоматического управления приводом работает с ошибкой рассогласования скоростного сигнала, и величина этой ошибки рассогласования влияет на точность перемещения исполнительного органа станка. Наличие данной ошибки при обработке только по одной координате не оказывает влияние на точность обработки. При этом взаимодействие ошибок рассогласования скоростных сигналов при согласованном перемещении приводов наоборот оказывает существенное влияние на точность перемещения рабочего органа станка, а с увеличением значений контурной скорости до расчетных, увеличиваются ошибки рассогласования в каждом приводе поэтому усиливается их взаимное влияние таким образом снижая точность обработки.

В лаборатории кафедры МТ-1 «Металлорежущие станки» МГТУ им. Н.Э. Баумана разработан программный комплекс, внедрение которого в структуру систем автоматического управления приводами позволяет управлять величинами ошибок рассогласования скоростных сигналов, таким образом обеспечивается требуемая точность перемещения исполнительного органа металлорежущего станка с ЧПУ при задании расчётных значений контурной скорости. Данный программный алгоритм позволяет повысить производительность обработки на 20%, что подтверждают экспериментальные исследования, проведенные в лаборатории кафедры МТ-1 «Металлорежущие станка».

Литература:

1. Кузнецов П. М., Хорошко Л. Л. Управление технологической системой в мелкосерийном производстве. СТИН № 10. 2020. С. 38-40.

2. Timiryazev V. A., Scirtladce A.G. Self-programming of the trajectory of the cutting tool on CNC lathes in repair industries. International Journal of Science, Technology and Society. Vol 7. №2. 2019. P. 38-43

Прогнозный анализ развития бортовых радиосистем дальней космической связи

Борискин Д.Д., Плохих А.П., Важенин Н.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время, в рамках освоения солнечной системы и дальнего космоса, осуществляется разработка высокоэффективных систем радиосвязи, обеспечивающих передачу данных с научных приборов на значительные расстояния, с высокой пропускной способностью. Ключевым компонентом таких систем являются транспондеры, которые определяют возможности по передаче информации с космических аппаратов (КА) [1]. Анализ существующих моделей транспондеров, их характеристик выявил основные перспективные методы повышения пропускной способности, среди которых можно отметить:

Повышение энергетического потенциала бортового оборудования КА за счёт использования дополнительных эффективных усилителей мощности [2].

Использованию более высокочастотных диапазонов, таких как Ku- и W [3], для обеспечения широкополосных каналов связи. Однако переход на такие частоты связан с проблемами, вызванными увеличением затухания сигнала в атмосфере.

Применение спектрально-эффективных методов модуляции. Согласно рекомендациям CCSDS и ITU, целесообразно применять модуляции типа BPSK, QPSK, OQPSK, GMSK и амплитудно-фазовую модуляцию APSK с позиционностью 16/32/64/128/256 [4], что улучшает показатели пропускной способности и помехоустойчивости.

Не менее важную роль играют методы кодирования. Наиболее перспективными представляются турбо-коды и коды с низкой плотностью проверок на чётность (LDPC) [5], обеспечивающие большую эффективность передачи данных при низком уровне помех по сравнению с традиционными свёрточными кодами и кодами Рида-Соломона.

Важным направлением повышения пропускной способности в каналах дальней космической связи является использование КА-ретрансляторов, оснащенных современными транспондерами и расположенных на специализированных орбитах или в точках либрации планет солнечной системы [6].

Интеграция рассмотренных технических решений в будущие поколения транспондеров позволит существенно повысить пропускную способность каналов связи, что обеспечит более эффективную передачу данных по сравнению с существующими реализациями.

Исследование выполнено при поддержке гранта Российского научного фонда № 23-19-00515.

Литература:

1. Modenini A., Ripani B. A tutorial on the tracking, telemetry, and command (TT&C) for space missions //IEEE Communications Surveys & Tutorials. – 2023. – Т. 25. – №. 3. – С. 1510-1542.

2. Борискин Д.Д., Плохих А.П., Важенин Н.А. Современное состояние и перспективы развития бортовых радиосистем дальней космической связи // Электромагнитные волны и электронные системы. 2024. Т. 29. № 3. С. 97−109. DOI: https://doi.org/10.18127/ j15604128-202403-10.

3. Recommendation ITU-R SA.1013. Preferred frequency bands for deep-space research in the 40-120 GHz range // itu.int URL: https://www.itu.int/rec/R-REC-SA.1013/en.

4. Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS). Radio Frequency and Modulation Systems—Part 1: Earth Stations and Spacecraft //Blue Book. – 2021. – №. 31.

5. TM synchronization and channel coding. Recommended Standard. Issue 5. CCSDS 131.0-B-5 // Blue book, 2023. – С. 100.

6. Plokhikh A. P. et al. Assessment of capability of using resonant orbits for escort relay satellites // Cosmic Research. – 2024. – Т. 62. – № 6, (в печати).

Оптимальное управление подвижным объектом при наличии препятствий

Бортаковский А.С., Зверева Е.Л.
МАИ, г. Москва, Россия

Проблема синтеза оптимальных систем управления с фазовыми ограничениями представляет теоретический интерес, поскольку их решение отличается от классического применения принципа максимума Л.С. Понтрягина, а методы их решения разработаны недостаточно.

Необходимость исследований определяется современными задачами проектирования авиационных и ракетно-космических систем, а полученные результаты имеют практическую направленность и могут использоваться при создании систем автоматического управления.

Рассматривается задача оптимального по быстродействию перемещения подвижного объекта из заданного начального состояния в заданное конечное. Плоское движение происходит с постоянной линейной скоростью.

Управление осуществляется выбором направления движения. На плоскости заданы запрещенные области (зоны), которые объект управления вынужден обходить. Поставленная задача относится к задачам оптимального управления с фазовыми ограничениями. Ее решение

находится, используя геометрические соображения, поскольку запрещенные области выбираются простой формы в виде кругов или выпуклых многоугольников. Разработан алгоритм решения задачи для одной запрещенной области.

Программная реализация алгоритма выполнена в среде Python. Программа позволяет визуализировать постановку и решение задачи: изобразить начальное и конечное состояния объекта управления, запрещенные области, оптимальную по быстродействию траекторию движения, вычислить минимальное время достижения цели. Эффективность алгоритма демонстрируется на примерах с разными запрещенными зонами.

Литература:

1. Бортаковский А.С., Урюпин И.В. Оптимизация маршрутов непрерывно-дискретного движения управляемых объектов при наличии препятствий // Труды МАИ, 2020, № 113.

Быстродействие гибридной системы с однократным разделением объектов управления

Бортаковский А.С., Сабурова С.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается задача быстродействия группы управляемых объектов переменного состава [1-4]. Движение начинает один составной объект управления (носитель). Он движется по траекториям окружность - прямая, окружность-окружность с ограниченными ускорением и скоростью. В некоторый момент времени от него отделяются несколько простых объектов, которые направляются в заданные терминальные состояния (цели). Движение каждого простого объекта прямолинейное с ограниченными ускорением и скоростью, причем максимальная скорость движения простого объекта меньше максимальной скорости составного. Повороты объектов управления выполняются в момент остановки, т.е. при нулевой линейной скорости. Время поворота, пропорциональное величине угла, учитывается в минимизируемом функционале.

Оптимальное управление прямолинейным движением находится при помощи принципа максимума. Точка разделения объектов определяется приближенно в результате численной оптимизации на сгущающихся сетках в пространстве состояний.

Оптимальное управление движения до разделения находится аналитически.

Алгоритм решения задачи разработан для плоского движения группы управляемых объектов. Программа, реализующая предложенный алгоритм написана на языке Python в среде PyCharm. Она позволяет получить приближенное решение задачи, графически представать оптимальные траектории движения группы, вычислить время достижения целей. Эффективность программы демонстрируется на примерах многоцелевого быстродействия группы подвижных объектов.

Литература:

1. Каляев И.А., Гайдук А.Р., Капустян С.Г. Модели и алгоритмы коллективного управления в группах роботов. М.: Физматлит, 2009.

2. Куржанский А.Б. Задача управления групповым движением. Общие соотношения // Докл. РАН. 2009. Т. 426. № 1. С. 20–25.

3. Бортаковский А.С. Быстродействие группы управляемых объектов // Изв. РАН. ТиСУ. 2023. № 5. С. 51–77.

4. Евдокименков В.Н., Красильщиков М.Н., Оркин С.Д. Управление смешанными группами пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов в условиях единого информационно-управляющего поля. М.: Изд-во МАИ, 2015.

5. Вагизов М.Р., Хабаров С.П. Алгоритм формирования гладких программных траекторий движения БПЛА // Информация и космос. 2021. № 2. С. 122–130.

Повышение полноты контроля работоспособности авиационного бортового радиолокатора за счет проверки антенны на борту летательного аппарата

Боцкалев Н.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Дефекты антенн могут привести к неправильной работе радара, ложным срабатываниям, неверному определению позиции объекта, снижению дальности обнаружения и другим.

Обнаружение и устранение дефектов на ранних стадиях позволяет избежать дорогих ремонтов и простоя оборудования. Результаты исследования могут быть использованы для разработки новых методов диагностики и контроля технического состояния антенн, а также для обучения систем искусственного интеллекта (распознавание связи изменения диаграммы направленности антенны с наличием механических повреждений).

Известны различные способы контроля работоспособности антенн авиационных радиолокаторов, в том числе в процессе полета, основанные на анализе априорно-известной или искусственно сформированной фоноцелевой обстановки [2], либо базирующиеся на измерениях датчиков поля, расположенных вблизи объекта контроля, например, на выносных кронштейнах для оценки характеристик главного лепестка диаграммы направленности [2]. Для контроля технического состояния антенны радара в реальных условиях часто не представляется возможным оценить главный лепесток диаграммы направленности без значимого вмешательства в ее работу. В докладе представлен принцип контроля антенны датчиками поля в нерабочей зоне проверяемого объекта (например, в зоне задних лепестков диаграммы направленности для радиолокаторов переднебокового обзора). Подобный принцип контроля основан на принципе сохранения энергии: при перераспределении которой в процессе проявления дефектов антенны в случае искажения формы диаграммы направленности в одной области, происходит искажение диаграммы направленности и в остальных областях.

Для моделирования антенны использовалось программное обеспечение CST Microwave Studio [1].

Рассматривались следующие типы механических дефектов:

• вмятина в боковой стенке антенны;

• дефект сварного шва волновода;

• царапина.

Для моделирования каждого типа дефекта была создана отдельная модель антенны с учетом конкретных параметров дефекта. Для каждого типа проводилось несколько моделирований с разными параметрами дефекта, чтобы изучить их влияние на характеристики диаграммы направленности.

В результате моделирования получены результаты, демонстрирующие искажения диаграммы направленности вследствие вероятных механических дефектов с известными параметрами.

Анализ результатов моделирования позволил сделать следующие выводы:

• Вмятины: Глубина вмятины является более значимым параметром, чем ее ширина, при оценке влияния дефекта на характеристики антенны. Увеличение глубины вмятины приводит к увеличению асимметрии заднего лепестка.

• Царапины: Сквозные царапины приводят к более серьезным изменениям в диаграмме направленности, чем несквозные.

• Расхождение сварного шва: даже незначительное расхождение сварного шва волновода приводит к значительному изменению формы и уровня заднего лепестка диаграммы направленности.

Литература:

1. Применение CST Microwave Studio для расчета антенн и устройств СВЧ: учеб. пособие / А.В. Фатеев. – Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2017 – 115 с.

2. Синани А. И. и др. Антенный полигон для измерения параметров антенн с электронным управлением лучом.: Антенны. 2008. Вып. 9 (136).

3. Бахрак Л.Д. и др. Методы измерений параметров излучающих систем в ближней зоне. Л.: Наука, 1985г.

Вспомогательные этапы процесса 3Д-печати гибридных изделий

Вальков В.В., Нагибин С.Я., Павлов В.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

Участие в развитии применимости и расширение выполняемых задач при помощи технологий 3Д-моделирования и 3Д-печати, обретающих все большую значимость как в

авиационной, так и иных различных областях человеческой деятельности, и являющихся одними из основ концепции «Индустрия 4.0» (прогнозируемая и наступающая четвертая индустриальная революция).

Объектом исследования являются технологии 3Д моделирования и настройки 3Д-печати по принципу метода послойного наплавления материала (Fused deposition modelling).

Предметом исследования являются методы и характеристики применения конкретных настроек в программной среде Simplify3D, их оптимизация и доработка для повышения прочности деталей путем получения сообщающихся сот и дальнейшего заполнения их жидким связующим.

В рамках проведения исследований была сформирована рабочая группа из бакалавров под руководством автора. Была сформулирована методика изготовления тестовых образцов и их последующих испытаний.

В ходе экспериментов были изготовлены несколько серий прототипов с различными наборами программных параметров 3Д-печати. В рамках каждой из серий прототипы заполнялись жидким полимеризуемым связующим, после высыхания которого проводились прочностные испытания на разрывной машине.

Выявленные достоинства метода подтвердили его продуктивность и показали потенциал для дальнейшего развития. Данное исследование может стать отправной точкой для создания более точных и детальных опытов по данной тематике. Результаты данной работы позволяют уверенно работать в данном направлении

Литература:

1. Rastopov S. and Ageev V. 1997 Method of detecting live microorganisms U.S. Patent No. 5,846,759 (8 December 1998).

2. Pavlov V.Y. and Valkov V.V., 2020, 3-D modelling and 3-D printing in design and manufacturing of optical sensors. International Journal of Emerging Trends in Engineering Research 8, 2496, doi 10.30534/ijeter/2020/47862020.

3. Sepasgozar S.M.E., Shi A., Yang L., Shirowzhan S. and Edwards D.J., 2020, Additive manufacturing applications for industry 4.0: a systematic critical review. Buildings 10, 231, doi 10.3390/buildings10120231.

4. Cox B., Saari M., Xia B., Richer E., Krueger P.S. and Cohen A.L., 2015, Fiber Encapsulation Additive Manufacturing: An Enabling Technology for 3D Printing of Electromechanical Devices and Robotic Components. 3D Print. Addit. Manuf. 2(1), 32, doi 10.1089/3dp.2015.0003.

5. Астапов В.Ю., Хорошко Л.Л., Афшари П., Хорошко А.Л., САПР при моделировании режимов технологических процессов производства элементов конструкций летательных аппаратов, Труды МАИ. Выпуск №87, 2016.

6. Kuznetsov V.E., Solonin A.N., Urzhumtsev O.D., Schilling R. and Tavitov A.G., 2018, Strength of PLA Components Fabricated with Fused Deposition Technology Using a Desktop 3D Printer as a Function of Geometrical Parameters of the Process. Polymers 10, 313, doi 10.3390/polym10030313.

7. Abeykoon C., Sri-Amphorn P. and Fernando A., 2020, Optimization of fused deposition modeling parameters for improved PLA and ABS 3D printed structures. Int. J. Lightweight Mater. Manuf. 3(3), 284, doi 10.1016/J.IJLMM.2020.03.00.

8. gCodeEditor 202, GitHub software developers community, available at: https://github.com/artemopolus/GcodeEditor.

Алгоритм адаптивной компенсации пассивных помех в РЛС малой дальности в условиях воздействия комбинированных помех

Виноградов М.С.

МАИ, г. Москва, Россия

Актуальная задача – защита радиолокационных станций (РЛС) от различных помех, в частности, комбинированной, включающей нестационарные пассивные и активные шумовые помехи. Для решения подобных задач используют адаптивные системы пространственно-временной обработки сигналов (ПВОС). В работе ставится цель оптимизировать алгоритмы ПВОС и упростить их реализацию. При разработке для РЛС малой дальности важно учитывать невозможность оценки активной помехи на дистанциях менее 100 км, что

усложняет адаптивную обработку. Также необходима адаптация порогов обнаружения в зависимости от скорости цели и условий работы.

В работе представлен комплексный подход к адаптивной компенсации помех, включающий упрощение математического аппарата. Для пространственной адаптивной обработки использован рассмотрен алгоритм Грамма-Шмидта и факторизация Левинсона для оценки корреляционной матрицы, на их базе построен пространственный адаптивный решетчатый фильтр (АРФ) с возможностью модификации обучающей выборки и сохранением когерентности пачки [1]. В части подавления пассивной помехи применен подход формирования обучающей выборки в «скользящем окне» [2], что позволяет экономить вычислительные ресурсы, а также параметры адаптивной системы корректируются в соответствии с модифицированной оценкой КМ выборки, которая обычно равна сумме исходной и модифицирующей матрицы ранга M>1. В этом случае можно отказаться от пересчета параметров по новой выборке полного объема и перейти к их "экономной" коррекции на основе М - ранговой модификации матрицы, обратной оценке КМ [3,4]. Проведено сравнение различных алгоритмов ранговой модификации адаптивных решетчатых фильтров, предложен комбинированный алгоритм, устойчивый и менее затратный в вычислительном плане, что делает его эффективным для обработки сигналов РЛС различных типов.

Литература:

1. Вовшин Б.М. Исследование быстродействия адаптивной пространственной обработки на фоне коррелированных помех / Б.М. Вовшин, А.А. Пушков, М.С. Виноградов // Радиотехника. – 2024. – Т. 88, № 4. – С. 121-132. – DOI 10.18127/j00338486-202404-12. – EDN QNKWPW.
2. Вовшин Б.М. Построение и свойства оптимальных систем межпериодной обработки когерентных радиолокационных сигналов на фоне гауссовских пассивных помех / Б.М. Вовшин, А.Н. Корнеев // Вестник воздушно-космической обороны. – 2021. – № 4(32). – С. 33-44. – EDN SKETLQ.
3. J. Candès, X. Li, and Y. Ma, "Robust principal component analysis," in Journal of the ACM, vol. 58, no. 3, pp. 1-37, 2011.
4. Lekhovytskiy D.I. K-rank modification of adaptive lattice filter parameters / D.I. Lekhovytskiy, D.S. Rachkov, A.V. Semeniaka // 2015 IEEE Radar Conference (RadarCon), Arlington, VA, USA: proc. — Arlington: IEEE, 2015. — DOI: 10.1109/RADAR.2015.7130983.

Радиолокационное обнаружение малоразмерных низколетящих целей на фоне флуктуирующих отражений от местных предметов

Герасимов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Обнаружение малоразмерных низколетящих целей в настоящее время становится все более актуальной проблемой. Одной из важных задач при решении этой проблемы является обнаружение целей на фоне флуктуирующих отражений от местных предметов.

Если цель пролетает близко к флуктуирующим объектам, то для решения задачи обнаружения целесообразно использовать радиолокационную станцию горизонтального сканирования, имеющую импульсные широкополосные сигналы и узкую диаграмму направленности антенны. Такие параметры радиолокационной станции позволяют разделить зону обнаружения на составные части и решать задачу обнаружения в каждой области раздельно.

Классический подход к решению такой задачи заключается в применении алгоритмов селекции движущихся целей по скорости и дальнейшем обнаружении полезного сигнала, отраженного от цели на фоне белого шума. Однако, если цель движется на низких скоростях, то применяемые методы могут не дать подавления сигнала, достаточного для использования классических алгоритмов порогового обнаружения. Однако, если внести в эти алгоритмы корректировки и дополнения, то можно обеспечить их применимость в текущем контексте.

В данном докладе будет рассмотрен способ, позволяющий обнаружить цель в условиях, когда использование пространственной селекции и алгоритмов селекции движущихся целей не обеспечивают достаточного подавления сигнала, отраженного от местных предметов.

В докладе будут приведены теоретические обоснования, а также результаты применения метода на модельных и натурных данных.

Кооперативный когнитивный доступ к радиочастотной среде с динамическим управлением спектром

Голуб А.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

В условиях дефицита радиочастотного спектра, когнитивное радио (CR) становится одной из ключевых технологий, способных решить проблему недостатка ресурсов, позволяя динамически адаптироваться к окружающей обстановке и использовать свободные частотные диапазоны без нарушения работы первичных пользователей. [1] При этом ключевым фактором эффективности когнитивных сетей множественного доступа является взаимодействие между её узлами.

В когнитивных радиосетях множественного доступа для повышения точности обнаружения доступных спектральных ресурсов могут применяться кооперативные методы анализа и оценки спектра. Это предполагает совместное участие нескольких узлов сети в процессе обнаружения свободных радиочастотных диапазонов, что снижает вероятность ложных срабатываний. Методы распределения канальных ресурсов в когнитивных сетях на основе динамического управления частотами позволяют минимизировать конфликты между первичными и вторичными пользователями спектра. Однако, важна разработка алгоритмов, способных оптимизировать использование спектра, включающих в себя не только анализ и оценку спектра, но и оценку состояния сети, пропускной способности, вероятности интерференции и другие параметры. Также применение кооперативных методов и алгоритмов способствует справедливому распределению частотного ресурса среди когнитивных узлов.

Эффективная работа когнитивных сетей зависит не только от правильной оценки временного использования спектра, но и от оптимальной передачи результатов анализа между базовыми станциями и узлами. Для успешной передачи данных в когнитивных сетях БПЛА требуется организация нескольких каналов, каждый из которых отвечает за определенный тип данных: передачи видео, управления, телеметрии и передачи данных о состоянии когнитивной радиосети.

В будущем кооперативные когнитивные сети могут стать основой для широкого внедрения систем интернета вещей (IoT) и беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), требующих постоянного и надежного доступа к радиочастотной среде. Основные вызовы включают обеспечение безопасности передачи данных в условиях множественного доступа к когнитивной радиосети, а также разработки энергоэффективных методов решения задач когнитивного радио. Необходимо дальнейшее исследование в области разработки протоколов, устойчивых к помехам, и методов защиты информации. Кооперативный когнитивный доступ с динамическим управлением спектром является перспективным направлением для повышения эффективности использования радиочастотного спектра. Реализация данных методов в сетях БПЛА может значительно улучшить качество и надежность беспроводной связи в условиях ограниченности спектра, открывая новые возможности для развития беспроводных технологий.

Литература:

1. Михайлов В.Ю. Учебно-исследовательский программно-аппаратный комплекс прототипирования компонентов радиосистем на основе технологии SDR: учебное пособие / В.Ю. Михайлов, Р.Б. Мазепа, Е.В. Витомский. - Москва: Горячая линия - Телеком, 2023. - 137 с.: ил.

Система обработки положения объекта в пространстве на базе модели Engee

Евсеев А.М.
ЦИТМ «Экспонента», г. Москва, Россия

Разработка и исследование новых интеллектуальных систем управления (СУ) летательными аппаратами (ЛА), в том числе, с видом от первого лица (FPV), требуют применения средств

разработки программного обеспечения (ПО), оснащённых передовыми инструментами обучения нейронных сетей и анализа больших данных [1].

С другой стороны, такие средства разработки имеют слабую, или не имеют вовсе интеграцию с инструментами математического компьютерного моделирования физических процессов, генерации управляющего кода, HIL- и PIL-тестирования. Такие инструменты, в силу комплексного подхода к разработке передового ПО обеспечивают ускоренное прототипирование и тестирование СУ ЛА.

Цель работы – разработать и испытать систему обработки положения объекта в пространстве для беспилотных ЛА с телеуправлением, реализованную на базе отечественной среды модельно-ориентированной разработки.

Тестируемая система обработки положений включает в себя датчик трёхосевого гироскопа-акселерометра GY-521 (MPU6050), подключаемый по интерфейсу I2C к 32-битному микроконтроллеру (МК) STM32 серии F4. Программная часть данной системы выполняет функции расчёта, фильтрации и координатных преобразований угловых движений ЛА. Компьютерное моделирование этих функций было выполнено в модельно-ориентированной среде разработки Engee. Модель алгоритмов расчёта, фильтрации и преобразований имеет функционально-блочное представление, где по связям между направленными блокам вычислений передаются результаты таких вычислений. В Engee также воспроизводится имитация работы датчика для тестирования работы алгоритма путём моделирования перед его загрузкой в МК. Выбор среды разработки для решения поставленной задачи обусловлен возможностями модельной разработки и компьютерной симуляции, автоматической генерации кода и PIL- и HIL-тестирования. Кроме этого, используемый расчётным ядром компилируемый язык Julia обладает рядом преимуществ - в том числе, он наиболее эффективен для решения задач обучения нейросетей и анализа больших данных [2].

Моделирование работы программной части системы в Engee дало корректные результаты. Для фильтрации показаний датчика применен фильтр Калмана, также в модели выполняется преобразование угловых движений ЛА в отклонения декартовых координат вектора нормали. Получение данных от датчика и передача результатов расчётов в МК в модели Engee осуществляется через обращение к периферии МК, описанной на языке Си в блоках “C Function”. Получение данных от датчика производится по интерфейсу I2C контроллера, а вывод результатов работы модели – по последовательному порту МК. В результате автоматической генерации кода из модели полученные подключаемые файлы Си были добавлены в пользовательский проект в сторонней среде разработке и загружены в МК.

В результате работы загруженной программы было установлено, что разработанная модель программной части тестируемой системы выполняет возложенные на неё функции, что позволяет перейти к дальнейшим этапам разработки проекта интеллектуальной СУ ЛА.

1. Nie, W., Chen, J., Song, D. et al. Three-dimensional intelligent monitoring and early warning technology for tailings ponds based on spatiotemporal fusion of multisource big data. Environ Monit Assess 196, 1081 (2024). https://doi.org/10.1007/s10661-024-13242-5

2. Gao, K., Mei, G., Piccialli, F., Cuomo, S., Tu, J., & Huo, Z. (2020). Julia language in machine learning: Algorithms, applications, and open issues. Computer Science Review, 37, 100254. doi:10.1016/j.cosrev.2020.100254

Широкополосный поглотитель электромагнитных волн на основе полосно-заграждающей частотно-избирательной поверхности

Евсеев Д.А., Гюльмагомедов Н.Х., Харлампьев К.С.
АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Москва, Россия

В настоящее время наблюдается значительный интерес к использованию метаматериалов с целью снижения радиолокационной заметности антенных систем, размещаемых на борту летательных аппаратов. Одним из основных подходов к решению данной задачи является проектирование частотно-избирательного обтекателя, который обладает окном радиопрозрачности в диапазоне частот функционирования антенной системы и рассеивает электромагнитные волны, падающие на него вне диапазона радиопрозрачности. Таким образом, снижение радиолокационной заметности происходит за счет перераспределения

энергии падающей на объект защиты электромагнитной волны в стороны, отличные от направления на источник зондирования, что в случае бистатической радиолокации не в полной мере решает задачу снижения радиолокационной заметности объекта.

Частотно-избирательные обтекатели со свойством поглощения электромагнитной энергии являются крайне полезными для решения задачи снижения радиолокационной заметности антенных решеток (АР), поскольку они обеспечивают поглощение энергии электромагнитных волн зондирующих сигналов радиолокационных станций, а не рассеивание и переизлучение их в пространстве.

В работе показана реализация широкополосного поляризационно-независимого поглотителя электромагнитных волн, реализованного на основе полосно-заграждающей частотно-избирательной поверхности, нагруженной на SMD-резисторы с номиналом сопротивления равным 220 Ом. В качестве элементов полосно-заграждающей поверхности используются одиночные квадратные петлевые элементы, на каждую сторону которых были установлены SMD-резисторы, обеспечивающие поглощение электромагнитной энергии во время резонанса исходной частотно-избирательной структуры. Таким образом, был реализован поглотитель, обеспечивающий в диапазоне частот от 3 ГГц до 12 ГГц уровень абсорбции не хуже 10 dB для горизонтальной и вертикальной поляризации. В тоже время, за пределами полосы абсорбции материал обладает радиопрозрачностью, что позволяет использовать его для снижения радиолокационной заметности плоских антенных решеток (щелевые АР, микрополосковые АР и т.д.).

Разработанный образец поглотителя обладает полосой радиопрозрачности, что позволяет его использовать для создания обтекателей антенных систем. Проведена оценка влияния разработанного поглотителя на диаграмму направленности антенной системы, установленной под ним, в полосе радиопрозрачности. Вносимые поглотителем потери не превышают 0.5 dB, при этом ЭПР антенной системы по нормали удается снизить более чем на 25 dB.

Литература:

1. A. Fallahi, A. Yahaghi, H.R. Benedickter, H. Abiri, M. Shahababi, and C. Hafner, “Thin wideband radar absorber”, IEEE Trans. Antennas Propag., vol. 58, no. 12, pp. 4051-4058, Dec. 2010.
2. Munk, B.A., Metamaterials: Critique and Alternatives, Wiley, New Jersey, 2009.
3. Costa, F. and A. Monorchio, “A frequency selective radome with wideband absorbing properties,” IEEE Trans. Antennas Propag., Vol. 60, No. 6, 2740-2747, 2012.
4. Costa, F. and A. Monorchio, and G. Manara, “Analysis and design of ultra-thin electro-magnetic absorber comprising resistively loaded high impedance surfaces,” IEEE Trans. Antennas Propag., Vol. 58, No. 5, 1511-1558, 2010.
5. Li M., S. Xiao, Y. Bai, and B. Wang, “An ultrathin anf broadband radar absorber using resistive FSS,” IEEE Trans. Antennas Propag., Vol. 11, 748-751, 2012.

Система локальной навигации на базе акустических сигналов

Егоров В.В., Дорофеев В.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Научное направление исследований фактически связано с задачами навигации. Однако под навигацией обычно понимают определение местоположения объекта в географических координатах. В представленной работе цель заключается в как можно более точном определении координат объекта, но только в заданном помещении (цех завода, предприятия, лаборатория и т.д.). Небольшая площадь помещения позволяет отказаться от радиосигналов и перейти к звуковым волнам. Для реализации предлагаемого способа позиционирования на объекте размещается излучатель звуковых волн, а в нескольких точках помещения устанавливаются приёмники звука (также возможна обратная конфигурация со множеством излучателей звука). По разности хода звуковых волн от излучателя до приёмников вычисляются координаты объекта. Как видно из принципа действия, в основу системы позиционирования положены известные навигационные принципы, но только не радиоволнами, а звуковыми сигналами. В условиях помещения это рационально, потому что акустическая аппаратура на 3-4 порядка дешевле сложных электромагнитных устройств. Более того, оказалось, что не смысла применять ультразвуковые излучатели и приёмники,

потому что скорость таких сигналов сильно зависит от частоты. Напротив, слышимый звук распространяется практически с одной и той же скоростью, отклонения от номинальных значений учитываются системой обработки информации. Особенностью предлагаемой системы является использование свойств псевдошумовых сигналов. Такие сигналы небольшой амплитуды не мешают рабочим, но одновременно не теряются в общем фоне заводского помещения. Система реализована в виде рабочих приборов, постоянно совершенствуется. В настоящее время создана третья рабочая версия аппаратуры.

Новым предложением для космической техники стало применение разработанной системы в испытательных звуковых камерах. В условиях полигонных испытаний космической техники, конкретнее, при подготовке космических аппаратов к запуску, выполняются испытания правильности работы электропневматических клапанов. Одним из способов регистрации срабатывания такого клапана является регистрация соответствующего звукового сигнала в заданном месте. Предлагаемая новая акустическая система точного позиционирования источника звука позволяет перейти от ручного процесса регистрации к полностью автоматизированному. Для этого достаточно дополнить технологический процесс картой расположения приборов, звуковые сигналы от которых надо регистрировать. Продолжительность технологического процесса проверки сокращается в разы.

Литература:

1. Скляр, Б. Цифровая связь: теоретические основы и практическое применение / Б. Скляр; [пер. с англ. Е. Е. Грозы и др.]. — 2-е изд., испр. — Москва [и др.]: Вильямс, 2007.

2. Zigangirov K. Theory of Code Division Multiple Access Communication / K. Zigangirov — IEEE Press, 2004.

3. Filonenko, V. Asynchronous Ultrasonic Trilateration for Indoor Positioning of Mobile Phones, Doctoral thesis / V. Filonenko. — Technological University Dublin, 2012.

4. Загретдинов Р.В. Спутниковые системы позиционирования. Конспект лекций / Р. В. Загретдинов, Каз. федер. ун-т. — Казань, 2014.

5. Линник, Ю. В. Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений / Ю. В. Линник. — М.: Гос. изд-во физ.-мат. лит., 1962.

Обеспечение точности выдерживания текущих координат местоположения самолета при летных испытаниях шума на местности с использованием маяков курсоглиссадной системы

Ерзнкян С.Е., Новиков М.Д., Рожкова А.С.
АО «ЛИИ им. М.М. Громова», г. Жуковский, Россия

Минимизация уровней шума на местности воздушных судов (ВС) используется в конкурентной борьбе при продвижении гражданской авиационной техники на мировом рынке. Гражданские ВС допускаются к эксплуатации только при положительных результатах сертификационных лётных испытаний (ЛИ).

Большое внимание уделяется развитию методов и технологий ЛИ по шуму на местности. Непрерывно идет процесс внедрения новых технических решений, направленных на соблюдение заданной точности регистрируемых параметров при изменяющихся внешних условиях.

Требования к характеристикам систем бортовых и траекторных измерений испытываемого ЛА имеют такой же высокий приоритет, как и требования к микрофонным системам, так как предоставляют необходимую информацию о параметрах источников шума и отклонениях от исходной методики испытаний, и определяющим образом влияют на точность соответствующих поправок.

В условиях отсутствия данных глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) в качестве корректора, позволяющего обеспечить необходимую точность, допустимо использование систем инструментального захода на посадку.

В данной работе предложен способ обеспечения точности выдерживания текущих координат местоположения самолета при летных испытаниях шума на местности с использованием маяков курсоглиссадной системы, при условии их оптимальной работы, что обеспечивает необходимую точность измерений.

Литература:
1. Августов Л.И., Бабиченко А.В., Орехов М.И., Сухоруков С.Я., Шкред В.К. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. – Москва: Издательство Грани успеха, 2022.
2. Новиков М.Д., Рожкова А.С. Испытания ЛА по определению шума на местности. – Материалы V научно-практической конференции филиал «Стрела» МАИ в г.о. Жуковский. 2021.
3. Электронный ресурс – [https://avia.pro/blog/kurso-glissadnye-sistemy].
4. Электронный ресурс – [https://www.avsim.su/wiki/Заход_на_посадку_по_курсо-глиссадной_системе].
5. Электронный ресурс [https://skywaypublic.ru/publ/aehronavigacija/ils_instrument_landing_system/1-1-0-95].

Принятие решения по осуществлению посадки беспилотного воздушного судна вертолетного типа на необорудованный вертодром

Ермаков П.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается задача проверки требования международной организации гражданской авиации (ИКАО) к необорудованному вертодрому по предельной высоте элементов рельефа на его поверхности при посадке беспилотного воздушного судна (БВС) вертолетного типа. В данном исследовании предлагается разрешать данное требование, используя лидарное сканирование предполагаемого места осуществления посадки.

С учетом случайной ошибки показаний лидара требование к месту посадки по предельной высоте элементов рельефа возможно удовлетворить на основе вычисления соответствующей вероятности. Принятие решения по посадке БВС вертолетного типа происходит на основе последовательного решения следующих оптимизационных задач:

Задача 1. Принятие решения по снижению с высоты горизонтального полета воздушного судна до рекомендуемой высоты дистанционного георадиолокационного зондирования [1].

Задача 2. Принятие решения по посадке на предполагаемое место посадки.

При решении данных задач используется следующая информация:

- вероятность пригодности предполагаемого места посадки по предельной высоте неровностей, получаемая в ходе статистической обработки лидарного сканирования подстилающей поверхности;
- априорная вероятность пригодности посадочного места на основе статистической обработки цифровой карты местности;
- потери от ложноположительного решения нейросетевого классификатора типа грунта необорудованной площадки;
- летно-технические характеристики БВС вертолетного типа.

Дополнительно в данном исследовании рассмотрен вопрос счисления высоты над необорудованным вертодром в процессе посадки БВС вертолетного типа. Получение оценки высоты производится на основе обработки данных бесплатформенной инерциальной навигационной системы на базе микроэлектромеханической системы и лазерного высотомера с помощью алгоритма калмановской фильтрации. Принимая во внимание тот факт, что дисперсия ошибки вычисления дальности до объекта лазерным высотомером неизвестна и не является постоянной во времени величиной, то в исследовании использовалась адаптация ковариационной матрицы данных лазерного высотомера. В ходе отработки данных летных экспериментов вероятность попадания ошибки счисления высоты БВС вертолетного типа на этапе посадки в интервал ± 30 см (III категория точности ИКАО) составила более 95% на основе использования предложенного алгоритма.

Литература:
1. Ермаков П.Г. Определение типа грунта подстилающей земной поверхности при осуществлении посадки БВС вертолетного типа // L Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения – 2024»: Сборник тезисов докладов. Москва: Издательство «Перо». -2024. – 890с. – С.453–454.

Анализ влияния дисторсии на точность определение скорости оптическими навигационными системами

Жарков М.В., Пронькин А.Н., Сулейманов М.Д., Пташник Е.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В задачах, связанных с определением навигационных параметров подвижного объекта, вычисленных с использованием фото- или видеокамеры, важным фактором является геометрическое подобие реальных объектов и их проекции на изображении. Идеальный объектив в результате перспективной проекции передаёт исходную картину на двумерную матрицу без искажений. Однако в реальных фото- и видеокамерах оригинальное изображение на матрице подвержено искажению, называемое дисторсией. Влияние дисторсии на работу оптических навигационных систем остается актуальной и важной проблемой, так как оптические навигационные системы могут выступать в качестве альтернативного источника навигационной информации, позволяющие в автономном режиме вычислять такие навигационные параметры как: расстояние до объектов, угловое положение, путевую скорость, относительную угловую скорость.

В настоящем докладе исследуется точность определения проекций путевой скорости на связанные оси подвижного объекта с использованием оптических навигационных систем. Такой алгоритм получил называние визуальная одометрия [1]. При использовании этого метода важно учитывать коэффициенты дисторсии, так как расчётные значения могут существенно отличаться от ожидаемых результатов при использовании принятой математической модели [2]. Для решения поставленной задачи был создан макет оптической навигационной системы в виде платформы, на котором было установлено две видеокамеры оптического диапазона. Макет был установлен на подвижный объект, который передвигался с фиксированной скоростью. Целью проведения испытания являлось сравнение эталонных значений скорости со скоростью, вычисленную на основе алгоритма визуальной одометрии [3]. Полученные результаты подвергались искусственному искажению путём ввода вариативных коэффициентов в модель радиальной дисторсии [4]. Варьирование осуществлялось с учётом экспериментальных данных бюджетной видеокамеры 8 MP 4K IMX415, которые были получены при её эксплуатации в различных температурах окружающей среды. В результате была получена зависимость определения проекций путевой скорости на связанные оси подвижного объекта от коэффициентов радиальной дисторсии. Таким образом, на примере алгоритма визуальной одометрии было показано, что при использовании модели зависимости коэффициентов дисторсии от температуры окружающей среды возможно алгоритмически повысить точность определения проекций путевой скорости на связанные оси подвижного объекта при изменении температурного режима его работы. Это в свою очередь может повысить точность определения навигационных параметров от оптических навигационных систем.

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России, номер темы FSFF-2023-0005.

Литература:

1. Рабочий А.А. Визуальная одометрия в методах машинного контроля [Электронный ресурс] / https://dspace.spbu.ru/bitstream/11701/10845/1/Alexey_Rabochy_report.pdf, свободный. (дата обращения: 17.07.2024).

2. Короленко П.В. «Дисторсия в оптике» [Электронный ресурс] / https://bigenc.ru/c/distorsiia-v-optike-57966a (дата обращения 17.07.2024)

3. Ehsan Shojaedini, Reza Safabakhsh. Robust Stereo Feature Descriptor for Visual Odometry. [Электронный ресурс] / https://arxiv.org/pdf/1708.07933.pdf, свободный. (дата обращения: 17.07.2024).

4. Глаголев В.М. Описание и программное устранение дисторсии объективов [Электронный ресурс] / https://cyberleninka.ru/article/n/opisanie-i-programmnoe-ustranenie-distorsii-obektivov/viewer, свободный (дата обращения: 17.07.2024)

Применение оптической измерительной системы в волновом твердотельном гироскопе

Жмурова Д.Б., Васецкий С.О., Беляков В.В., Жеглов М.А.
АО «ГосНИИП», г. Москва, Россия

Волновой твердотельный гироскоп (ВТГ) является одним из наиболее перспективных датчиков для определения угловых перемещений объектов. ВТГ обладает рядом преимуществ: высокой надежностью, точностью, малыми размерами и массой [1,2]. В цилиндрических резонаторах для стабилизации и коррекции параметров стоячей волны обычно используют сигналы пьезоэлектрических датчиков, расположенных на донной поверхности резонатора. Применение таких датчиков сопровождается фазовыми задержками, увеличением нелинейности выходного сигнала, уменьшению добротности резонатора. Для устранения указанных недостатков можно использовать ВТГ с оптической измерительной системой на основе интерферометра Майкельсона.

Оптическая измерительная система включает два волоконно-оптических интерферометра Майкельсона (ВОИМ), имеющих общий источник оптического излучения, и многоканальный аналого-цифровой преобразователь (АЦП). Каждый ВОИМ состоит из волоконно-оптического разветвителя 2×2, фотодиода и коллиматора, который располагается рядом с торцевой частью кромки цилиндрического резонатора. Оптическое излучение распространяется по волоконно-оптическому разветвителю 2x2 до кромки резонатора, отражается от нее, и с помощью коллиматора, собирается в ВОИМ. Фотодиод формирует сигналы, пропорциональные перемещению кромки резонатора, которые обрабатываются многоканальным АЦП. Разработанная оптическая измерительная система на основе ВОИМ позволяет определять амплитуду и фазу колебаний кромки цилиндрического резонатора.

Для оценки функции преобразования амплитуды колебаний резонатора в электрический сигнал проведено моделирование ВОИМ. Изготовлен макет ВТГ с оптической измерительной системой на основе ВОИМ. Полученные экспериментальные зависимости амплитуд выходных напряжения ВОИМ, расположенных в 0° и 45° волновой картины, имеют нелинейности 0,15%, 0,13% соответственно. Чувствительность ВОИМ для 0°, 45° волновой картины макета ВТГ составила 540 мВ/мкм и 542 мВ/мкм соответственно. Также проведена экспериментальная оценка масштабного коэффициента и диапазона измерений угловой скорости.

Предложенная оптическая система на основе ВОИМ для ВТГ позволяет получать информацию о перемещениях непосредственно с кромки резонатора с высокой чувствительностью, что повышает точность прибора. Оптическую измерительную систему для ВТГ можно использовать в недорогих инерциальных системах.

Литература:

1. Климов Д.М., Журавлёв В.Ф., Жбанов Ю.К. Кварцевый полусферический резонатор (волновой твердотельный гироскоп). М.: Ким Л.А., 2017. 193 с.
2. Целкин К.Д., Маркелов М.К. Волновой твердотельный гироскоп и его система управления // Вестник Пензенского государственного университета, 2022. С.109-117.

Пути развития СВЧ бортовой аппаратуры космического назначения

[1]Жуков А.А., [2]Якухин С.Д., [2]Барышев А.С.
[1]МАИ; [2]АО «РКС», г. Москва, Россия

Современные космические миссии требуют повышения эффективности и надёжности систем связи и передачи данных, что и определяет пути создания бортовой СВЧ-аппаратуры. Ограниченные массогабаритные параметры и экстремальные условия эксплуатации (температурные перепады, радиация, вакуум) предъявляют высокие требования к ее компонентам, что и определяет актуальность задачи.

Целью работы является анализ тенденций развития текущих технологий СВЧ-устройств.

Выявлено, что традиционные технологии не удовлетворяют требованиям увеличения рабочих частот при одновременном уменьшении массогабаритных характеристик и увеличении стойкости к дестабилизирующим факторам космического пространства. Для решения задачи создания бортовой аппаратуры предлагается применение волноводов, интегрированных в высокоомный кремний (SIW), что уже применяют для некоторых

компонентов. В частности, SIW-технологии используются для создания компактных фильтров и других пассивных миниатюрных СВЧ устройств, что позволило уменьшить размеры и стоимость. Несмотря на достигнутые успехи, дальнейшее развитие СВЧ-аппаратуры с использованием SIW предполагает улучшение электродинамических характеристик, снижение потерь и повышение рабочих частот. В качестве перспективных направлений рассматриваются переход в миллиметровый диапазон и интеграция с активными компонентами с помощью копланарных волноводов. Применение высокоомного кремния и микромашинной технологии для реализации SIW позволит по оценкам снизить потери, повысить стабильность работы в диапазоне до 50 ГГц и улучшить габаритно-массовые показатели устройств в 5–6 раз по сравнению с полыми металлическими волноводами, сохраняя при этом добротность на уровне 500, что лишь на порядок ниже, чем у классических волноводов, но значительно выше, чем у микрополосковых линий (добротность 40). Кроме того, совместимость технологии SIW с кремниевой позволит резко снизить затраты на изготовление СВЧ компонентов.

Таким образом, применение SIW-технологий и копланарных волноводов в космических системах открывает возможности для создания бортовой аппаратуры на частоты до 50 ГГц и выше, что обеспечит надежную передачу большого массива информации в системах «космический аппарат-Земля» и «космический аппарат-космический аппарат».

Литература:

1. Запетляев В.М., Жуков А.А., Ануров А.Е., Корпухин А.С., Якухин С.Д. Особенности формирования плат из высокоомного кремния для малогабаритных СВЧ-фильтров космического назначения // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. - Москва: 2023. С. 94-100.

2. Запетляев В.М., Жуков А.А. Способ создания двустороннего топологического рисунка в металлизации на подложках со сквозными металлизированными микроотверстиями // Патент RU 2671543 C1, 2018.

3. Nwajana A.O., Obi E.R. A review on SIW and its applications to microwave components // Electronics. 2022. Т. 11. № 7. С. 1160.

4. Заргано Г.Ф., Земляков В.В., Крутиев С.В. Полосно-пропускающие фильтры на плоско-поперечных сдвигах Н-волноводов, выполненные по SIW-технологии //Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2013. Т. 16. №. 2. С. 87-93.

Применение современных алгоритмов детекции голосовой активности в задаче определения качества произношения детей с нарушениями слуха

Зайцев М.Д., Максимов Н.А., Хомутская О.В., Топорков Б.Д., Когтев В.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Качество работы программных средств и систем, в которых анализируется речевой сигнал, зависит от множества факторов. Один из ключевых — предварительная обработка речевого сигнала для удаления шумов и выделения человеческой речи. Данную задачу могут решать алгоритмы детекции голосовой активности (англ. Voice Activity Detection, VAD) [1]. На вход такого алгоритма подается фрагмент аудиосигнала, а выходом является информация о временных интервалах, содержащих голосовую активность, что позволяет точно отделить речь от фоновых шумов.

Применение алгоритмов VAD особенно актуально в тех задачах обработки речевого сигнала, где важно минимизировать воздействие внешней среды (шум, посторонние звуки) [2]. Примером такой задачи может быть определение качества произношения с помощью вспомогательного технического средства для обучения детей с нарушениями слуха произношению. Это техническое средство анализирует аудио сигнал, оценивает правильность выполнения речевых заданий и визуализирует результат оценки в интерактивной визуальной форме. Если алгоритмы анализа аудиосигнала будут реагировать на посторонние звуки, ребёнок может неверно интерпретировать визуализацию.

Однако у существующих реализаций алгоритмов VAD есть ряд ограничений в анализе речи детей с нарушениями слуха, так как детская речь сильно отличается от взрослой по своим акустическим характеристикам и характерна различными дефектами речи. Для проверки

данного предположения были протестированы три популярные программные реализации алгоритма VAD: Silero, WebRTC и Librosa.

Тестирование алгоритмов VAD проводилось на аудиозаписях с образцами произношения детей с нарушениями слуха. На таких аудиозаписях WebRTC VAD достиг показателей IoU 0.7309 и Dice 0.7945, демонстрируя лучшие результаты среди протестированных моделей, но оставаясь далеким от идеала. Silero VAD, основанный на применении нейросети, получил IoU 0.6360 и Dice 0.7775, а Librosa VAD, использующий классические методы обработки сигнала, показал самые низкие результаты — IoU 0.4241 и Dice 0.5957. Полученные метрики оказались существенно ниже тех, что были получены при тестировании на аудиозаписях с обычной взрослой речью.

В дальнейших исследованиях планируется доработка и адаптация алгоритмов VAD для анализа детской речи с множественными дефектами речи.

Литература:

1. Comparative Analysis of Personalized Voice Activity Detection Systems: Assessing Real-World Effectiveness / Kumar Satyam. — Текст: электронный // arxiv.org: [сайт]. — URL: https://arxiv.org/abs/2406.09443 (дата обращения: 24.10.2024).

2. Personal VAD: Speaker-Conditioned Voice Activity Detection / Ding Shaojin. — Текст: электронный // arxiv.org: [сайт]. — URL: https://arxiv.org/abs/1908.04284 (дата обращения: 24.10.2024).

Применение парадигмы обучения с частичным привлечения учителя в разработке системы определения качества произношения детей с нарушениями слуха

Зайцев М.Д., Максимов Н.А., Хомутская О.В., Топорков Б.Д., Когтев В.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

За последние десять лет машинное и глубокое обучение достигли впечатляющих результатов в задачах обработки речевого сигнала. Такой эффект является следствием, во-первых, развития вычислительных мощностей и, во-вторых, появления большого количества доступных данных.

Наиболее часто встречающаяся, хорошо знакомая и показавшая свою эффективность в ряде задач парадигма обучения – обучение с учителем (англ. Supervised Learning). Тем не менее, у нее есть ряд недостатков, главным из которых справедливо можно считать сложность, — а, следовательно, и дороговизну разметки данных [1]. Под разметкой данных понимается отображение множества объектов выборки на множество ответов модели — т.н. множество меток. Необходимость разметки огромного объема данных, а также комплексность аудиоданных налагают существенное ограничение на скорость обучения модели и ее точность.

Это ограничение позволяет обойти парадигма обучения с частичным привлечения учителя (англ. Self-Supervised Learning) [1, 2]. Главное преимущество этого сравнительно нового подхода по сравнению с Supervised Learning— отсутствие необходимости разметки всей выборки данных. В рассматриваемом подходе можно разметить лишь небольшой объем данных — около 5-15% от общего объема, — а оставшиеся данные никак не трогать. Архитектуры моделей, заточенные под данный подход, анализируют внутренние структуры и зависимости в данных, что позволяет им генерировать псевдо-метки — метки, не указанные вручную, но полученные непосредственно из данных.

В задачах распознавания речи эта парадигма нашла свое воплощение в трех основных подходах: Contrastive, Generative и Predictive. При этом эти подходы декларируются не сами по себе, а в привязке к конкретным моделям, что делает их применение и адаптацию под другие задачи затруднительным. В рамках одного Self-Supervised подхода наблюдается сильная вариативность архитектур моделей.

В данной работе была поставлена задача адаптировать рассматриваемые подходы на частной задаче классификации фонем в режиме потоковой записи аудиосигнала с помощью относительно легковесной архитектуры глубокого обучения, где сигнал сначала проходит сквозь одномерные сверточные слои, затем обрабатывается энкодером трансформера [3]. Данная архитектура может играть роль акустической модели в системе определения качества

произношения детей с нарушениями слуха. Экспериментальная проверка проводилась в два этапа: 1) обучение модели с учителем на датасете TIMIT и 2) предварительное обучение с частичным привлечением учителя на датасете LibriSpeech с последующим дообучением на целевую задачу на датасете TIMIT.

В результате исследования было показано, что применение Self-Supervised подхода к обучению нейросетей для более специфичных задач обработки речевого сигнала позволяет успешно обходить недостаток размеченных аудиоданных без потерь в точности модели.

Литература:

1. Self-Supervised Speech Representation Learning: A Review / Mohamed Abdelrahman. — Текст: электронный // arxiv.org: [сайт]. — URL: https://arxiv.org/abs/2205.10643 (дата обращения: 24.10.2024).

2. Audio Self-supervised Learning: A Survey / Liu Shuo. — Текст: электронный // arxiv.org: [сайт]. — URL: https://arxiv.org/abs/2203.01205 (дата обращения: 24.10.2024).

3. Transformers in Speech Processing: A Survey / Latif Siddique. — Текст: электронный // arxiv.org: [сайт]. — URL: https://arxiv.org/abs/2303.11607 (дата обращения: 24.10.2024).

Совершенствование методов навигации ЛА с минимальным набором датчиков

[1]Земляный Е.С., [2]Кравцов К.А.

[1]МАИ, г. Москва, Россия;

[2]ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский, Россия

Введение. В докладе рассмотрены вопросы создания методов для выбора радиомаяка для последующего расчета текущих координат места самолета, то есть определение местоположения путем использования только азимута воздушного судна относительно места установки маяка.

Постановка задачи. Триангуляция – метод определения положения геодезических пунктов построением на местности систем смежно расположенных треугольников, в которых измеряют длину одной стороны и углы, а длины других сторон получают тригонометрически. Основной метод создания опорной геодезической сети и градусных измерений. Однако, в некоторых случаях метод триангуляции в явном виде неприменим.

Описание метода. Указанный во введении авторский метод состоит в следующем

• осуществляется ввод координат и частоты радиомаяков РМ1…РМ N в бортовую базу данных комплекса бортового оборудования самолёта;

• выбираются путём настройки радиокомпаса доступные в данный момент радиомаяки РМ1, РМ2;

• поочерёдно определяется курсовой угол радиомаяка (КУР) первого радиомаяка КУР1 и второго радиомаяка КУР2 [1];

• поочерёдно рассчитывается истинный пеленг первого радиомаяка ИПР1 и второго радиомаяка ИПР2 [2];

• для найденных радиомаяков, по введённым координатам φРМ1, λРМ1 и φРМ2, λРМ2 решается обратная геодезическая задача, находится расстояние между радиомаяками DРМ1–РМ2 и азимут со второго радиомаяка на первый АРМ2-РМ1;

• по двум углам и стороне треугольника находятся все стороны треугольника;

• решением прямой геодезической задачи итеративно находится прямой азимут и разность долгот;

• рассчитываются текущие координаты места самолёта ТКМС.

Далее с помощью методов сферической геометрии происходят вычисления по следующему алгоритму

1) все углы участвующие в вычислении переводятся в радианы, расстояния в метры;

2) находим углы треугольника ВАС, ВСА, АВС с помощью ранее определённых азимутов;

3) расстояние между РМ1 и РМ2 переводится в единицы измерения углов (в данном случае в радианы);

4) находим синусы недостающих сторон треугольника (длины дуг), которые соответствуют дальностям от ЛА до РМ1 и РМ2;

5) вычисляем дуги в радианах и переводим в метры;

6) далее решением прямой геодезической задачи находим искомые координаты.

Заключение. К недостаткам метода можно отнести следующие погрешности определения курсовых углов радиомаяка и тот факт, что измерение КУР происходит поочерёдно. Первый недостаток планируется решать введением модели ошибок, а второй – расчётом прогноза изменения КУР для первого радиомаяка в процессе измерения КУР для второго радиомаяка.

Литература:

1. Лебедев М.И. Самолётовождение. Учебное пособие для летчиков и штурманов гражданской, военно-транспортной и стратегической авиации. - Ставрополь Лит., 2003.

2. Черный М.А., Кораблин В.И. Самолётовождение. - Москва Транспорт, 1973.

Компенсационный микро-опто-электромеханический преобразователь линейного ускорения с двухканальной обратной связью

Зо Л.Х., Бусурин В.И., Шлеенкин Л.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Микро-электромеханические (МЭМ) преобразователи ускорения широко используются в навигационных системах, системах управления летательных аппаратов. МОЭМ-преобразователи линейного ускорения обеспечивают высокую чувствительность и устойчивость к электромагнитным помехам [1, 2]. В работе предлагается компенсационный МОЭМ-преобразователь линейного ускорения с двухканальной обратной связью, использующей два электромагнита, для обеспечения измерения линейного ускорения в двух противоположных направлениях с увеличенным диапазоном измерения.

Функциональная схема МОЭМ-преобразователя ускорения содержит узел, обеспечивающий формирование разнонаправленной сосредоточенной силовой обратной связи. Перемещение балочного чувствительного элемента (ЧЭ) преобразователя под действием линейного ускорения происходит в нанометровом диапазоне. Информация о субмикронных перемещениях ЧЭ считывается оптическим считывающим узлом, содержащим источник излучения (ИИ), оптический слой, нанесенный на ЧЭ, расположенный с зазором относительно призмы полного внутреннего отражения (ПВО), и фотоприемник (ФП).

Выходной сигнал оптического считывающего узла поступает на преобразователь «ток-напряжение» и усилитель. При этом учитывается напряжение смещения, соответствующее начальному зазору при отсутствии линейного ускорения.

Предлагаемый компенсационный преобразователь ускорения содержат два электромагнита, установленных над и под свободным концом плоского балочного ЧЭ, на двух сторонах которого нанесены тонкие магнитные пленки для формирования двух каналов. В зависимости от сигнала компаратора, который сравнивает выходное напряжение с нулём, это напряжение подается на вход одного или другого канала, создающего сосредоточенную электромагнитную силу обратной связи. Сигнал от компаратора поступает в ПД-регулятор соответствующего канала, формируется управляющее напряжение, создающее ток в обмотке катушки и компенсационную электромагнитную силу с помощью магнитопровода.

Сосредоточенная электромагнитная сила компенсирует перемещение ЧЭ из-за линейного ускорения и приводит его к положению, близкому к исходному. Благодаря использованию двухканальной электромагнитной обратной связи, компенсационный преобразователь ускорения со следующими параметрами: длина 10 мм, ширина 4 мм, толщина ЧЭ 0,13 мм, толщина магнитной пленки 20 мкм, диаметр кольца электромагнита 3,5 мм, длина волны ИИ 1550 нм, угол падения оптического излучения 45°, начальный зазор 340 нм, может измерять линейное ускорение для двух направлениях с увеличенным диапазоном измерения до ± 10 g.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-29-00954, https://rscf.ru/project/23-29-00954/.

Литература:

1. Minghui Zhao, Yonghong Qi, Hailong Wang, Zongxiang Xie, Bo Li, Hairong Wang, Xueyong Wei. Optical Interferometric MEMS Accelerometers. Laser Photonics Rev. 2023, 2300713. https://doi.org./10.1002/lpor.202300713.

2. Yu Feng, Wuhao Yang, Xudong Zou. Design and simulation study of an optical mode-localized MEMS accelerometer. Micromachines 2023, 14, 39. https://doi.org/10.3390/mi14010039.

Актуальность использования каналов скрытой передачи информации как средства компрометации сетевой инфраструктуры аэропортов и аэродромов

Кабанов Д.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Каналы скрытой передачи информации не являются чем-то принципиально новым: их смело можно называть ровесниками такого явления как стеганография, увидевшего мир в конце XV века. Самым известным примером скрытой передачи, пожалуй, является использование «невидимых» чернил. Однако, с появлением информационных систем и средств связи, в частности пакетной передачи информации, каналы скрытой передачи информации стали более актуальны6е.

В качестве актуального метода можно привести стеганографию протоколов стека TCP/IP, характерного модели OSI. Так, например, можно использовать поле Identification в протоколе IP для скрытой передачи информации [1]. Данное поле является служебным и нужно для упорядоченной сборки передаваемых дейтаграмм. Однако, посредством ручной корректировки данного поля, в него можно внести некоторую информацию, передача которой будет осуществляться скрытно. Конечно, подобную передачу можно обнаружить и невооружённым глазом, однако это является достаточно трудоёмкой задачей.

Подобным образом и злоумышленник может осуществлять вредоносную активность. Например, отправлять вредоносный код, обработка которого при считывании пакета вызовет реализацию вредоносной функции, результирующей в нарушении свойств информации.

В рамках авиационных сетей связи, злоумышленник может направить как вредоносный код, выводящий из строя всю сетевую инфраструктуру на неопределённый период времени, так и функциональное сообщение, обработка которого может привести к исполнению какой-либо легитимной функции, грозящей целостности сетевой инфраструктуры или физических объектов. Одним из критических сценариев является возможный перехват управления автоматизированными системами воздушного судна гражданской авиации, что поставит под угрозу десятки и сотни человеческих жизней.

Более того, канал скрытой передачи информации может использоваться для взаимодействия внутреннего и внешнего злоумышленника. Например, для передачи последнему конфиденциальной информации, необходимой для осуществления атаки.

Таким образом, проблема использования каналов скрытой передачи данных является актуальной до сих пор. Периодически появляются новые методы реализации скрытых каналов, которые выходят за рамки стеганографии протоколов.

Литература:

1. Карпухин Е.О. Методы скрытой передачи информации. Учебное пособие. – М.: Горячая линия – Телеком, 2020. – 80 с.: ил. с.29

Алгоритмическое обеспечение видеонавигации беспилотного летательного аппарата посредством бинокулярной системы технического зрения

Кабиров И.Р., Бондарев В.Г., Середа П.А.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж, Россия

Анализ современных способов навигации летательных аппаратов показывает что обеспечить требуемые характеристики навигационного обеспечения без коррекции единственной полностью автономной, но накапливающей ошибку со временем системы инерциальной навигации не представляется возможным, а существующие корректоры не позволяют обеспечить одновременно высокую точность решения навигационной задачи и надежность работы при малой стоимости и массогабаритных характеристиках, что особенно важно при создании беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) микро- и мини класса. Поэтому решаемая в данной работе задача разработки алгоритмического и методического аппарата системы видеонавигации, реализующей счисление координат БПЛА посредством бинокулярной системы технического зрения (БСТЗ) представляется актуальной.

Алгоритмическое обеспечение включает основные алгоритмы, математические выражения и уравнения, описывающие процесс функционирования системы, в котором решение задачи определения поступательного и углового перемещения БПЛА относительно земной

поверхности основывается на измерении координат групп-троек особых точек земной поверхности, выполнении алгоритма их временного и стереоотождествления, позволяющего находить одни и те же особые точки на фотоматрицах БСТЗ в последовательные моменты отчета (из последовательных точек траектории), вычислении относительных координат и углового положения посредством динамической 3D-триангуляции с последующим вычислением географических координат и высоты полета. Предложены методики компенсации дисторсии вариофокальных объективов с прецизионным вычислением фокусного расстояния, а также юстировки и калибровки БСТЗ, существенно снижающие погрешности.

Проведенные полунатурные экспериментальные исследования в форме следования тележки с БСТЗ и вычислителем, осуществляющим захват и обработку изображений, по детерминированным траекториям типа кольцо, линия и зигзаг с вычислением текущих координат подтвердили работоспособность способа навигации и позволяют выдвигать технические требования к необходимому оборудованию.

Литература:

1. Просвирина Н.В. Анализ и перспективы развития беспилотных летательных аппаратов. – Текст: непосредственный // Журнал Московский экономический журнал. – 2021. – № 10. – С. 560-575.

2. Красильщиков М.Н., Себряков Г.Г., Сыпало К.И., Козорез Д.А. и др. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. М.: физматлит, 2009. – 550 с.

3. Якушенков, Ю.Г. Техническое зрение роботов: В.И. Мошкин, А.А. Петров, В.С. Титов, и др.; под общ. ред. Ю.Г. Якушенкова. – М.: Машиностроение, 1990. – 168 с.

4. Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю., Бондаренко А.В., Ососков М.В., Моржин А.В. Обработка и анализ изображений в задачах машинного зрения: курс лекций и практических занятий. – М.: Физматкнига, 2010. – 672 с.

5. Шакенов А.К. Сравнение детекторов особых точек изображений и оценка их статистических характеристик // Автометрия. – 2021. Т. 57, № 1. С. 11-20.

6. Бондарев В.Г. Видеонавигация летательного аппарата. / Научный вестник МГТУ ГА. – 2015. – №213. – С. 65-72.

7. Способ компенсации дисторсии объектива: пат. 2790055 Рос. Федерация. № 2022113770/ Батуков А.В., Бондарев В. Г., Ипполитов С.В., Лопаткин Д.В., Проценко В.В., Роговенко О.Н.; заявл. 23.05.22; опубл. 14.02.23, Бюл. №5 – 15 с.: ил.

8. Гришин В. А. Системы технического зрения в решении задач управления беспилотных летательных аппаратов // Датчики и системы, 2009. – № 2. – С. 46-52.

Алгоритм мажоритарного контроля информационно-измерительной системы определения координат воздушного судна

Калинина О.И.

Филиал ПАО «Яковлев» - Центр Комплексирования, г. Москва, Россия

В настоящее время бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) являются одними из основных источников координат для навигационных комплексов (НК) воздушных судов (ВС). Это обусловлено тем, что БИНС обладают высокой степенью автономности и надежностью. Однако, погрешности определения координат БИНС имеют свойство нарастать во времени. Поэтому обеспечение требуемых уровней точности и надежности определения координат БИНС является одной из критически важных проблем, поскольку это напрямую влияет на безопасность воздушного движения и эффективность использования ВС.

В качестве одного из способов повышения надежности определения координат в современных НК ВС применяется троекратное модульное резервирование БИНС [1]. Кроме непосредственно решения задачи резервирования, наличие трех БИНС даёт возможность использовать избыточное количество источников измерений для повышения точности определения координат НК при требуемом уровне надежности. Алгоритмы мажоритарного контроля реализуются, как правило, в информационно-измерительной системе определения

координат бортовых систем самолетовождения (Flight Management System, FMS) ВС. Производители FMS предлагают различные алгоритмы мажоритарного контроля [2], [3]. В работе был проведен сравнительный анализ трех существующих алгоритмов мажоритарного контроля:

• параметрический контроль с вычислением арифметического среднего показаний БИНС и применением пороговых уровней расхождения показаний (алгоритм №1);

• вычисление взвешенной суммы показаний БИНС с определением весовых коэффициентов в зависимости от взаимного расположения БИНС (алгоритм №2);

• вычисление взвешенной суммы показаний БИНС с определением весовых коэффициентов в зависимости от квадратов расстояний между показаниями БИНС (алгоритм №3).

Сравнительный анализ проводился с использованием метода статистического моделирования при многократном моделировании случайных искажений в измерениях датчиков БИНС (гироскопов, акселерометров) и значений параметров, определяемых БИНС (углов ориентации, проекций линейной скорости, координат), двух типов – скачкообразных и медленно нарастающих. Моделирование показало, в частности, что в среднем статистические характеристики точности определения координат, полученных с применением алгоритма №2, несколько лучше остальных. Но, алгоритм №1 даёт лучшие результаты по точности определении координат для случаев скачкообразных искажений в измерениях датчиков и/или в значениях параметров, определяемых БИНС.

По результатам сравнительного анализа предлагается авторский алгоритм мажоритарного контроля, учитывающий различные варианты поведения погрешностей и отказов БИНС. Приводится анализ результатов моделирования предложенного алгоритма мажоритарного контроля в сравнении с существующими алгоритмами.

Литература:

1. Колодежный Л.П., Чернодаров А.В. Надежность и техническая диагностика. – М.: Военно-воздушная академия им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2010. – 452 с.

2. Гавриленко Ю.В., Грошев В. В., Зайцева Н. А., Т.П. Ткачева, Сравнительный анализ мажоритарного и статистического контроля при оценке функционирования БИНС // Труды МИЭА. – М.: МИЭА, 2013. – 102 с.

3. Flight Crew Operating Manual, Airbus S.A.S. – 2007. – 703 с.

Оптоэлектронная система пространственного позиционирования летательного аппарата на основе дирижабля в процессе манёвров при эксплуатации

Картуков А.В., Киселев И.В., Егоров В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается оптоэлектронная система пространственного позиционирования летательного аппарата на основе дирижабля (ЛАД). Такие аппараты могут осуществлять маневр посадки как на неподготовленную, так и на ограниченную поверхность, а также в условиях недостаточной видимости. При использовании дирижабля в качестве воздушного крана точное трёхмерное позиционирование на местности позволяет быстро и безопасно работать с различными грузами.

Применение оптоэлектронной системы трёхмерного позиционирования имеет ряд преимуществ над другими известными радио и акустическими:

• высокая точность измерения координат;

• высокое быстродействие;

• высокая помехозащищенность при использовании модуляции;

• малый вес и габариты;

• простая интеграция в системы управления ЛАД.

Система пространственного позиционирования располагается на борту ЛАД и состоит из лазерного сканера, малоканального координатно-чувствительного ФП (КЧФП) и программно-аппаратного вычислительного модуля. Для получения координатной и некоординатной информации лазер непрерывно осуществляет сканирование подстилающей поверхности. Из массива данных, получаемых с малоканального КЧФП, программный алгоритм создаёт трехмерную карту местности. Также алгоритм автоматически осуществляет поиск

безопасного места посадки, исходя из особенностей подстилающей поверхности и габаритов ЛАД.

Отличительной чертой данной системы является то, что для сканирования используются одновременно несколько полупроводниковых лазеров с разной длиной волны, сведённых в один луч. Это позволяет сформировать мультиспектральный зондирующий сигнал для получения некоординатной информации о характере подстилающей поверхности.

Малоканальные КЧФП работают с модулированными оптическими сигналами в широком динамическом диапазоне. Это позволяет повысить помехоустойчивость, скорость обработки информации и точность позиционирования в пространстве.

Программный алгоритм вычисляет координатную информацию о положении, скорости снижения, углах наклона ЛАД, подстилающей поверхности и др. В результате формируется сигнал, который подается в систему управления и отображения для безопасного маневрирования и посадки ЛАД.

Литература:

1. «Импульсная лазерная локация», Бурый Е.В.
2. «Многооконные оптико-электронные датчики линейных размеров», Меркишин Г.В.
3. «Локационные лазерные системы видения», Карасик В.Е., Орлов В.М.

Применение генеративных нейронных сетей в управляемой моделями разработке

Кейно П.П., Козырев Н.А., Силуянов А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Управляемая моделями разработка (Model-Driven Development, MDD) представляет собой парадигму, в которой основное внимание уделяется созданию и трансформации абстрактных моделей, что позволяет автоматизировать генерацию кода и ускорить процесс разработки. Внедрение генеративных нейронных сетей (Generative Neural Networks, GNN), таких как трансформеры, автокодировщики и диффузионные модели, открывает новые горизонты для MDD. Эти технологии способны повышать эффективность создания, преобразования и оптимизации моделей за счёт автоматизации рутинных задач и предоставления инструментов для прогнозирования и анализа.

Интеграция GNN в MDD предоставляет возможность значительно снизить порог вхождения в сложные проекты и ускорить переход от абстрактных моделей к работающим системам.

Методика применения.

1. Автоматизация создания моделей.

Генеративные нейронные сети могут быть использованы для автоматического создания моделей на основе ограничений и требований, заданных разработчиком. Например, использование трансформеров позволяет на основе текстового описания (natural language requirements) формировать UML-диаграммы, рабочие процессы или схемы архитектуры.

2. Оптимизация трансформаций моделей.

Генеративные подходы обеспечивают возможность улучшения преобразований моделей. Например, нейронные сети могут обучаться оптимальным правилам трансформации на основе данных предыдущих проектов, что минимизирует вероятность ошибок и сокращает время разработки.

3. Генерация кода.

Генеративные модели, такие как Codex и GPT, демонстрируют значительные успехи в автоматической генерации исходного кода. Это позволяет напрямую использовать модели высокого уровня для создания готового программного обеспечения, что идеально сочетается с принципами MDD.

4. Обратная разработка.

С помощью генеративных нейронных сетей возможно восстанавливать модели высокого уровня из существующего кода или других артефактов. Это полезно для модернизации устаревших систем и облегчения их интеграции в современные проекты.

Примеры использования.

Автоматическая генерация UML-диаграмм.

Платформы, такие как GitHub Copilot, в сочетании с кастомизированными генеративными моделями, могут интерпретировать текстовые описания и создавать диаграммы классов, последовательностей и других компонентов.

Прототипирование пользовательских интерфейсов.

Инструменты, использующие GNN, способны на основе описания функциональности генерировать готовые прототипы UI, которые можно интегрировать в общий проект.

Генерация кода моделей для высокоуровневых компиляторов и интерпретаторов.

Генерация высокоуровневого кода на основе словесного описания ещё больше повышает уровень абстракции и упрощает разработку программных систем.

Применение генеративных нейронных сетей в управляемой моделями разработке открывает перед разработчиками новые возможности для автоматизации и повышения эффективности процессов. Однако важно учитывать и вызовы, связанные с использованием генеративных нейронных сетей, включая необходимость обучения моделей на качественных данных, решение вопросов интерпретации результатов и управление рисками, связанными с автоматизацией. Тем не менее, перспективы использования GNN в MDD делают это направление одним из наиболее интересных и многообещающих в современной разработке программного обеспечения.

Требования к безопасной разработке программного обеспечения при выполнении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ

[1]Ким Р.В., [1]Корнеенкова А.В., [2]Пиков В.А.

[1]МАИ; [2]НОУ ДПО УЦБИ МАСКОМ, г. Москва, Россия

Научно-исследовательские работы (НИР) и опытно-конструкторские работы (ОКР) могут выполняться как в рамках договора, так и в инициативном порядке [1]. В первом случае договорные отношения регулируются в первую очередь нормами главы 38 Гражданского кодекса Российской Федерации (ГК РФ) [2]. В случае выполнения НИР и ОКР в инициативном порядке специально правовое регулирование отсутствует, к возникающим отношениям применяются нормы трудового права, права интеллектуальной собственности и других правовых институтов в зависимости от особенностей организации работ. Кроме того в обоих случаях к возникающим отношениям могу применяться нормы, содержащиеся в документах, носящих рекомендательный характер. Это различные ГОСТы, методические рекомендации. При этом, если в нормативном правовом акте или договоре содержится указание на обязательность использования документов, носящих рекомендательный характер, то положения таких документов фактически становятся обязательными в рамках данного конкретного договора.

Часто при выполнении НИР и ОКР одним из результатов работы является программное обеспечение (ПО) – программа для ЭВМ, являющаяся одним из видов результатов интеллектуальной деятельности. Требования к процессам в рамках разработки безопасного программного обеспечения устанавливаются в [3]. Требования к характеристикам ПО определяются в договоре (техническом задании (ТЗ) – приложении договору). Требования к содержанию ТЗ регламентируются в [4]. В частности, [4] предусматривает наличие в ТЗ требований к математическому и программному обеспечению. Однако, ни для одной из перечисленных групп требований не указано наличие требований к безопасной разработке ПО в процессе выполнения НИР и ОКР. Ссылки на [3] в [4] также отсутствуют. Таким образом, текущие редакции [1, 4] не предусматривают предъявления требований к обеспечению безопасной разработки ПО при выполнении НИР и ОКР. Такие требования отсутствуют и в других ГОСТ, регулирующих проведение НИР и ОКР. На практике требования к безопасной разработке предъявляются в случае, если результат, предполагаемый к получению в результате выполнения НИР или ОКР для последующего его использования должен пройти процедуру сертификации Федеральной службы по техническому и экспортному контролю (ФСТЭК).

На текущий момент разрабатывается новая редакция [4]. Один из проектов новой редакции содержит приложение с рекомендациями по формированию совокупности процессов, подлежащих реализации разработчиком безопасного ПО в рамках НИР и ОКР. Данное

обстоятельство говорит о тенденции к расширению области применения требований по безопасной разработке ПО в рамках выполнения НИР и ОКР, что в свою очередь уже сейчас приводит к необходимости изучения и освоения методик и инструментов безопасной разработки, а также подготовки специалистов в области безопасной разработке ПО.

1. ГОСТ Р 15.101-2021. Национальный стандарт Российской Федерации. Система разработки и постановки продукции на производство. Порядок выполнения научно-исследовательских работ.

2. Гражданский кодекс Российской Федерации. Часть 2 от 26 января 1996 г. №14-ФЗ. Собрание законодательства Российской Федерации от 29 января 1996 г. N 5 ст. 410

3. ГОСТ Р 56939-2016. Национальный стандарт Российской Федерации. Защита информации. Разработка безопасного программного обеспечения. Общие требования.

4. ГОСТ 15.016-2016. Межгосударственный стандарт. Система разработки и постановки продукции на производство. Техническое задание. Требования к содержанию и оформлению.

Применение искусственного интеллекта при противодействие атакам типа MITM

[1]Клочкова Е.Н., [2]Аветисян Б.Р.

[1]МосУ МВД России им. В.Я. Кикотя; [2]НИИинститут образования и науки, г. Москва, Россия

При рассмотрении вопроса об эффективности противодействия сетевым атакам наиболее целесообразным выступает комплексный подход, в рамках которого следует применять как межсетевые экраны и различные программно-аппаратные комплексы, входящие в системы защиты информации на объектах информатизации, так и решения, разработанные на основе нейронных сетей с высокой точностью идентификации событий, достигаемой использованием методов машинного обучения.

Сравнительный анализ решений (в виде исходных кодов), обеспечивающих реализацию атак типа MITM, представленных на открытых площадках типа GITHUB, а также разбор методик их предотвращения с использованием сервисов искусственного интеллекта, позволил сформировать набор логических реализаций атак данного типа.

В целях предотвращения атак по типу MITM при реализации решений - обучении нейронной сети, целесообразно определить тип языка: высокоуровневый/низкоуровневый (в зависимости от задач), выбрать необходимые библиотеки (исходя из типа обрабатываемых данных), а также произвести выборку к дата-сэтам, включающих в себя элементы и отражающие логику эвристических моделей рассматриваемого типа атак.

Одним из главных преимуществ эвристического анализа, и последующего использования в дата-сетах при машинном обучении «эталонизированных» признаков, в отличии от сигнатурных анализаторов, выступает свойство превентивного выявления и реагирования на различные аномалии, относимые к категории сетевых атак.

Ключевым компонентом эвристического анализа вредоносных программ является искусственная нейронная сеть в виде многослойного перцептрона с иммунным обучением. Эффективным решением является система обнаружения вторжений, осуществляющая мониторинг и обработку событий на границе со внутренним контуром, и/или внутри него, которое использует как сигнатурный, так и эвристический методы анализа атак на основе разработанных правил.

За счет централизованного управления группами правил на хостах системные администратор и администраторы информационной безопасности оперативно реагировать на события в целях обеспечения безопасности в сети.

Как пример MVP по поддержки принятий решений в обеспечении информационной безопасности, в частности противодействию атак по типу MITM, приведем следующий механизм - посредствам уже разработанных модулей, реализованных на различных языках программирования (как высокоуровневых, так и низкоуровневых, в зависимости от поставленных задач) формируется обращение к первому компоненту типовой схемы, сетевому анализатору, в целях сбора активности исследуемых узлов в исследуемом сетевом сегменте, по каждому оконечному устройству формируется log с последующей аналитикой (сетевого устройства в сети) его «эвристики», на основании которой выстраивается

вероятность по весам о возможных аномалиях исследуемой активности объекта исследования по его идентификаторам (IP-адресов/Mac-адресов).

Проведенные исследования показали, что анализ «эвристики» сетевого трафика исследуемого сегмента сети и формирование дата-сета идентифицируемых признаков как аномальной активности оконечных сетевых устройств – выступает эффективным решением при обеспечении информационной безопасности как отдельного объекта информатизации, так и всей критической информационной инфраструктуры.

Перспектива развития низкоорбитальных космических систем для предоставления услуг высокоскоростного доступа и управления беспилотными средствами

Кондиров В.В., Малюсин Ю.В., Старков А.В., Усовик И.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе проведён обзор перспектив развития низкоорбитальных космических систем для предоставления услуг высокоскоростного доступа, необходимых для эффективного управления беспилотными летательными аппаратами (БПЛА).

Применяя методы системного анализа, рассмотрены международные проекты, включая Starlink компании SpaceX, OneWeb и модернизированную сеть Iridium Next. Эти системы обеспечивают высокоскоростной интернет с низкой задержкой, что позволяет их использовать для управления БПЛА в реальном времени.

В рамках работы также проведён анализ российских разработок, в частности перспективного проекта "Сфера", направленного на создание многофункциональной спутниковой системы. Этот проект имеет потенциал для формирования отечественной инфраструктуры связи, необходимой для управления БПЛА, что позволит снизить зависимость от зарубежных технологий и повысить технологическую независимость страны.

С использованием системного подхода определены основные требования к связи для эффективного управления БПЛА: низкая задержка, высокая пропускная способность и надёжность. Проведённый системный анализ преимуществ низкоорбитальных систем показал, что их близость к Земле позволяет существенно уменьшить время прохождения сигнала, а определённое их количество позволит обеспечить глобальное покрытие, что особенно важно для операций в удалённых и труднодоступных регионах.

Выявлены основные перспективы в развитии низкоорбитальных космических систем. К ним относятся: необходимость обеспечения безопасности и защиты от киберугроз, а также регуляторные и юридические аспекты, требующие международного сотрудничества. Особое внимание уделено комплексному анализу этих факторов и их влиянию на дальнейшее развитие отрасли.

Таким образом, в результате проведённого исследования установлено, что низкоорбитальные космические системы являются перспективным решением для обеспечения высокоскоростного доступа, необходимого для управления БПЛА.

Литература:

1. Михайлов Р.Л. Описательные модели систем спутниковой связи как космического эшелона телекоммуникационных систем специального назначения: Монография. – СПб: Наукоемкие технологии, 2019.

2. Пехтерев С.В., Макаренко С. И., Ковальский А. А. Описательная модель системы спутниковой связи Starlink Системы управления, связи и безопасности. – №4. – 2022.

3. Иванов А.В., Климков А. И., Потапов К. М. Моделирование и исследование многоспутниковой системы связи и передачи данных Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2018.

4. Программа перспективного развития орбитальной группировки «Сфера»: офиц. сайт. – URL: https://www.roscosmos.ru (дата обращения: 18.10.2024).

5. ГОСТ Р 56122-2014 Воздушный транспорт. Беспилотные авиационные системы. Общие требования. – М.: Стандартинформ, 2015.

6. Стратегия развития беспилотной авиации Российской Федерации на период до 2030 года и на перспективу до 2035 года. Утверждена распоряжением Правительства Российской Федерации от 21 июня 2023 года № 1630-р.

7. С.А. Кудряков и др. Анализ линий различной протяженности для обеспечения управления, контроля и связи с беспилотными воздушными судами // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ». — 2019. — №1.

Методика определения проектных норм печатной платы требуемого качества на основе параметров технологического процесса ее изготовления

Коробков М.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Одним из основных элементов большинства электронных устройств являются печатные платы (ПП), которые обеспечивают электрическое и механическое соединение дискретных компонентов. Такое положение вещей обусловлено высокой степенью автоматизации процесса их изготовления и дальнейшей сборки узла, что влечет за собой высокую технологичность разрабатываемой конструкции и низкую себестоимость изделия. Эти преимущества определяют несоразмерный прирост числа проектируемых ПП относительно прироста соответствующих производственных мощностей, а также ослабление связей между процессами конструирования и изготовления в производственной цепочке. Таким образом, особо актуальными становятся проблемы оценки качества проекта ПП и изготовленного образца. С одной стороны, необходимо осуществить выбор производства для изготовления ПП по уже готовому проекту, а с другой стороны — определить проектные нормы нового проекта ПП под возможности конкретного производства.

В работе предложена методика определения проектных норм ПП на основе разработанных моделей оценки вероятности ее изготовления в соответствии с требованиями приемки. Методика учитывает влияние основных технологических операций: фотолитографии, травления, совмещения и сверления [1,2], и состоит из двух основных этапов: проверки соответствия основных конструктивных ограничений возможностям производства и формирования дополнительных ограничений для обеспечения требуемого уровня качества.

Входными данными методики являются: технические условия (ТУ) и технические требования (ТТ) на устройство, отражающие основные конструктивные требования к ПП; параметры технологических операций; целевое значение вероятности выхода годной ПП, как количественный параметр качества. На основе входных данных происходит определение элементов топологии, для которых заданы ТУ и ТТ (например, толщин проводящих слоев и слоев базового материала, диаметров переходных отверстий, параметров силовых и высокоскоростных сигнальных линий). Затем, используя модели [1,2], осуществляется расчет вероятности выхода годной ПП и сравнение ее с требуемым значением. Если расчетное значение меньше требуемого, то ТУ и ТТ не соответствуют технологическому процессу и необходима корректировка: выбор другого технологического процесса или изменение требований к изделию.

На втором этапе определяются неявные ограничения на элементы топологии. На основе введенной априорной информации о номенклатуре и диаметрах переходных отверстий определяются требования к минимальным значениям ширины проводников, зазоров между проводниками, а также размеру контактных площадок переходных отверстий, которые будут удовлетворять требуемому значению вероятности изготовления годной ПП.

Результаты применения методики позволяют определить приближенные значения проектных норм, которые могут быть итерационно уточнены ее повторным использованием непосредственно в процессе трассировки с вместе уточнением априорной информации о проекте ПП. Таким образом, разработанная методика является дополнительным инструментом для проверки качества трассировки конструктором и уточнения предельных конструктивных параметров трассировки с сохранением необходимого уровня качества.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, грант № 23-29-10204.

Двухзаходная плоская спиральная антенна на борту беспилотного летательного аппарата

Король Д.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА), в том числе БПЛА самолетного типа, сегодня выполняют широкий класс задач, таких как радиоразведка, ретрансляция данных, перенос грузов на большие расстояния. Из-за ограничений массогабаритных характеристик полезной нагрузки на таком беспилотнике, решение одновременно нескольких задач требует использования широкополосных радиоэлектронных систем, которые обеспечивают высокую скорость передачи данных и позволяют осуществлять работу на нескольких частотах.

Целью работы было создание антенны, которая должна обеспечивать широкую рабочую полосу частот и обладать низкой кроссполяризационной компонентой. Излучатель планируется использовать как элемент цифровой антенной решетки, размещенный на БПЛА, например в крыле.

В ходе решения поставленной задачи были рассмотрены антенны с круговой поляризацией, которые используются в качестве элементов антенных решеток для систем пеленгации БПЛА [1], а также для связи их со спутником или оператором. Вариантом широкополосной антенны с круговой поляризацией является двухзаходная спиральная антенна Архимеда [2], которую можно выполнить по технологии печатных плат и разместить внутри беспилотника. За счет конструкции антенна получается малогабаритной.

Разработчику такой антенны придется столкнуться с следующими трудностями: обеспечить согласование в широкой полосе частот с помощью согласующее трансформирующего устройства, а также разность фаз 180 градусов между точками питания спирали; устранить развал ДН на несколько лепестков; обеспечить низкую кроссполяризационную компоненту.

По результатам моделирования, разработанный излучатель полностью выполняет поставленные в работе цели. Было проведено моделирование одного излучателя в крыле беспилотника. Дальнейшая работа будет связана с проектированием цифровой антенной решетки.

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России, номер темы FSFF-2023-0005.

Литература:

1. Азаров А.В., Караваев М.Н., Рожков С.С., Славянский А.О., Смолка К.А. Синтез малогабаритного фазового пеленгатора авиационного базирования // Труды МАИ. 2022. № 123. DOI: 10.34759/trd-2022-123-12

2. C. Fumeaux, D. Baumann and R. Vahldieck “Finite-Volume Time Domain Analysis of a Cavity Backed Archimedean Spiral Antenna” IEEE Transactions on Antennas and Propagation, vol.54, pp.844-851, 2006

Алгоритм траекторного управления четырехколесного робота с двумя рулевыми осями

Курис Э.Д., Хорев Т.С., Лебедев К.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время в нашей стране и за рубежом активно внедряются наземные роботы разного уровня сложности. При этом нет единого алгоритма траекторного управления подобными роботами в условиях динамически изменяющихся условий. В докладе рассматривается алгоритм траекторного управления четырехколесного робота с двумя рулевыми осями при его применении на территории аэропорта, в частности, для перевозки грузов между воздушным судном и грузовым терминалом.

Робот оснащён ультразвуковым датчиком, лидаром, инерциальным модулем (акселерометры и курсовой гироскоп), модулем GPS, его колёса оснащены одометрами. В качестве программного обеспечения, реализующего логику связей между элементами системы, а также для необходимых вычислений используется Robot Operating System, а в качестве программного обеспечения для реализации решаемой задачи, рассматриваются методы: AMCL [1], SLAM [2] и метод поиска пути на основе решения задачи Дубинса [3].

Непосредственно для решения задачи поиска пути был выбран алгоритм [3], который позволяет найти кратчайшую траекторию движения объекта из некоторой точки А в указанную точку В с заданными координатами объекта в неподвижной системе координат и углом курса (углом между направлением вектора скорости и направлением на Север) с использованием только конечного числа прямолинейных участков траекторий и дуг окружностей, соответствующих поворотам колёс.

Симуляция и тестирование системы проводилась на сцене, которая представляет собой ряд миров, в каждом из которых расположены различные препятствия, в среде для моделирования работы виртуальных робототехнических систем в реальном времени - Gazebo. Каждый из этих миров представляет собой плоскость, окружённую высокими стенами (стены должны быть выше плоскости сканирующего луча лидара), и имеет своей целью проверку реакции системы траекторного управления и навигации робота в различных условиях. Результаты имитационного моделирования движения четырехколесного робота с применением рассмотренного алгоритма показали возможность планирования траекторий движения для достижения заданных контрольных точек.

Литература:

1. https://docs.exponenta.ru/nav/ug/monte-carlo-localization-algorithm.html
2. https://ru.wikipedia.org/wiki/SLAM_(метод)
3. https://ntv.ifmo.ru/file/article/20741.pdf

Использование операций "пересечение" и "объединение" для решения задач цифровой обработки сигналов

Лебедев А.В., Рюмшин Р.И.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж, Россия

Типовые операции обработки сигналов такие как обнаружение, цифровая фильтрация, детектирование и преобразование частоты с точки зрения алгоритмической реализации основаны на вычислении взвешенных сумм [1]. Для реализации этих операций в реальном времени разработано большое количество специализированных вычислительных устройств, допускающих, в том числе, и распараллеливание вычислений. Эти устройства характеризуются высоким энергопотреблением и стоимостью, поэтому разработка более эффективных в вычислительном отношении алгоритмов является актуальной задачей. В работе [2] введены операции "пересечение" и "объединение" сигналов. Эти нелинейные операции используют арифметическое сложение, вычитание над отсчетами сигналов и операцию взятия модуля от результатов этих действий. Можно показать, что данные операции эквивалентны к минимаксным операциям с модулями отсчетов сигналов и знаками этих сигналов. В случае, если динамический диапазон сигналов, подвергаемых этим операциям одинаков, то для перечисленных задач операция пересечения может заменять операцию умножения. Кроме того, нелинейный характер операций позволяет при решении задач цифровой фильтрации обеспечить возможность ограничения амплитуды выходного сигнала без расширения спектра. В докладе приводятся структурные схемы устройств обнаружения сигнала, цифрового фильтра, частотного детектора, преобразователя частоты свободные от использования операции умножения и результаты моделирования этих устройств, подтверждающие их работоспособность.

1. Баскаков С.И. Радиотехнические цепи и сигналы. /С.И.Б аскаков. - 3-е издание перераб. и доп.-М.: Высшая школа,2000.-462 с.-с.
2. Рюмшин Р.И. Универсальный многофункциональный структурный элемент систем обработки информации. /Гордиенко В.И., Дубровский С.Е., Рюмшин Р.И., Фенев Д.В. // Изв. Вузов Радиоэлектроника. – 1998.– № 3.– с.12-20.

Имитационное моделирование как инструмент повышения гибкости производственных процессов

Лийн Е.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные производственные системы находятся в процессе цифровой трансформации, направленной на повышение гибкости в условиях перехода к Индустрии 4.0 [1]. В условиях многономенклатурного мелкосерийного производства, где процесс изменения объёма заказов и требований к выходным изделиям является стохастическим, возникает необходимость в повышении уровня адаптивности и управляемости производственных процессов для повышения их эффективности. Помимо внешних воздействий, на общую динамику работоспособности предприятия также оказывают влияние внутренние факторы возмущения, требующие дополнительного анализа и внимания [2]. Для возможности учёта влияния различных возмущений на общую эффективность производства предлагается использовать совокупность методов имитационного моделирования и систем массового обслуживания (СМО).

Имитационное моделирование является методом, позволяющим создавать цифровые модели производственных процессов, на основе которых возможно проведение тестирования различных сценариев работы. Это позволяет анализировать сложные системы без необходимости вмешательства в реальные производственные процессы, что снижает уровень риска при проведении экспериментальных действий в процессе оптимизации производства. СМО, в свою очередь, представляет собой математическую модель, на основе которой возможно введение вероятностных событий в процесс моделирования, за счёт чего упрощается процесс оценки и формализации распределения ресурсов и очередей в производственных системах, что обеспечивает более оптимальное управление потоками и временем обработки заказов в моделируемой системе.

Примером применения является построение модели процесса производства печатных плат, включающего в себя такие этапы, как фрезеровка, травление, монтаж компонентов и пр. Каждый из этих этапов может быть представлен в виде одноканальной или многоканальной СМО, где полуфабрикаты проходят через очередь для обработки. Такой подход позволяет выявить наиболее оптимальный маршрут прохождения полуфабриката по позициям обработки, оптимизировать загрузку оборудования и сократить время ожидания на каждом этапе, что приводит к повышению общей производительности и снижению вероятности простоев.

В рамках исследования разработан метод оценки эффективности производственных процессов, основанный на совокупности подходов имитационного моделирования и СМО. Разработанный метод позволит:

1. Оценивать загруженность оборудования на каждом этапе производственного процесса.
2. Оптимизировать распределение задач и нагрузки для снижения времени ожидания и увеличения производительности.
3. Выявлять узкие места производственного процесса и предлагать варианты для их устранения.
4. Моделировать различные сценарии, связанные с изменением параметров производства, а также прогнозировать их влияние на общую производительность.

Кроме того, модель обеспечивает гибкость и адаптивность производственного процесса, позволяя своевременно реагировать на изменение условий и потребностей рынка, что особенно важно в условиях многономенклатурного мелкосерийного производства.

Литература:

1. Fernando Martel, Evaluation of the degree of automation and digitalization using a diagnostic and analysis tool for a methodological implementation of Industry 4.0 // Computers & Industrial Engineering. — 2023. — Vol. 177. — 109097.
2. Шмидт А.В., Данилов И.А., Классификация стохастических факторов, влияющих на экономическую устойчивость промышленного предприятия // Вестник ЧГУ. — 2011. — № 16, — С. 128–137.

Методика прогнозирования процессов динамики нелинейной системы для оценки рисков безопасности на нефтехимическом производстве

Лоскутов Д.И., Нагибин С.Я., Каленова Н.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время в России осуществляется внедрение новой модели государственного регулирования в области промышленной безопасности с учетом степени риска возникновения аварий и масштаба их возможных последствий, что позволит сократить количество мероприятий по контролю.

Руководящим принципом изменений является риск-ориентированный подход к обеспечению безопасной эксплуатации опасных производственных объектов (ОПО), который предполагает выявление, анализ и прогнозирование опасностей промышленных аварий, оценка риска и возможных масштабов последствий аварий на опасных производственных объектах в реальном масштабе времени для оптимизации необходимых организационно-технических мер предупреждения аварий, недопущения возникновения угроз крупных промышленных аварий и повышения эффективности обеспечения промышленной безопасности на отдельном опасном производственном объекте и (или) в системе поднадзорных объектов в целом.

Промышленные аварии имеют свои характерные особенности, основные из них – сравнительная редкость аварий по сравнению с жизненным циклом производства и значительный разброс масштабов последствий. Опасность промышленных аварий обычно оценивают по возможности появления тяжелых ущербов, или угрозам их причинения.

Попытки впрямую применить известные и хорошо разработанные методы теории надежности к оценке частоты редких уникальных событий, а теории вероятностей к определению случайных величин аварийных ущербов в сложных технико-социальных системах, не принесли удовлетворительных результатов. Так, например, теория надежности оперирует со случайной величиной времени между последовательными отказами. Для «уникальных» аварий эта величина стремится к бесконечности. Кроме того, причинами аварий выступают не только отказы техники, но и плохо формализуемые ошибки человека и слабо предсказуемые внешние воздействия.

Таким образом, технические риски отказа устройств, составляющих технологическую цепочку, и риски отказа технологического процесса в целом представляют угрозу промышленной безопасности опасных производственных объектов и существенно влияют на обобщенную оценку состояния промышленной безопасности опасных производственных объектов.

В настоящей работе для оценки рисков возникновения нештатных ситуаций предлагается использовать зонтичную систему оперативного мониторинга для сбора параметров, с помощью которых можно оценить состояние наиболее критичных систем и элементов контролируемого объекта, собрать статистику и на ее основе рассчитать интегральный показатель риска возникновения аварийных ситуаций.

Особенность реализованного подхода состоит в том, что оценка риска производится на основе аналитической обработки информации о предпосылках аварий и инцидентов, выявляемых на ранних стадиях развития опасных событий. При этом используется достоверная, получаемая в реальном времени информация о текущем состоянии объекта контроля, его компонентов и подсистем.

Предлагаемый подход позволяет внедрить проактивное управление рисками промышленной безопасности, реализовать оперативное принятие превентивных мер по недопущению аварий, предаварийных ситуаций и инцидентов. При оценке рисков промышленной безопасности особо опасных производственных объектов не всегда определяющими факторами являются характеристики надёжности оборудования. На

промышленную безопасность сложного технологического процесса влияют множество факторов как внешнего, так и внутреннего характера.

Автоматизированная калибровка трактов радиолокатора на основе нейросетевого алгоритма контроля температурного режима

Луковский М.А., Матвеев А.М.
МАИ, г. Москва, Россия

В данной работе разработаны алгоритмы и программное обеспечение (ПО) для контроля теплого режима и калибровки трактов радара синтезированной апертуры (РСА) на основе Рекуррентной нейронной сети (РНС).

Данный алгоритм и ПО используются для обнаружения сложных нелинейных зависимостей и предсказывания температуры на основе данных, получаемых с датчиков расположенных в радаре РСА.

Модель состоит из набора данных с датчиков температуры и рекуррентной нейронной сети. Структура нейронной сети представляет простую RNN-сеть с одним скрытым слоем LSTM и двумя скрытыми слоями с полносвязными соединениями. Основным предназначением НС является предсказания временных рядов, состоящих из нескольких признаков.

В качестве набора выходных данных РНС для предсказания температуры используются предыдущие значения температуры за определённый период времени. Эти данные собираются в виде временных рядов для последующей обработки и обучения модели РНС.

В результате обучения РНС для прогноза температуры модель обретает способность прогнозировать будущие значения температуры на основе исторических данных с учетом временных зависимостей, оценивать качество предсказаний с помощью метрик, выявлять закономерности в температурных данных для контроля и предотвращения сбоев, а также точно настраивать параметры и архитектуру модели для улучшения предсказаний и активации функции калибровки трактов радара РСА.

Обучение НС проведено на основе выборки полученных данных с датчиков температуры, расположенных радаре, что позволило выявить закономерности и тренды в изменениях температуры, обеспечило более точные предсказания и улучшило способность справляться с шумами. Модель адаптируется к изменениям температурных режимов и может сигнализировать о неисправностях в результате аномальных значений температуры, что повышает надежность работы радара РСА.

Основная цель ПО — прогнозировать температуру, предотвращать перегрев и сбои, обеспечивать надежную работу изделия. Это позволяет адаптировать режимы работы для повышения эффективности системы. Полученные данные автоматизируют управление и принятие решений в реальном времени. Выявление критических температур помогает своевременно проводить техническое обслуживание, снижая риск неполадок.

Построенная РНС демонстрирует высокую точность в предсказании температуры в радаре. Это позволяет эффективно управлять тепловым режимом и предотвращать перегрев, что критически важно для обеспечения надежности и долговечности системы.

Обучение модели на реальных данных, собранных датчиков, улучшило ее способность адаптироваться к изменениям и повысило общую точность предсказаний. Результаты работы алгоритма могут быть использованы для разработки более интеллектуальных систем контроля и калибровки, что приведет к дальнейшему повышению производительности и снижению затрат на обслуживание.

Целью создания модели РНС в данной области способствует улучшению производительности и надежности. Рекуррентные сети учитывают временные зависимости и предыдущие состояния, позволяя точнее предсказывать будущие значения температуры. Это важно для всей системы радара из-за риска сбоев и возникновения дрейфов параметров при высокой температуре. Обученная на исторических данных модель точно предсказывает температуру, помогая принимать решение для охлаждения и функции включения режима калибровки трактов радиолокатора РСА.

Проблемы развития транспортных систем и критерии качества их функционирования

Максимов А.И., Охотников Д.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Сегодняшние тенденции градостроения всё больше заставляют обратить внимание на проблемы урбанистики, среди которых, логистика выступает на одной из лидирующих позиций. В связи с усугублением проблемы автомобилизации и недостаточным учётом общесоциальных интересов при планировании и проектировании транспортных систем, проблема развития городского общественного транспорта актуальна. Сделав большие расстояния легко преодолимыми для большой части населения, автомобильный транспорт спровоцировал процесс массовой застройки периферийных районов.

Явления чрезмерного расширения мегаполисов и удорожания личного транспорта лишь подчёркивают необходимость развития высококачественного общественного транспорта в городах.

В данной работе рассмотрено функционирование современного общественного транспорта в мегаполисах, исследованы и выделены критерии, влияющие на качество транспортных систем.

Рассмотрены доступные методы решения актуальных проблем. Определены текущие нерешенные вызовы в направлении улучшения систем общественного транспорта.

1. Евсеева А. И. Новая городская мобильность: тенденции развития транспортных систем //Государственное управление. Электронный вестник. – 2016. – №. 59. – С. 238-266

2. Ceder A. Public transit planning and operation: Modeling, practice and behavior. – CRC press, 2016

3. Kittelson & Associates et al. Transit capacity and quality of service manual. – Transportation Research Board, 2003. – Т. 42

4. Царик А. П. и др. Анализ программных решений задачи составления расписания движения транспорта общего пользования в условиях города //Организация и безопасность дорожного движения. – 2017. – С. 471-475.

5. Горохова Е. С., Кочегурова Е. А. Оптимизация расписания городского пассажирского транспорта //Информационные технологии в науке, управлении, социальной сфере и медицине: сборник научных трудов III Международной научной конференции, 23-26 мая 2016 г., Томск. Ч. 2.—Томск, 2016. – Изд-во ТПУ, 2016. – С. 574-576.

6. Курганов В. М., Грязнов М. В., Сысоева С. В. Критерий оценки удобства расписания движения городского транспорта для пассажиров //Автомобильные перевозки и транспортная логистика: теория и практика. – 2020. – С. 66-73

7. Горбачев А. М. Математическая модель апериодических маршрутных расписаний городского электрического транспорта //Автоматика на транспорте. – 2020. – Т. 6. – №. 4. – С. 499-517

8. Клеванский Н. Н., Антипов М. А. Формирование транспортных расписаний //Образовательные ресурсы и технологии. – 2016. – №. 4 (16). – С. 71-91.

9. Градова Г. С. Оптимизация расписания движения городского общественного транспорта г. Рязани //Современные технологии в науке и образовании–СТНО-2017. – 2017. – №. 8. – С. 112-115.

10. Karger D. R., Stein C., Wein J. Scheduling algorithms //Algorithms and theory of computation handbook. – 1999. – Т. 1. – С. 20-20.

11. Brucker P. Scheduling algorithms //Journal-Operational Research Society. – 1999. – Т. 50. – С. 774-774.

Определение траектории наискорейшего перемещения летательного аппарата между двумя точками в атмосфере переменной плотности под действием гравитации с учетом ветра в плоскости перемещения

Малашкин А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В докладе приводятся результаты исследования влияния ветра на форму траектории и на время перемещения летательного аппарата (ЛА) между начальной и конечной точками с

учетом силы аэродинамического сопротивления, зависимости плотности атмосферы от высоты и ветра в плоскости перемещения. Также вычисляются скорость ЛА относительно земли и сумма кинетической и потенциальной энергии аппарата. Летательный аппарат может иметь произвольно заданную начальную скорость. Для минимизации времени движения из начальной точки в конечную использовался метод последовательных коллокаций. Если не учитывать изменение плотности атмосферы по высоте, а также влияние ветра, то результаты подобны результатам, полученным в [1]. Если исключить влияние ветра, то результаты совпадают с результатами в [2].

Влияние ветра приводит к существенным изменениям формы траекторий на разных высотах. Также изменяются время движения и графики скорости аппарата. Используемый метод позволяет учитывать разнообразные ограничения на характеристики аппарата и его траектории.

Рассмотрены зависимости формы траектории, графика скорости, графика полной энергии, а также времени достижения конечной точки от массы ЛА, аэродинамического сопротивления, различных направлений и силы ветра, высот начальной и конечной точки и расстояния между ними.

Программа была реализована в среде Qt6. Использовался язык C++21.

Литература:

1. A. Craifaleanu, R.A. Petre Influence of drag force upon the shortest time trajectory of an aircraft // 3rd International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, NMAS 2015, 06-07 May 2015, Bucharest, Romania, 21.10.03. [Электронный ресурс] URL: https://bulletin.incas.ro/files/craifaleanu___petre__vol_7_iss_2.pdf (дата обращения: 30.06.2021).

2. Малашкин А.В. Определение траектории наискорейшего перемещения летательного аппарата между двумя точками в атмосфере переменной плотности под действием гравитации / А. В. Малашкин // Математическое моделирование: Тезисы II Международной конференции, Москва, 21–22 июля 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 104-105.

Алгоритм разделения по типам элементов радиолокационного изображения в РЛС с высоким пространственным разрешением

Марин Д.В., Ананенков А.Е.

МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время проблема обеспечения безопасности воздушного транспорта в пределах территории аэродрома очень актуальна. Потенциально опасными являются не только люди, транспорт, птицы, но и малоразмерные беспилотные летательные аппараты (БЛА), которые обладают возможностью перемещаться на малых высотах при широком диапазоне скоростей: от долей до 70-80 метров в секунду, в том числе с возможностью зависания и обладают малыми ЭПР.

Существующие импульсно-доплеровские РЛС не позволяют обнаруживать малоразмерные низкоскоростные БЛА на фоне отражений от подстилающей поверхности (ПП).

Решить данную проблему, можно не прибегая к использованию дополнительных датчиков: оптических, акустических и прочих сенсоров, а используя подход, в рамках которого расширяются функциональные возможности РЛС обзора лётного поля в части обнаружения низкоскоростных и малоразмерных объектов на фоне отражений от ПП и местных предметов

Добиться улучшения способности РЛС выделять малоразмерные и низкоскоростные объекты можно, с одной стороны, увеличивая эффективность процедур селекции, движущихся целей (СДЦ) и пороговой обработки. С другой стороны, можно напрямую сокращать мощность помехового сигнала от ПП, зависящей от удельной ЭПР и площади элемента разрешения, на входе устройства, используя сверхкороткоимпульсный зондирующий сигнал (СКИ ЗС), за счет малого импульсного объема элемента разрешения и отсутствия боковых лепестков функции селекции по дальности. В виду этого, применение СКИ ЗС позволяет обнаруживать объекты с ЭПР порядка сотых долей квадратного метра рядом с крупными объектами [1].

Установлено [2], что не для всех элементов РЛИ при высоком пространственном разрешении, где присутствует пассивная помеха, закон распределения мощности отражённого

сигнала имеет один и тот же характер, например, для естественных покровов (лес, кусты, трава) и для зданий они будут различны. По результатам проведённого статистического анализа эхо-сигналов в РЛС с высоким пространственным разрешением можно выделить три типа пространственных элементов зоны обзора, отличающихся характером распределения модуля огибающей амплитуды отраженного сигнала: 1) зона свободная от пассивной помехи и зона радиотени 2) стационарные объекты искусственного происхождения 3) флуктуирующие естественные подстилающие покровы.

Такая классификация элементов разрешения используется в дальнейшей следующим образом: 1) в областях 1-го типа используется накопление сигнала в скоростных каналах с дальнейшей пороговой обработкой, где в каждом скоростном канале устанавливается единый порог в соответствии с требуемым уровнем ложной тревоги 2) в областях 2-го типа также делается накопление в скоростных каналах с дальнейшей адаптивной пороговой обработкой 3) в областях 3-го типа сначала используется чересперiодная компенсация с дальнейшим накоплением в скоростных каналах.

В результате обработки экспериментальных данных была оценена эффективность процедур СДЦ для отраженных сигналов от поверхностей разных типов. Предложен вариант многоканальной обработки, где для каждого типа используется свой алгоритм СДЦ и своя пороговая обработка. Такой подход позволяет не только снизить вероятность ложной тревоги, но и для областей 1-го типа исключить слепые скорости.

Литература:

1. А.Е. Ананенков, В.М. Нуждин, В.В. Расторгуев, В.Н. Скосырев. Высокоинформативные РЛС малой дальности. Изд. МАИ. 2018г.

2. Radar Handbook, Third Edition. Merrill I. Skolnik, Editor in Chief, McGraw-Hill Companies, 2008.

Модель системы поддержки принятия решений при расследовании авиационных происшествий

Маркарян А.О.

МАИ, г. Москва, Россия

В современном мире авиаперевозки пользуются большим спросом, обеспечивая пассажирам высокую скорость и комфорт. В 2023 году в мире было зафиксировано максимальное количество авиарейсов – более 77 миллионов, и с каждым годом это число увеличивается в среднем на 10% [1]. Несмотря на то, что авиационный транспорт считается самым надежным, авиационные происшествия вызывают резонанс. С 1990 года в мире произошло около 7000 авиапроисшествий, унесших жизни более 40 тысяч человек [2]. Наиболее распространенными причинами авиакатастроф являются ошибки, допущенные вследствие человеческого фактора; неисправность техники; воздействие внешней среды, в том числе резкое изменение погодных условий; диверсии и террористические акты; прочие факторы, включая неустановленные. В каждом случае для выявления причин необходимо тщательное расследование с использованием современных информационных технологий.

Анализ публикаций и нормативных документов позволил сделать вывод о наличии информационного обеспечения для управления безопасностью полетов: в США функционирует система ASIAS, в Европе – Data4Safety, в азиатском регионе – AP-SHERE, в Российской Федерации – информационная система безопасности полетов, включающая системы АСОБП, СИМБАД и АМРИПП [3]. Все эти системы предназначены для сбора, анализа и обмена информацией по безопасности авиационной деятельности. В случае авиапроисшествия возможно использование указанных систем для информационной поддержки процесса расследования, но не для принятия решений. Таким образом, на сегодняшний день актуален вопрос совершенствования существующих систем управления безопасностью полетов путем интеграции подсистем, обеспечивающих поддержку принятия решений при расследовании авиационных происшествий.

Целью настоящего исследования является моделирование системы, позволяющей осуществлять анализ совокупности данных, собранных в процессе расследования, и предлагать решения по установлению причин авиационных происшествий. Для достижения

цели проведена формализация процесса расследования, предложена структура системы поддержки принятия решений и разработана её математическая модель [4]. Функционал системы подразумевает декомпозицию исходных данных на простые высказывания, идентификацию авиационного происшествия, установление соответствия прецедентам, формирование следственных версий и оценку вероятности их правильности, выдачу решения о причинах происшествия и виновных лицах. Предусмотрена возможность интеграции предложенной системы в состав информационной системы безопасности полетов.

Литература:

1. Статистика онлайн-сервиса Flightradar24. URL: https://www.flightradar24.com/data/statistics
2. Статистика бюро авиационных происшествий. URL: https://www.baaa-acro.com/statistics
3. Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского». URL: https://nrczh.ru/articles/sistema-upravleniya-bezopasnostyu-polyetov-kak-osnova-razvitiya-aviatransportnoy-sistemy/
4. Маркарян А.О. Формализация процесса расследования преступлений в социальной, природной и техногенной сферах / А.О. Маркарян, И.О. Темкин // Правовая информатика. – 2024. – № 2. – С. 89-99.

Требования к датчикам и навигационным алгоритмам для посадки квадрокоптера в условиях хорошей и недостаточной видимости с применением технического зрения

Мелюков С.А., Фомичев А.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Автоматизация летательных аппаратов является важной областью исследований, интерес к которой растет. В частности, для поддержки быстрого развития системы воздушной мобильности необходимо обеспечить безопасную навигацию для самолетов вертикального взлета и посадки и мультироторных летательных аппаратов особенно на этапах захода на посадку и приземления. Различные типы датчиков, такие как телевизионные и инфракрасные камеры, лидары, ультразвуковые датчики, могут быть интегрированы в информационно-измерительную и управляющую системы БПЛА, с целью получения требуемых данных для успешной посадки как в условиях достаточной, так и в условиях недостаточной видимости.

Визуальные датчики обладают высоким потенциалом [1] и позволяют существенно уменьшить стоимость конечного продукта, но в то же время возникают проблемы, связанные с надежностью системы посадки в условиях плохой видимости, и в быстроизменяющейся обстановке.

В целях повышения надежности и решения проблемы посадки мультироторного аппарата типа квадрокоптер необходимо установить требования к датчикам, применяемым для обнаружения посадочных платформ и препятствий.

Как правило, в литературе [2] приводится описание систем посадки, но отсутствуют требования, которым эти системы должны удовлетворять. Существующие подходы [3] позволили решить проблему точной посадки путем определения конкретного посадочного маркера с помощью бортовой системы технического зрения БПЛА [4], но подавляющее большинство этих работ [5] проводится либо в дневное время, либо в хорошо освещенных лабораторных условиях.

В работе исследуется проблема посадки мультироторного аппарата типа квадрокоптер в условиях достаточной и недостаточной видимости в тёмное и светлое время суток. Для объединения данных инерциальных измерений, и визуальных оценок применяется расширенный фильтр Калмана, включающий различные режимы работы и специальные проверки целостности. В исследовании представлена и описана архитектура навигационной системы на основе трехосного датчика угловой скорости, трехосного датчика линейной скорости, телевизионной камеры и приёмника глобальной спутниковой навигационной системы. Оценка эффективности предложенной архитектуры проводилась с применением моделирования, включающего переменные погодных условий и освещенности. На основе моделирования предложены и сформулированы требования к датчикам, необходимым для посадки квадрокоптера, к навигационным алгоритмам и посадочной площадке.

Литература:
1. Patruno C. et al. A vision-based approach for unmanned aerial vehicle landing //Journal of Intelligent & Robotic Systems. – 2019. – Т. 95. – №. 2. – С. 645-664.
2. Lin S., Jin L., Chen Z. Real-time monocular vision system for UAV autonomous landing in outdoor low-illumination environments //Sensors. – 2021. – Т. 21. – №. 18. – С. 6226.
3. Мелюков С. А., Фомичев А. В. Разработка системы управления автономной посадкой малоразмерного беспилотного летательного аппарата на подвижную платформу //Москва. – 2023. – Т. 20. – С. 156.
4. Красовский А. Н. Алгоритм автоматического программного управления полётом дрона-квадрокоптера до цели и обратно //Актуальные исследования. – 2020. – Т. 2. – №. 5. – С. 1-19.
5. Serra P. et al. Landing of a quadrotor on a moving target using dynamic image-based visual servo control //IEEE Transactions on Robotics. – 2016. – Т. 32. – №. 6. – С. 1524-1535.

Исследование методов повышения точности определения пористости при недостаточной разрешающей способности томографии

Минасян В.Б.
МАИ, г. Москва, Россия

С ростом сложности электроники, увеличением плотности компонентов и усложнением производственных технологий, становится всё более актуальной задача обеспечения надёжности изготовления печатных плат. В этом контексте рентгеновский контроль приобретает особую значимость. Одна из ключевых проблем — это выявление дефектов, видимых лишь под определёнными углами или в зонах печатных узлов, скрытых за радиаторами и другими элементами платы.

Среди различных методов рентгеновского контроля особо стоит отметить компьютерную томографию, позволяющую получить трёхмерное воксельное изображение, содержащее информацию о внутренней структуре объекта за счет различий в поглощении рентгеновских лучей у разных материалов. Данный метод широко используется в различных областях дефектоскопии.

Одним из распространённых применений является наличие пустот в паяных соединениях. При этом существуют пороговые значения процента пустот, при превышении которых они считаются дефектами. Для точного определения процента пустот предлагается применять метод оценки объемной пористости. Однако он имеет погрешности, связанные с соотношением размеров пустот и разрешением томограммы, а также с наличием шумов на рентгеновских изображениях, что делает обработку изображений с размерами пор меньше размера воксела невозможной.

В качестве одного из решений для оценки пористости материлов с размерами пор сопоставимыми с размером вокселя предлагается метод, основанный на сопоставлении гистограмм значений на участке томограммы с гистограммами различных эталонных образцов.

Данный метод позволит точнее планировать рентгеновские исследования в области материаловедения, а также применим при обработке данных компьютерной томографии печатных плат и узлов, ввиду частой необходимости в большом поле обзора и вытекающей из этого низкой разрешающей способности.

Метод также может быть использован для определения концентрации включений в композитных материалах.

Литература:
1. Минасян В.Б., Кадочников А.А., Малых Е.А. «Проблемы автоматизации обработки данных компьютерной томографии и способы их решения для задачи контроля печатных узлов» // 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика»; ноябрь 2021г., Москва. Тезисы.
2. Минасян В.Б., Кадочников А.А. «Разработка шкалы радиопрозрачности для обработки данных компьютерной томографии в рамках рентгеновского контроля печатных плат» // 21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика»; ноябрь 2022г., Москва. Тезисы.

3. Минасян В.Б. «Исследование погрешности определения пустот в паяных соединениях» // 22-я Международная конференция «Авиация и космонавтика»; ноябрь 2023г., Москва. Тезисы.

Модифицированный алгоритм местоопределения потребителя по сигналам ГЛОНАСС/BeiDou для услуги высокой точности системы ГЛОНАСС

Миронченко М.Г., Брагинец В.Ф., Мещеряков В.М.
Филиал «ПНБО» АО «НПК» СПП», г. Москва, Россия

В последние годы в глобальных навигационных спутниковых системах (ГНСС) активно совершенствуется метод высокоточного местоопределения потребителя в абсолютном режиме (Precise Point Positioning, PPP). PPP технологии находят применение во множестве промышленных приложений, таких как строительство и топографическая съемка, добыча и разведка полезных ископаемых, мониторинг деформаций сооружений и др. В настоящее время в Российской Федерации услуга высокой точности системы ГЛОНАСС реализуется с использованием ассистирующей информации системы высокоточного определения эфемеридно-временной информации (СВО ЭВИ) в реальном времени для гражданских потребителей (www.glonass-svoevi.ru).

К настоящему моменту известен ряд исследований, анализирующих совместную обработку сигналов нескольких ГНСС в задаче абсолютного высокоточного местоопределения по технологии PPP. В работе [1] исследовалась точность решения потребительской задачи при совместном использовании сигналов GPS, ГЛОНАСС, Galileo и BeiDou. По причине малого количества НКА BeiDou в составе орбитальной группировки на момент публикации отдельно решения по измерениям только систем ГЛОНАСС и BeiDou не рассматривались. В работе [2] рассматривалось совместное использование сигналов ГЛОНАСС и BeiDou, однако обработка данных производится коммерческим приемником, без указания режимов позиционирования и моделей навигационных измерений, что затрудняет детальный анализ особенностей мультисистемной обработки.

Для исследования точностных характеристик решения потребительской задачи только по сигналам ГЛОНАСС и BeiDou была разработана математическая модель совместной обработки измерений ГЛОНАСС и BeiDou и проведены вычислительные эксперименты с использованием полной группировки НКА BeiDou и ГЛОНАСС, учитывая все систематические смещения. Также был реализован модифицированный адаптивный фильтр Калмана по измерениям ГЛОНАСС и BeiDou. Модификация процедуры фильтрации позволяет повысить точность определения координат неподвижного измерительного средства, а также стабильность решения в установившемся режиме. Предложенные расширенная модель измерений для мультисистемной обработки и модернизированный алгоритм вычисления элементов матриц фильтра позволяют уменьшить ошибки местоопределения до 1-2 см в апостериорном режиме.

Эксперименты по определению координат 4 измерительных пунктов с использованием разработанного алгоритма подтвердили заявленные характеристики. Результаты представлены в виде оценок статистических характеристик и графиков эволюции ошибок определения местоположения. Практическая польза проведенной работы заключается в демонстрации возможности реализации услуги высокой точности для потребителя без привлечения измерительной и ассистирующей информации от систем GPS и Galileo. Дальнейшее развитие данной работы заключается в разработке алгоритма целочисленного разрешения неоднозначностей фазовых измерений (PPP-AR) для сокращения времени сходимости и повышения точности.

Литература:

1. Tegedor J., Ovstedal O., and Vigen E., 2014, “Precise orbit determination and point positioning using GPS, Glonass, Galileo and BeiDou”, J. Geod. Sci. 2014; 4:65–73

2. Курочкин Л.М., Курочкин М.А., Попов С.Г., Попов М.В. Результаты экспериментальных исследований точности позиционирования при использовании различных систем спутниковой навигации // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Информатика. Телекоммуникации. Управление. 2017. Т. 10. № 4. С. 79–88.

Анализ применения методов оптимального управления и способов энергоинформационного обмена с использованием токопроводящих частей конструкции радиоотражающей поверхности крупногабаритного рефлектора космической антенны

Митин Ф.В., Ширшов А.Д., Кривушов А.И., Юев А.А., Коноплев Ю.В.
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, Россия

Для решения актуальных задач исследования глубокого космоса, а также обеспечения систем спутниковой связи, навигации и геодезии возникла потребность в создании космических антенн большого диаметра. Одним из способов реализации космических антенн большого диаметра является применение крупногабаритных космических конструкций для создания рефлектора космической антенны необходимого размера. Современные космические антенны данного типа обеспечивают высокое качество и стабильность связи за счет большой апертуры в развернутом состоянии, при этом обладают компактными транспортировочными размерами (конструкция в сложенном виде) относительно габаритов рефлектора в развернутом состоянии при эксплуатации космической антенны.

В процессе развертывания и эксплуатации крупногабаритных рефлекторов космического базирования возникает задача настройки и поддержания заданной формы радиоотражающего полотна космической антенны для обеспечения требуемых значений эксплуатационных характеристик антенны в условиях наличия возмущающих воздействий, таких как перепад температуры, космическая радиация, солнечный ветер и другие, а также шумах измерений.

В данной работе авторами рассмотрены как классические методы (алгоритмы) управления (ПИД-регулятор, регулятор с использованием метода Ньютона, регулятор с использованием метода Крылова-Черноусько), так и регуляторы с использованием разработанных алгоритмов коррекции параметров структуры управления и алгоритма иерархии целевых критериев. Проведен сравнительный анализ регуляторов, рассмотрена возможность вычисления управления в реальном времени. Авторами рассмотрены методы беспроводного энергоинформационного обмена в системах управления формой крупногабаритных конструкций, выбран метод передачи энергии и информации по элементам конструкции рефлектора, а именно по фронтальной вольфрамовой сети. Приведено обоснование применяемого протокола обмена данными и результаты тестирования.

Результаты данных исследований планируется применить для отработки рассмотренных алгоритмов управления на маломасштабном макете, имитирующем полную ферму крупногабаритного рефлектора. Планируется проведение испытаний протоколов, позволяющих не только ускорить передачу данных, но и сделать ее более стабильной.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-79-10112, https://rscf.ru/project/22-79-10112/.

Анализ фазовой структуры ЛЧМ сигнала на выходе приемного тракта радиолокатора

Митькин М.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Сигналы с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) широко используются в современных радиолокаторах с высоким разрешением как по дальности, так и по азимуту (в последнем случае – в радиолокаторах с синтезированием апертуры (РСА)). Однако когерентная обработка ЛЧМ сигналов возможна только при точном определении их фазовой структуры, которая усложняется при движении лоцируемой цели или носителя радиолокационной станции (РЛС). Целью данной работы является анализ фазовой структуры ЛЧМ сигнала, отраженного от движущейся точечной цели, и определение его вида после квадратурной демодуляции и согласованной фильтрации.

Исследование основано на применении принципа трансформации масштаба времени, что позволяет точно выделить фазовые компоненты, вызванные доплеровским сдвигом частоты. В результате проведен анализ вклада различных фазовых составляющих в общую структуру сигнала, что позволило упростить его вид для последующих преобразований.

Особое внимание уделено многокомпонентности фазовой структуры ЛЧМ сигнала, которая зависит от параметров зондирующего сигнала и динамических характеристик цели. В

существующих исследованиях часто не учитываются отдельные составляющие фазового сдвига, а природа их возникновения зачастую ограничивается лишь словесным описанием. Кроме того, изменения фазовых компонент в цепочке последовательных преобразований ЛЧМ сигнала в радиолокационном приемнике носят обычно фрагментарный характер, а окончательный вид сигнала после его обработки записывается, как правило, без учета задержки во времени и фазовых сдвигов, обусловленных девиацией частоты и доплеровским сдвигом частоты. В работе рассматриваются этапы обработки ЛЧМ сигнала, начиная с описания на входе радиолокационного приемника и заканчивая выделением комплексной огибающей и согласованной фильтрацией.

На каждом этапе процесса учитываются такие факторы, как задержка во времени, доплеровский сдвиг частоты, квадратичная фаза модулирующей функции и фазовые сдвиги, вызванные предыдущими преобразованиями. Это важно для достижения высокого или сверхвысокого разрешения по дальности, где недостаточно учитывать только доплеровский эффект. Полученное выражение выходного сигнала включает определение функций его амплитуды и фазы с учетом всех перечисленных исходных данных.

Анализ влияния частотных искажений сверхширокополосного сигнала на характеристики радара

Монахов М.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Сверхширокополосные сигналы, используемые в радарах малой дальности – радары подповерхностного зондирования, наблюдения помещений через стены и др. занимают весьма широкую полосу частот, порядка 1…3 ГГц при средней частоте зондирующего сигнала в районе 1,5…2 ГГц [1, 2]. Работа радаров, работающих на этих частотах, осложняется наличием в этом диапазоне частот излучений сотовых систем радиосвязи, Wi-Fi и др., рассматриваемых в качестве помех. Одним из способов борьбы с такими относительно узкополосными помехами является «вырезание» из спектра полезного сигнала помеховых частот.

При этом важно проанализировать результирующую обработку СШП-сигналов [3] с точки зрения ухудшения основных характеристик радаров – разрешающая способность по дальности и точность измерения координат целей. Исследования, проведенные в данной работе, направлены на определение функции отклика точечной цели после восстановления спектра полезного сигнала, и, в частности, на определение ухудшения основных свойств функции отклика – уменьшение уровня и расширение главного лепестка, а также увеличение уровня боковых лепестков сигнала после сжатия. В работе получены оценки характеристик СШП-сигнала, в качестве которого использован сигнал со ступенчатой частотной модуляцией (СЧМ) при ширине полосы 3 ГГц. Исследования, проведенные на основе компьютерного моделирования СЧМ-сигнала и алгоритма его обработки, показали, что удаление до 5 % частотных интервалов из полосы сигнала практически не влияет на основные характеристики радара.

Литература:

1. Подповерхностная радиолокация / М. И. Финкельштейн, В. И. Карпухин, В. А. Кутев, В. Н. Метелкин; под ред. М. И. Финкельштейна. – М.: Радио и связь, 1994. – 216 с.: ил.

2. Избранные задачи теории сверхширокополосных радиолокационных систем / В.В. Чапурский. – 3-е изд., испр. – Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2017. – 279 [1] с.: ил.

3. Моделирование и обработка радиолокационных сигналов в Matlab. Учеб. пособие / Под ред. К.Ю. Гаврилова. – М.: Радиотехника, 2020. – 264 с.

Навигация беспилотного летательного аппарата по видеопотоку

Монгуш Д.С., Лопаткин Д.В., Гришаев Д.П.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж, Россия

В настоящее время беспилотные летательные аппараты (БПЛА) применяются для решения широкого круга задач гражданского и специального назначения. В связи с этим актуальным в

совершенствовании бортового оборудования БПЛА являются повышение точности навигационных систем.

Основные причины трудностей на пути создания новых решений является неукоснительное следование радиотехническими путями, хорошо себя зарекомендовавшими в прошлом. Однако в условиях широкого применения высокотехнологичным противником средств радиоэлектронного противодействия эти разработки часто малоэффективны, а их точностные характеристики не всегда достаточны для успешного применения. Поэтому в работе сделан принципиальный выбор в пользу оптико-электронных решений, которые наряду с устойчивостью к радиоэлектронному противодействию обладают как большей скрытностью применения, более высокой точностью при решении измерительно-навигационных задач, многофункциональностью, малыми габаритами и стоимостью. Особенный интерес вызывают системы технического зрения, которые кроме разведывательных задач, уже освоенных беспилотной авиацией способны на достаточно широкий перечень решений в области локальной и глобальной навигации, при этом их многофункциональность не требует значительного увеличения веса и габаритов оборудования.

Целью исследования является обеспечение требуемой точности навигационной системы БПЛА в режиме сверхмаловысотного полета.

Для достижения поставленной цели необходимо разработать навигационную систему по видеопотоку, которая включает в себя монокулярную систему технического зрения и трехкомпонентного гироскопического блока, установленных на БПЛА.

В работе приведен анализ современных систем навигации беспилотных летательных аппаратов. Предложено алгоритмическое обеспечение начальной выставки бесплатформенной инерциальной навигационной системы, который заключается в том, что координаты линейного и углового положения летательного аппарата относительно взлетно-посадочной полосы (площадки) вычисляются на основе изображений с бортовой камеры трёх лазерных наземных маяков. Разработаны структура и алгоритмическое обеспечение оптико-электронной измерительной системы на базе одной цифровой фотокамеры и трехосевого блока гироскопов, обеспечивающая счисление координат беспилотного летательного аппарата относительно земной поверхности. Предложена методика устранения дисторсии систем технического зрения, применяемые в качестве прецизионного измерительного устройства в задачах навигации и управления. Данная методика обеспечивает программную компенсацию искажения объективов с учетом влиянии температуры.

Литература:

1. Вавилова Н.Б. Краткий курс теории инерциальной навигации: учебное пособие/ Н.Б. Вавилова, А.А. Голован, Н.А. Парусников. — М.: ИПУ РАН, 2022.

2. Серегин В.В. Прикладная теория и принципы построения гироскопических систем. Учебное пособие. — СПб: СПбГУ ИТМО. 2007. 78с.

3. Гришин В.А. Системы технического зрения в решении задач управления беспилотными летательными аппаратами // Датчики и системы. 2009. № 2.

4. Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю., Бондаренко А.В., Ососков М.В., Моржин А.В. Обработка и анализ изображений в задачах машинного зрения: курс лекций и практических занятий. – М.: Физматкнига, 2010. – 672с.

5. Ландсберг Г.С. Оптика. Учеб. пособие: для вузов. ¬– 6-е изд., стереот. – М.: Физматлит, 2003. – 848 с.

Алгоритм прогнозирования отказов сверхбольших интегральных схем по данным их параметрического и функционального контроля

Назаров А.В., Борисов А.Ю., Смирнов К.К.

МАИ, г. Москва, Россия

Одним из наиболее важных процессов производства сверхбольших интегральных схем (СБИС) является контроль качества изделия, который проводится практически после каждой операции их производства. Анализ межоперационных связей между тестируемыми электрофизическими и функциональными параметрами СБИС позволяет получить данные для эффективного прогнозирования брака в последующих партиях, что позволит избежать

денежных и временных издержек. Задачей текущей работы является разработка алгоритмов анализа данных межоперационного контроля с целью обнаружения брака на ранних стадиях производства СБИС.

Для достижения поставленной задачи первоначально проводится анализ электрофизических параметров тестовых структур [1], затем – функциональный контроль всего кристалла. Проведение анализа является трудоёмким процессом, так как зачастую не все параметры можно в явном виде сопоставить и спрогнозировать наличие брака в партии [2]. Для повышения качества прогнозирования отказов предлагается использовать следующий алгоритм:

1) выбор электрофизических параметров;
2) разбиение пластины на области по группам электрофизических параметров;
3) определение среднего значения электрофизических параметров;
4) анализ областей по отклонениям параметров от среднего значения в области;
5) определение процента брака по выбранному функциональному параметру в области как отношение числа бракованных кристаллов в отдельной области к общему числу кристаллов в этой области;
6) построение графиков зависимости процента брака от значений электрофизических параметров;
7) анализ влияния значений электрофизических параметров на количество брака, полученного на операции функционального контроля;
8) сопоставление значений функциональных параметров структурам параметрического монитора и построение графиков зависимостей.

В ходе данной работы:

1) выявлены структуры на параметрическом мониторе, оказывающие влияние на количество брака при функциональном контроле – напряжение пробоя подзатворного окисла и среднее сопротивление контакта между слоями металлизации;
2) графически представлены зависимости процента брака и значений функционального контроля от значений параметрического монитора.
3) скорректированы допуски на электрофизические параметры;

Литература:

1. Smirnov, K.K., Borovov, A.S., Nazarov, A.V., Mokhov, Yu.V. Methods for Measuring the Electrophysical Parameters of Semiconductor Wafers of VLSI// 2022 Systems of Signals Generating and Processing in the Field of on Board Communications, IEEE, 2022.

2. Смирнов К.К. Автоматизация операций прослеживаемости качества интегральных структур при производстве сверхбольших интегральных схем. – М.: Труды МАИ, 2017, выпуск 95. 26 с.

Оценка потерь РЛС в аналоговом тракте

Нелин И.В., Ляпина В.С., Герасимов А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Помимо потерь мощности радиолокационного сигнала при распространении в свободном пространстве, существуют не учитываемые потери мощности радиолокационного сигнала, связанные как с трактом передачи, так и с процессом распространения сигнала. В тракте такие потери могут возникать по следующим причинам: затухание электромагнитных волн в волноводе, связанное с погодными условиями, отражения на фланцах волновода, затухание электромагнитных волн из-за вращающихся сочленений. В процессе распространения сигнала потери могут быть вызваны атмосферными неоднородностями, такими как дождь, снег или туман, которые способствуют затуханию волн. Эти факторы оказывают влияние на мощность сигнала, что затрудняет их моделирование и прогнозирование. Для учета потерь мощности предлагается численно оценить общее влияние всех этих факторов на затухание сигналов.

В ходе оценки затухания сигналов сравниваются сигналы натурного эксперимента и сигналы, полученные путем моделирования. В данном контексте сигнал представляет собой отражённый зондирующий импульс, рефлектированный от цели с известной эффективной площадью рассеяния (ЭПР). Используемая модель учитывает параметры локатора (параметры

антенны, приёмника, передатчика), целевую обстановку и параметры целей (ЭПР, координаты), характеристики шума и общие потери мощности сигнала в свободном пространстве. Таким образом, сигналы без потерь, используемые для сравнения с экспериментально полученными сигналами, моделируются с учётом условий зондирования в момент проведения эксперимента при наблюдении цели с одинаковой ЭПР. Под потерями понимаем отношение сигналов, полученных экспериментально, относительно сигналов без потерь, полученных путём моделирования.

Работа посвящена описанию алгоритма оценки потерь РЛС в аналоговом тракте путём сравнения натурных и модельных экспериментах при эквивалентных условиях. Представлено описание эксперимента и полученная трасса цели на радиолокационном изображении, а также параметры и результаты моделирования.

Повышение эффективности научной деятельности путём интеграции технологий нейронных сетей в системы управления тезисами

Новиков А.Ю., Кейно П.П., Богатова А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные научные мероприятия, такие как конференции, симпозиумы и семинары, требуют эффективной организации сбора, оценки и управления тезисами. Традиционные методы обработки заявок и рецензий часто характеризуются низкой скоростью и значительными трудозатратами. В этом контексте системы управления тезисами (Abstract Management Systems, AMS) представляют собой важный инструмент автоматизации.

Одним из перспективных направлений развития AMS является внедрение нейронных сетей (НС) для повышения точности анализа текстов, автоматизации рецензирования и оптимизации организационных процессов. Использование НС позволяет обрабатывать большие объемы данных, анализировать тексты на естественном языке и выделять ключевые элементы для упрощения оценки научного качества тезисов.

Методика применения.

Интеграция нейронных сетей в AMS происходит на нескольких уровнях:

Анализ текстов: НС используются для предварительной классификации и тематического анализа тезисов. Например, рекуррентные сети или трансформеры (BERT, GPT) могут выделять ключевые слова и определять соответствие тезиса тематике конференции.

Автоматическое рецензирование: на основе обученных моделей НС могут оценивать структурность, оригинальность и наличие ключевых научных компонентов, таких как цели исследования, методология и результаты.

Оптимизация работы рецензентов: НС могут рекомендовать рецензентам тезисы на основе их области экспертизы, что сокращает время на распределение заявок.

Обнаружение плагиата: НС позволяют эффективно выявлять заимствования, сравнивая новые тексты с базами данных опубликованных работ.

Примеры использования.

EasyChair – популярная AMS, интегрирующая элементы машинного обучения для автоматизации распределения заявок среди рецензентов. Хотя EasyChair не включает полную нейронную интеграцию, она позволяет использовать сторонние алгоритмы анализа текстов.

OpenReview – платформа для академических публикаций, где НС используются для текстового анализа и автоматической проверки соответствия формату.

Custom AMS – многие крупные конференции создают собственные AMS с интеграцией НС. Например, система Microsoft Conference Management Toolkit использует алгоритмы машинного обучения для рекомендаций и проверки данных.

Заключение

Интеграция нейронных сетей в системы управления тезисами позволяет существенно повысить эффективность обработки научных данных. Применение таких технологий не только сокращает трудозатраты организаторов, но и обеспечивает более качественную оценку поданных материалов. В будущем дальнейшее развитие НС и их применение в AMS может включать более точное понимание контекста текстов, выявление глубинных тематических

связей и реализацию полностью автоматического рецензирования. Это способствует ускорению научного прогресса и повышению качества научной коммуникации.

Литература:

1. Ghosh, S., & Ghosh, S. (2020). Neural Networks for Natural Language Processing: A Practitioner's Guide to Neural Networks, NLP, and Machine Learning. Apress.

2. Goodfellow, I., Bengio, Y., & Courville, A. (2016). Deep Learning. MIT Press.

3. Vaswani, A., et al. (2017). Attention Is All You Need. NeurIPS.

4. Ren, X., & Singh, L. (2019). Automated Abstract Management Systems for Conferences: A Survey. IEEE Transactions on Professional Communication.

Методы уточнения измеряемых параметров цели по низкодискретным измерениям в радиолокаторах высокого разрешения

Охотников Д.А., Куракина А.С.

МАИ, г. Москва, Россия

Данная работа посвящена анализу методов аппроксимации, интерполяции и вычисления математического центра тяжести кластера для повышения точности определения измеряемых параметров движущихся объектов.

Целью исследования является обоснование выбора метода уточнения параметров целей в радиолокаторах. Для исследования эффективности методов уточнения параметров целей были проведены виртуальные и реальные эксперименты с учетом различных соотношений сигнал-шум, позволившие оценить, как изменение ОСШ влияет на точность и надежность предложенных методов. Также в работе было проведено сравнение скорости работы различных техник повышения точности определения параметров целей при использовании разных вычислительных мощностей. Проведён анализ быстроты вычислений как на обычных процессорах, так и в условиях применения видеокарт, что дало возможность определить, какие методы демонстрируют наилучшие результаты в зависимости от доступных вычислительных ресурсов, что имеет важное значение для практического применения в радиолокационных системах.

В докладе представлен метод уточнения параметров цели, основанный на комбинации аппроксимации и вычисления математического центра тяжести кластера. Этот подход позволяет значительно повысить точность определения координат и скорости движущихся объектов в условиях низкодискретных измерений.

Литература:

1. Параллельные вычисления общего назначения на графических процессорах: учебное пособие / К.А. Некрасов, С.И. Поташников, А.С. Боярченков, А.Я. Купряжкин. – Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2016. – 104 с. – ISBN 978-5-7996-1722-6

2. Волков Е.А. Численные методы: учебное пособие для вузов. - 2-е, испр. изд. - М.: Наука, 1987. - 248 с.

Использование языков стандарта IEC 61499 для разработки в гетерогенных средах

Павлов О.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Одной из современных тенденций развития вычислительных систем является использование ПЛИС для решения различных прикладных задач в встраиваемых системах: ЦОС, ТАУ, CV, ML, реализация алгоритмов шифрования, высокоскоростных интерфейсов передачи данных и других. Особенно актуально это направление в области БАС, где необходимо обеспечивать высокое быстродействие и малую стоимость бортовых систем.

Однако, разработка систем, содержащих ПЛИС и микроконтроллер требует от разработчиков наличия специфических навыков разработки прошивок для ПЛИС или отдельной команды разработки, с которой также необходимо налаживать контакт. На сегодняшний день средства разработки для синхронной разработки систем, включающих в себя ПЛИС и микроконтроллеры развиты слабо что затрудняет процесс разработки в рамках единой системы.

Зачастую специалисты по ЦОС и ТАУ разрабатывают и отлаживают алгоритмы с использованием Matlab и Simulink, а затем с помощью различных пакетов получают прошивки для микроконтроллеров или ПЛИС. Подобный подход достаточно удобен для разработчиков, но не позволяет рассматривать систему в целом, одновременно настраивая логику работы всех устройств в системе.

В качестве более системного инструмента можно применять языки стандарта IEC 61499 — открытый стандарт распределенных систем управления и автоматизации, который был впервые опубликован в 2005 году. Стандарт описывает общую модель для распределенных систем управления и основан на стандарте IEC 61131. В IEC 61499 циклическая модель исполнения программ, заменена на событийную модель исполнения, что позволяет явным образом задать порядок выполнения функциональных блоков в программе.

Логика работы системы описывается добавлением различных функциональных блоков и организации связей между ними. Ключевым отличием IEC 61499 является возможность и необходимость явно указывать на каком из устройств системы будет исполняться каждый из функциональных блоков. Это позволяет отслеживать логику работы системы в целом, а также быстро и эффективно перераспределять задачи между устройствами внутри системы.

В качестве примера рассмотрим задачу выделения контура на изображения в рамках системы на БАС.

Задача разделена на 4 основных шага и может быть описана в виде функциональных блоков:

- получение кадра с камеры;
- перевод кадра в оттенки серого;
- применения фильтра Собеля;
- выделение контуров.

Все вышеперечисленные задачи можно выполнить на базе микропроцессора, например одноплатного компьютера Raspberry Pi, однако если нам нужно обеспечить высокое быстродействие, обработку множество задач или обработку данных с нескольких камер придётся использовать дополнительные устройства, например ПЛИС.

Перераспределение задач с микропроцессора на ПЛИС в рамках работы с языками IEC 61499 потребует только изменить настройки необходимых блоков и добавить блоки, отвечающие за пересылку данных между различными компонентами системы.

Применение языков стандарта IEC 61499 позволит упростить разработку, отслеживание изменений в систему в целом, а также верификацию программы, что позволит быстрее и эффективнее решать прикладные задачи в различных областях.

1. В.Н. Дубинин, В.В. Вяткин Модели функциональных блоков IEC 61499, их проверка и трансформации в проектировании распределенных систем управления

2. Войнов А.С. Концепция автоматизированного проектирования и синтеза распределенных систем управления по стандарту IEC 61499

3. D. O'sullivan, D. Heffernan VHDL architecture for IEC 61499 function blocks

Возможности использования каналов спутниковых систем связи Госкорпорации «Роскосмос» для связи с БПЛА

Панасов А.М.

АО «Спутниковая система «Гонец», г. Москва, Россия

Штатная орбитальная группировка (ОГ) Многофункциональной системы персональной спутниковой связи (МСПСС) «Гонец-Д1М». ОГ в настоящее включает 12 космических аппаратов «Гонец-М» и обеспечивает 100% покрытие Земли. По состоянию на октябрь 2024 г. орбитальная группировка состоит из 18 КА «Гонец-М».

Орбитальное наклонение системы МСПСС «Гонец-Д1М»: орбитальное наклонение имеет важные преимущества в отношении покрытия услугами связи территории России.

Расположение региональных станций МСПСС «Гонец-Д1М»: места расположения станцию обеспечивают связности системы, зоны радиовидимости охватывают всю территорию России и прилегающие акватории, обеспечивая эффективный информационный обмен с КА орбитальной группировки.

Базовые характеристики космического аппарата «Гонец-М» и параметры предоставляемых каналов связи для абонентов.

Линейка используемых и перспективных абонентских терминалов МСПСС «Гонец-Д1М», возможности по обслуживанию стационарных и мобильных абонентов.

Возможности автоматического трекинга и телематического мониторинга с использованием МСПСС «Гонец-Д1М», примеры использования в различных отраслях: реализованные кейсы использования на стационарных и мобильных объектах.

Возможности использования средств спутниковой связи на беспилотных летательных аппаратах. Преимущества и имеющиеся ограничения.

Эксперимент по автоматическому трекингу и выдаче управляющих команд на БПЛА, проведенный в июле 2024 г. совместно с компанией Геоскан.

Входные данные, использованное оборудование, результаты эксперимента.

Система «Гонец» нового поколения. Краткий обзор возможностей и базовых ТТХ, в т.ч. в целях применения на БПЛА.

Перспективные спутниковые системы, входящие в федеральный проект «Сфера». Краткий обзор возможностей и базовых ТТХ, в т.ч. в целях применения на БПЛА.

Применение мультиагентного алгоритма оптимизации с управляемыми дискретными динамическими моделями движением агентов в задаче программного управления двухгусеничным мобильным роботом

Пантелеев А.В., Хвошнянская Е.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается математическая модель двухгусеничного мобильного робота. Робот имеет два управления в виде скоростей вращения левой и правой гусениц, поворот осуществляется за счет разности скоростей вращения гусениц. Движение вперед и назад определяется полусуммой управлений, а поворот – полуразностью. Две координаты задают положение робота на плоскости движения, а третья – угол направления. Требуется перевести робота из заданной начальной точки в заданную конечную, не нарушая фазовых ограничений на плоскости движения робота, за минимальное время.

Для нахождения управления используется мультиагентный алгоритм с управляемыми дискретными динамическими моделями движения агентов. Метод основан на процессах, происходящих в среде, содержащей множество агентов, и поэтому относится к группе мультиагентных метаэвристических алгоритмов оптимизации [1,2]. Агенты имеют возможность обмениваться информацией для того, чтобы найти решение задачи. Стратегия алгоритма основана на использовании оптимальных линейных дискретных регуляторов управления движением агентов [3].

На начальном этапе поиска требуется сгенерировать популяцию из заданного числа агентов на множестве допустимых решений, используя равномерный закон распределения. Поиск экстремума реализуется за заданное число проходов. В рамках очередного прохода все агенты двигаются под действием соответствующего управления в течение определенного числа итераций. В начальной популяции, а также в конце каждого прохода, требуется определить положение лидера среди агентов популяции и соответствующее ему минимальное значение целевой функции. В течение следующего прохода он не изменяет своего положения. Для всех агентов группы позиции и векторы скорости разные, но находится и применяется одно и то же управление с полной обратной связью по вектору состояния, определяемое соотношением для линейного регулятора, матрица коэффициентов усиления которого находится из условия минимизации квадратичного критерия качества управления, характеризующего характер приближения каждого агента к агенту-лидеру на текущей итерации, а также интенсивность применяемого управления. После осуществления заданного числа итераций агенты ранжируются по величине целевой функции. Среди них сразу удаляется определенный процент самых плохих по величине функции. Далее среди двух членов популяции, отстоящих друг от друга менее, чем на заданную величину, остается лучший по величине целевой функции. Вместо выбывших агентов генерируются новые с помощью равномерного закона

распределения на множестве допустимых решений. Поиск завершается при достижении заданного общего числа проходов.

Описанный алгоритм применен в задаче поиска кусочно-постоянного программного управления колесным роботом [4].

1. Пантелеев А.В., Скавинская Д.В. Метаэвристические алгоритмы глобальной оптимизации. – М.: Вузовская книга, 2019.

2. Пантелеев А.В., Каранэ М.М.С. Мультиагентные и биоинспирированные методы оптимизации технических систем. М.: Изд-во Доброе слово и Ко, 2024.

3. Пантелеев А.В., Бортаковский А.С. Теория управления в примерах и задачах. М.: ИНФРА–М, 2016.

4. Diveev A.I., Konstantinov S.V. Study the practical convergence of evolutionary algorithms for the optimal program control of a wheeled robot// Journal of Computer and Systems Sciences International, 2018. Vol. 57. No. 4. P. 561–580.

Цифровые инструменты сокращения длительности операционного цикла промышленных предприятий

Петрицкий А.Г., Ефимова Н.С.

МАИ, г. Москва, Россия

Сокращение длительности операционного цикла — стратегический подход, который приносит множество экономических выгод как на уровне отдельного предприятия, так и в более широком контексте всей отрасли. Такой подход позволяет предприятиям оптимизировать использование ресурсов, увеличить прибыльность и улучшить свое положение на рынке.

Несмотря на интерес современных исследователей к проблемам сокращения длительности операционного цикла, не существует единого определения понятия «инструменты сокращения длительности операционного цикла промышленного предприятия». На основании проведенного исследования, авторами предложено определение понятия инструменты сокращения длительности операционного цикла промышленного предприятия, как: совокупность методов, технологий, систем и подходов, используемых для оптимизации и ускорения всех этапов производственного процесса. Эти инструменты помогают предприятиям повысить эффективность операций, сократить время от закупки сырья до реализации готовой продукции и, таким образом, обеспечить более быструю реакцию на изменения потребностей рынка.

Под инструментами рассматриваются методы, технологии и системы, предназначенные для планирования, мониторинга и контроля операций в рамках производственного процесса, помогающие анализировать текущие операции, выявлять узкие места и оптимизировать ресурсное использование на промышленных предприятиях [4].

Инструменты сокращения длительности операционного цикла являются основой для повышения конкурентоспособности и общей эффективности промышленного предприятия. Их правильное применение позволяет не только оптимизировать производственные процессы, но и улучшить взаимодействие с клиентами, повысить качество продукции и снизить затраты.

При проведении исследования, авторами выделены ключевые обоснования для применения инструментов: увеличение эффективности и производительности, улучшение качества данных и принятия решений; скорость реакции на изменения; снижение затрат; улучшение взаимодействия в команде и с клиентами; оптимизация управления запасами; инновации и конкурентоспособность; устойчивость к рискам; анализ и мониторинг производственных процессов; долгосрочный рост и развитие.

Сокращение операционного цикла позволяет быстрее освободить капитал, вложенный в производство. Чем быстрее происходит цикл от закупки сырья до продажи готовой продукции, тем скорее средства становятся доступными для реинвестирования, что способствует увеличению общей оборачиваемости капитала.

В условиях текущей бизнес-среды, где технологии интегрированы во все аспекты операционной деятельности, отказ от них может привести к серьезным вызовам и снижению

устойчивости бизнеса. Поэтому внедрение цифровых инструментов становится не просто предпочтением, а настоятельной необходимостью для успешной работы современных предприятий.

Литература:

1. Фокина Д.А. Информационно-технологические платформы машиностроительных предприятий / Д.А. Фокина // Научное обозрение: теория и практика. – 2020. – Т. 10, № 11(79). – С. 2642-2651. – DOI 10.35679/2226-0226-2020-10-11-2642-2651. – EDN QMZGZO.

2. Желтенков А.В. Исследование проблем эффективности операционного цикла промышленного предприятия / А.В. Желтенков, Д.А. Фокина, Е.В. Джамай // Вестник Московского государственного областного университета. Серия: Экономика. – 2023. – № 1. – С. 54-60. – DOI 10.18384/2310-6646-2023-1-54-60. – EDN LQYSSM.

Применение алгоритмов фильтрации для решения задач управления вертолётом

Петров К.С., Кудрявцева И.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В задачах управления такими динамичными объектами, как вертолёт, непременно параллельно возникает задача оценивания вектора состояния по результатам косвенных наблюдений – в частности, в силу рассмотрения стохастической задачи управления объектом.

Если модель объекта линейна, а аддитивные шумы в модели являются гауссовкими, то оптимальное решение задачи оценивания получается с помощью фильтра Калмана. Если же модель объекта управления оказывается нелинейной, то необходимо использовать более сложные алгоритмы, такие как расширенный фильтр Калмана и сигма-точечный фильтр Калмана [1].

Расширенный фильтр Калмана, в сущности, сводится к обычному фильтру Калмана путём линеаризации нелинейной системы относительной текущей оценки вектора состояния на каждом временном шаге [1].

В основе сигма-точечного фильтра Калмана лежит Unscented-преобразование: с помощью заранее заданных соотношений определяются положения точек, набор которых подвергается нелинейному преобразованию в соответствии с рассматриваемой системой управления, и по преобразованному множеству точек происходит оценивание моментов распределения вектора состояния [1].

В данной работе рассматривается использование перечисленных алгоритмов фильтрации в рамках решения линейной и нелинейной задач управления вертолётом [2, 3]. При этом предполагается, что задача управления решается с помощью так называемой прогнозирующей модели управления (Model Predictive Control, MPC) – для линеаризованной модели движения вертолёта [4] – и её нелинейной модификации – для нелинейной модели [5].

Описанные алгоритмы реализованы в виде программного обеспечения, с помощью которого проведено моделирование динамики вертолёта. Проведён сравнительный анализ полученных результатов.

Литература:

1. Кудрявцева И.А. Анализ эффективности расширенного фильтра Калмана, сигма-точечного фильтра Калмана и сигма-точечного фильтра частиц // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 224 (2).

2. Padfield, G.D. Helicopter flight dynamic. The theory and application of flying qualities and simulation modelling. – Oxford: Blackwell Publishing, 2007. – 680.

3. Abbeel P., Coates A., Ng A.Y. Autonomous Helicopter Aerobatics through Apprenticeship Learning // The International Journal of Robotics Research. 2010, с. 1 – 31.

4. Irina Kudryavtseva, Kirill Petrov, Stability Analysis of helicopter dynamics with in-complete information using MPC, MATEC Web of Conferences 362, 01012 (2022).

5. Grüne L., Pannek J. Nonlinear Model Predictive Control. Theory and Algorithms. – London: Springer-Verlag, 2011. – 372 с.

Разработка и использование нейронных сетей для оптимизации процессов электронного документооборота

Пименова О.В., Зноев В.Ю.
МосУ МВД России имени В.Я. Кикотя, г. Москва, Россия

В современных условиях управление документами и оперативный обмен информацией – это ключевые аспекты эффективного функционирования организаций. Электронный документооборот обеспечивает высокую скорость обмена самими данными, доступ к информации в любой момент времени, а также упрощает смежные административные процессы. Но с увеличением объема информации возникают новые проблемы. Чем больше данных циркулирует в системе, тем сложнее становится их быстро обрабатывать. Это в свою очередь ведет к увеличению нагрузки на серверное оборудование, снижает скорость обработки запросов и общую эффективность работы организации.

Одной из актуальных проблем является обработка однотипных запросов. Администраторы систем электронного документооборота часто сталкиваются с одинаковыми вопросами и проблемами, ответы на которые уже существуют, однако их повторная обработка требует задействования значительных ресурсов. В результате происходит увеличение нагрузки на оборудование, что в свою очередь затрудняет обработку запросов и может приводить к их задержке.

Разрабатываемое программное решение должно не только уметь обрабатывать типовые запросы с минимальным участием человека, но и улучшать эффективность всей системы документооборота за счет снижения нагрузки на сами серверы.

Для решения задачи классификации запросов были выбраны два основных подхода, таких как Наивный Байес и метод, основанный на стохастическом градиентном спуске.

В первой версии системы использовалась комбинация TfidfVectorizer для преобразования текстов запросов в числовые векторы и классификатора Multinomial Naive Bayes для предсказания ответов. Но у Наивного Байеса присутствуют ограничения: модель предполагает независимость признаков, что снижает точность классификации при сложных и многозначных запросах, где важно учитывать контекст.

После анализа недостатков Наивного Байеса было принято решение перейти к использованию SGDClassifier с логистической функцией потерь. Этот метод основан на постепенном обновлении модели с использованием стохастического градиентного спуска, что позволяет модели быстрее обучаться и адаптироваться к новым данным.

Данный метод оказался более эффективным для решения поставленной задачи.

Процесс обучения включал несколько этапов:

1. Все текстовые запросы были преобразованы в числовые векторы с помощью TfidfVectorizer. Этот метод выделяет наиболее важные слова в тексте на основе их частоты появления и значимости для классификации.

2. Модель SGD обучалась на больших объемах данных, включающих как типовые запросы, так и более сложные случаи. Для обучения использовался метод кросс-валидации, который позволил избежать переобучения модели и обеспечить высокую точность классификации.

3. На каждом этапе обучения модель тестировалась на новых данных, что позволило отслеживать ее прогресс.

Для обучения использовались реальные данные запросов, поступающих в системы электронного документооборота. Данные эти включали как типовые, часто повторяющиеся запросы (например, сброс пароля, инструкции по работе с системой), так и более сложные запросы, требующие ручной обработки.

По итогу всех испытаний точность модели Наивного Байеса составила около 68%, что приемлемо для обработки простых запросов. Система пропускала значительное количество сложных запросов, которые требовали более тщательного анализа. В то время результаты модели на базе стохастического градиентного спуска достигла 87%.

Исследование влияния параметров окружающей среды на дисторсию в оптических навигационных системах

Пронькин А.Н., Ничков В., Вяткин В.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Важной задачей при реализации автономной навигации подвижных объектов является определение параметров движения с требуемой точностью. В частности, высокие требования к точности определения параметров движения предъявляются к таким объектам, как беспилотные транспортные средства или роботы. Для обеспечения безопасного движения беспилотного аппарата в пространстве необходимо получать информацию о его положении в окружающем мире. Одним из средств получения такой информации является оптико-электронные системы (ОЭС), в состав которых могут входить камеры оптического диапазона.

В современных системах навигации и мониторинга летательных аппаратов цифровые видеокамеры играют важную роль, обеспечивая высокую точность и надежность в определении координат и скорости объектов. Одним из существенных факторов, вносящих погрешность в определение навигационных параметров оптическими системами, является дисторсия – геометрическое искажение изображения, вызванное неоднородностью оптических характеристик компонентов камеры. Стоит отметить, что изменение параметров окружающей среды, в частности температуры и влажности, оказывают влияние на параметры дисторсии [1]. Одним из решений этой проблемы является использование температурной стабилизации ОЭС и использование материалов с малым температурным коэффициентом расширения. Однако такое решение приводит к существенному увеличению массогабаритных характеристик и стоимости изделия. Другой способ может заключаться в алгоритмическом способе коррекции. Исследование зависимости параметров дисторсии от температуры позволит реализовать алгоритмическую коррекцию полученных с помощью ОЭС изображений и компенсировать температурное влияние [2].

В докладе приводится методика исследования для камеры промышленного исполнения IMPERX GEV—B1610 C-SC000 и камеры 8 MP 4K IMX415, предназначенной для любительской видеосъёмки. Методика включает в себя охлаждение и поэтапное нагревание камер. Для этого был разработан стенд, состоящий из термоизолированного короба, в котором устанавливались камеры и поворотного стола с эталонным изображением. При достижении заданной температуры запускался процесс съемки эталонного изображения с под разными углами. В результате обработки полученной информации были вычислены коэффициенты дисторсии и получена их зависимость от температуры. Исследование показало, что наиболее ярко эта зависимость выражена для камеры 8 MP 4K IMX415, ввиду её бюджетного исполнения. Для камеры IMPERX GEV—B1610 C-SC000 температурная зависимость коэффициентов дисторсии носила менее выраженный вид, однако для повышения эффективности и надёжности функционирования ОЭС, а также расширения возможности их применения в различных областях необходимо учитывать эту зависимость. Таким образом, данное исследование способно внести значительный вклад в развитие технологий оптической навигации и управления объектами.

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России, номер темы FSFF-2023-0005.

Литература:

1. Короленко П.В. «Дисторсия в оптике» [Электронный ресурс] / https://bigenc.ru/c/distorsiia-v-optike-57966a (дата обращения 17.07.2024)

2. Глаголев В.М. Описание и программное устранение дисторсии объективов [Электронный ресурс] / https://cyberleninka.ru/article/n/opisanie-i-programmnoe-ustranenie-distorsii-obektivov/viewer, свободный (дата обращения: 17.07.2024)

Использование методов комплексной диагностики энергоустановок в ракетно-космической технике

Редников С.Н., Ахмедьянова Е.Н., Сторчевой В.Ф.
МАИ, г. Москва, Россия

Работа посвящена вопросом диагностики ракетно- космических систем. В работе приведён анализ принципов построения диагностических процедур, проведён анализ применения наиболее распространённых методов диагностики и оценён диапазон их применимости. На основании научного анализа определены наиболее перспективные с точки зрения организации первичной диагностики методы, позволяющие при первичной диагностике элементов ракетно-космической техники получить максимум информации при минимальных капитальных затратах. Проведён анализ рынка современных средств диагностики. Результаты анализа показали отсутствие на рынке простых и эффективных средств первичной виброакустической диагностики. Анализ позволил сформулировать требования к современным приборам виброакустической диагностики, пригодных, в том числе, и для работы на действующих системах. Разработана схема прибора диагностики и реализована в виде действующего макетного образца. Проведен комплекс диагностических мероприятий по оценке применимости предложенного метода акустической диагностики. Доказана возможность выявления комплекса дефектов электроэнергетического, гидравлического и механического оборудования и пневматического оборудования.

Литература:

1. Харлан А.А. Многофункциональные пьезоэлектрические датчики для ракетно-космической техники /А.А. Харлан, П.Г. Михайлов //Авиакосмическое приборостроение, 2008. - №8 - С. 2-5.

2. Редников С.Н. Использование комбинированных методов диагностики гидравлических систем металлургических агрегатов. / С.Н.Редников // Проблемы черной металлургии и материаловедения. – 2017 год. –№4. – С.94-98.

3. Редников С.Н. Комплексный подход к первичной диагностике металлургических машин/ С.Н. Редников, Е.Н. Ахмедьянова, К.Т. Ахмедьянова // Технология машиностроения и материаловедение материалы международной научно-практической конференции. -2019.-С. 88-90.

4.Редников, С.Н. Комплексная диагностика металлургического оборудования: монография / С.Н. Редников, Д.М. Закиров, С.И. Платов, Н.Н. Огарков, Е.Н. Ахмедьянова// - Магнитогорск: Изд. Магнитогорск. гос. техн. ун-та им. Г.И. Носова. - 2018. -75 с.

Возможности применения волоконно-оптической системы распределения АФАР

Рогов А.Н., Овчинникова Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Активные фазированные антенные решетки (АФАР) находят широкое распространение в радиолокационных системах (РЛС). Количество каналов в таких системах может исчисляться сотнями и тысячами. Усложнение конструкции фазированной антенной решетки (ФАР), за счёт использования приемо-передающих модулей (ППМ), для создания требуемого амплитуднофазового распределения, приводят к ряду недостатков: низкая надёжность, высокая стоимость, сложность практической реализации, трудности с выдержкой идентичности каналов, учитывая требования к сектору сканирования, возникают сложности размещения системы охлаждения, с требуемым шагом решетки. Несмотря на эти недостатки АФАР находят широкое практическое применение, благодаря высокому энергетическому потенциалу, уменьшению требований к мощности, приходящий на один элемент фазирования. Благодаря тому, что система становится более распределенной, появляется возможность использования твердотельных усилителей.

В настоящее время ведётся поиск путей построения АФАР с минимальными масса габаритными характеристиками и возможностью распределения как основных каналов (приёмный, передающий, гетеродин), так и вспомогательных (синхронизация, контроль, управление).

Применение волоконно-оптической технологии при распределении сигналов позволяет не только снизить вес, уменьшить габариты, увеличить надёжность, но и благодаря широкой полосе пропускания (до 100 ГГц) и отсутствию взаимодействия с внешними радиопомехами, позволяет передавать несколько каналов по одному оптическому волокну.

В докладе произведено сравнение коаксиальных, меднопарных и оптических линий передачи по нескольким параметрам. Приведены различные схемы генерации и распределения сигналов на оптической поднесущей по ППМ АФАР. Рассмотрены готовые решения фазостабильных оптоэлектронных СВЧ генераторов, системы деления и интеграции в них линий задержки. Сделаны выводы о возможности применения и целесообразности применения оптической системы распределения в перспективных многоканальных АФАР на текущем этапе развития как оптической, так и цифровой элементной базы.

Оптимальное управление на основе уравнения Эйлера-Пуассона: прямые, обратные, смешанные задачи

Рыбников С.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Аналитическое конструирование оптимальных регуляторов (АКОР) – синтез линейной системы, оптимальной в смысле минимума интегрального квадратичного аддитивного критерия, коэффициенты которого выбраны по правилу равных вкладов максимальных по модулю значений фазовых координат, традиционно сводится к уравнению Эйлера-Лагранжа (с удвоением размерности задачи) и далее к решению уравнения Риккати для коэффициентов алгоритма управления. Метод прямо не связан с общей теорией линейных систем. Приемлемость решения по показателям, не учитываемым при синтезе, проверяется дополнительно, коэффициенты критерия корректируются эмпирически, решение повторяется.

Рассматриваемая версия метода связана с другими разделами теории линейных систем, позволяет корректировать решение задачи по его ходу. Она основана на применении вариационного подхода, но не связана с удвоением размерности задачи. В ней элементы функции штрафа выражаются через квадратичные формы ведущей фазовой координаты и ее производных с использованием уравнений расширенного объекта. Задача сводится к уравнению Эйлер-Пуассона для этой координаты, разложение этого уравнения на сопряженные множители дает характеристические уравнения синтезируемой системы для случаев критерия экстремума вида минимума или максимума. Получение желаемого характеристического уравнения системы в аналитической форме позволяет продолжить корректируемый синтез системы аналитически, обеспечив ее допустимые динамические, спектральные, корневые характеристики. Полученные соотношения позволяют также решать обратные задачи АКОРа – определение коэффициентов критерия и ограничений фазовых координат, необходимых для обеспечения планируемого алгоритма управления, смешанные задачи, в частности, определение необходимых диапазонов изменения фазовых координат системы и коэффициентов алгоритма управления при заданных требованиях к переходным функциям, распределению корней, коэффициентам характеристического уравнения системы, смешанные задачи при неполной информации. Приводятся примеры выбора и коррекции нормированных и рабочих коэффициентов критерия и уравнения Эйлера-Пуассона, а также примеры применения методик для синтеза локальных систем управления угловым и траекторным движением летательного аппарата. Частично упоминается исходная литература.

Математическая модель сборочно-монтажного участка с прерыванием технологического процесса

Сайдалиева Д.Р., Палий В.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Для сборочно-монтажных участков мелкосерийного производства характерным является вероятность прерывания операций монтажа изделия до полного окончания всех технологических манипуляций. Построение математической модели производственного участка – эффективный способ оценки влияния прерываний на производственный процесс [1].

Модель позволит учитывать технологические и экономические возможности и ограничения производства, связанные с вероятностью наступления факта прерывания. Для обобщения причин возможных прерываний на производстве введем понятие инцидент, как события, заключающегося в прерывании начатой технологической операции по причинам, независимым от компетенций персонала производственного участка или отказа технологического оборудования [2].

В общем случае, производство состоит из нескольких производственных участков (от 1 до k), которые взаимосвязаны между собой. Чтобы связать участки, создана математическая модель для цепочки, состоящей из k производственных участков, где каждый следующий участок получает объекты с предыдущего (рис.1).

Пусть n_i – количество объектов, поступивших на i-й участок;

m_i – количество объектов, на которых произошли инциденты, на i-м участке;

m_i^возв – количество объектов, возвращенных для повторного выполнения операций после прерывания на i-м участке;

P_инц(i) – вероятность инцидента на i-м участке;

P_возв(i) – вероятность того, что объект будет возвращаться для повторной обработки после прерывания на i-м участке.

Тогда:

На первом участке n_1 объектов поступает на обработку и рассчитываются инциденты и возвраты:

n_2=n_1-m_1+m_1^возв;

m_1=n_1*P_инц (1);

m_1^возв = m_1*P_возв(1);

На втором и последующих участков, количество объектов n_i поступает на обработку, и аналогично рассчитываются инциденты и возвраты.

На последнем участке k, количество объектов, поступающих на этот участок:

n_k=n_(k-1)-m_(k-1) +m_(k-1)^возв;

m_k=n_k*P_инц (k);

m_k^возв = m_k*P_возв(k);

Ожидаемое количество обработанных объектов на последнем участке:

n_k^обработанные= n_k-m_k+m_k^возв

Тогда, для каждого производственного участка рассчитывается коэффициент загрузки с учетом вероятностей инцидентов и фактического времени выполнения операции:

K_загрузки (i)= (E (T_общ (i)))/(∑_(i=1)^(n_i)▒T_i) , где:

E (T_общ (i)) – это ожидаемое время выполнения операций на i-м участке с учетом прерываний и возвратов:

E (T_общ (i)) = ∑_(i=1)^n▒〖E(T_i)〗

E (T_i)=P_(без.инц) (i)*T_i+P_инц (i)*(T_i^инц+T_i^восст) – ожидаемое время выполнения i-й операции с учетом вероятности инцидента;

P_(без.инц) (i)=1-P_инц (i) – это вероятность того, что операция i будет выполнена без прерывания;

Тогда ожидаемое время недозагрузки участка:

E(T_недозагрузки) = ∑_(i=1)^n▒〖P_инц (i)*(T_i-T_i^инц)〗 – сумма оставшегося времени, которое потребуется для завершения операции после прерывания.

Таким образом, для каждого участка рассчитывается коэффициент загрузки, отражающий насколько эффективно используется мощность участка с учетом инцидентов и возвратов объектов на всех этапах производства, что позволяет прогнозировать количество обработанных объектов на каждом участке. Более того, на основе расчетов коэффициентов загрузки появляется возможность оценить эффективность использования ресурсов производственных участков и выявить возможные резервы для оптимизации процессов, что может способствовать повышению эффективности и стабильности мелкосерийного производства.

Программный комплекс расчета потерь на оптической трассе

Сапожников М.В., Миронов Ю.Б., Терехин Д.Н., Казанцев С.Ю.
МТУСИ, г. Москва, Россия

Развитие технологий квантовых коммуникаций в России выделено в отдельное направление в дорожной карте развития «сквозной» цифровой технологии «Квантовые технологии», в которой реализация спутникового сегмента квантовой связи и коммерческих квантовых сетей отмечены в качестве приоритетных задач. Исследование различных факторов, влияющих на эффективность квантового распределения ключей между спутником и наземной приемной станцией целесообразно проводить численно, поскольку натурные эксперименты требуют значительных затрат. В связи с этим актуальной задачей является разработка программного комплекса для расчета потерь на оптической трассе: космический аппарат – земная станция. Целью настоящей работы являлось разработка комплекса, позволяющего осуществлять расчеты бюджета оптической трассы «Земля-спутник»/«спутник-Земля».

В докладе представлено описание возможностей разработанного программного комплекса для расчета энергетического бюджета оптической спутниковой связи (приложение «CPC_LOP») и примеры моделирования для условий, для которых есть доступные экспериментальные данные. Программный комплекс существенно расширяет возможности программы [1] разработанной ранее. В частности, в докладе продемонстрировано, что «CPC_LOP» позволяет:

1. Произвести расчет угла места и наклонной дальности на спутник исходя из параметров орбиты спутника и координат земной станции, задаваемых вручную или выбираемых из имеющегося списка городов.

2. Основываясь на имеющейся базе коэффициентов поглощения [2] и данных о эталонной стандартной атмосфере произвести расчет пропускания атмосферы и геометрических потерь на вертикальной трассе в широком диапазоне длин волн с учетом различных моделей атмосферы (USA, IAO) и сезона; потерь на рассеяние (Ми и Рэлеевское рассеяние); параметров приемо-передающего оборудования; выбора направления излучения («вверх»/«вниз»).

3. Произвести расчет основных показателей атмосферной турбулентности (показатель интенсивности C_n^2, длинна когерентности атмосферы, изопланатический угол атмосферы, время когерентности атмосферы) [3] в диапазоне длин волн 450 нм – 10600 нм с учетом: различных моделей высотной зависимости структурной характеристики показателя преломления (Hufnagel-Valley, Greenwood, Gurvich и т.д.); координат земной станции, наклонной дальности и угла места; скорости ветра в приземном слое.

4. Произвести расчет светового загрязнения Земли (засветки приемо-передающего оборудования спутника) с учетом: траектории движения спутника в задаваемый интервал времени; координат земной станции, наклонной дальности и угла места.

Установлено, что расчеты бюджета линии связи Земля-спутник для ряда известных экспериментов по передаче квантового ключа находятся в хорошем согласии.

Литература:

1. Сапожников М.В., Миронов Ю.Б., Терехин Д.Н., Казанцев С.Ю. Программа оценки бюджета вертикальной оптической линии связи. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2024660809, 13.05.2024. Заявка от 22.04.2024.

2. Михайленко С.Н., Бабиков Ю.Л., Головко В.Ф. Информационно-вычислительная система "Спектроскопия атмосферных газов". Структура и основные функции // Оптика атмосферы и океана. 2005. Т. 18, № 09. С. 765-776.

3. Больбасова Л.А., Лукин В.П. Исследования атмосферы для задач адаптивной оптики //Оптика атмосферы и океана. – 2021. – Т. 34. – №. 4. – С. 254-271.

Методы применения аппаратных способов защиты программных решений «Голосовая почта» и «Оптимизация объема акустической информации» для реализации механизма индивидуализации

Сергеев И.С., Коновалов К.А., Балакирев Н.Е.
МАИ, г. Москва, Россия

В связи с общими известными фактами и положениями о проблемах защищенности программного обеспечения, о чем упоминалось в [1], предложена концепция индивидуализации программного кода экземпляров программ [2]. В качестве одной из целей введения механизма индивидуализации, когда каждому пользователю создается персональный, т.е. индивидуальный экземпляр рассматриваемого программного обеспечения, это осуществление возможности выявления места взлома программного кода злоумышленником. Таким образом предлагается реализовать контролируемый механизм учета экземпляров программного обеспечения на примере программных комплексов "Голосовая почта" и «Оптимизация объема акустической информации».

Таким образом, целью работы является исследование, проектирование и реализация механизма индивидуализации экземпляров программных компонентов модели программных комплексов "Голосовая почта" и «Оптимизация объема акустической информации».

Объектом исследования являются механизмы реализации конфиденциальной передачи информации по открытым линиям связи.

Предметом исследования выступают решения по осуществлению защищенного процесса приема и передачи данных.

В рамках применения рассматриваемого подхода предлагается осуществление динамичной смены алгоритмов в рамках механизмов защиты для динамичности смены политик для усиления контроля процесса приема-передачи в программном комплексе.

Литература:

1. Коновалов К.А. Создание системы обеспечения учета и контроля защиты информации при передаче голосовой информации / К.А. Коновалов, Н.Е. Балакирев // Авиация и космонавтика: Тезисы 20-й Международной конференции, Москва, 22–26 ноября 2021 года. – Москва: Издательство "Перо", 2021. – С. 231-233.

2. Коновалов К.А. Модель динамической системы обеспечения комплексной защиты информации при передаче голосовых сообщений / К. А. Коновалов, Н. Е. Балакирев // Информатика: проблемы, методы, технологии : Материалы XXII Международной научно-практической конференции им. Э.К. Алгазинова, Воронеж, 10–12 февраля 2022 года / Под редакцией Д.Н. Борисова. – Воронеж: Общество с ограниченной ответственностью "Вэлборн", 2022. – С. 633-637.

3. Актив // Документация по работе с Guardant Code https://dev.guardant.ru/pages/viewpage.action?pageId=1278008.

4. Сергеев, И.С. Разработка специфических алгоритмов уплотнения звуковой информации (тезисы) / И.С. Сергеев, Н.Е. Балакирев // «Гагаринские чтения – 2023» Сборник тезисов докладов».

Фрагментация потока данных для назначения информационного содержания

Сергеев И.С., Родионов В.С., Бачурин Д.Ю., Балакирев Н.Е.
МАИ, г. Москва, Россия

Изучение природы основывается на наблюдении закономерностей, которые человек может заметить и запомнить. Многие исследования фокусируются на физических процессах, опираясь на количественные аспекты, то есть на измеримые параметры. Функции широко используются для представления взаимосвязей между параметрами объекта: изменение одних параметров приводит к изменению других, однако моделирование явлений с помощью функций сталкивается с трудностями – функции часто представляют идеализированные модели, не всегда отражающие реальность.

При переходе к задачам распознавания явлений необходимо изменить парадигму и рассматривать явления в их комплексности и качественной полноте.

Минимальный аппарат распознавания может быть основан на лингвистических показателях [1] — качественных характеристиках объекта. Важно, что лингвистические показатели не могут быть оторваны от контекста.

Средства распознавания опираются на минимальные характеристики восприятия, позволяющие описывать действительность с детализацией. Используя их, человек эффективно распознает информационное содержание объектов.

Информационное содержание [3] определяется как смысловое наполнение, поддающееся анализу.

При анализе процесс делится на уровни, ведущие к разработке алгоритма распознавания, где звуковая волна разбивается на характерные точки, затем они объединяются в структуры, фрагменты и сегменты, увеличивая качественный показатель. Волны, являясь колебаниями частиц, служат средством передачи информации о внешнем мире.

Для создания распознавателя, способного идентифицировать объект, нужно признать ограничения количественного подхода. Форма звуковой волны должна быть преобразована в структуру, отражающую её качественные характеристики.

Выделение образа из формы основывается на идентификации характерных элементов для построения модели. В случае звуковой волны – это характерные точки, где меняется направление амплитуды.

Моделирование осуществляется с использованием наборов значений, между которыми устанавливаются отношения. Формальное описание [2] базируется на отношениях: "меньше", "больше" и "равно". Записывая отношения, можно построить структуру, отражающую взаимосвязи характерных точек.

Дале следует определение количества возможных конфигураций на основе числа характерных точек и их отношений для описания формы звуковых волн в виде структур с именными обозначениями.

Анализ звуковых волн с позиций качественного подхода позволяет определить конечное множество характерных точек и их отношений, описывая информационное содержание всей волны. Подход фокусируется на качественных характеристиках, формирующих структуру, отражающую смысловое наполнение звуковой информации.

Использование лингвистических показателей и переход к качественному анализу открывает возможности в распознавании и интерпретации сложных явлений, позволяя более полно отражать многообразие мира.

Литература:

1. Лотфи Заде "Концепция лингвистической переменной и ее применение для приближенных рассуждений — I". Информационные науки.

2. Балакирев Н.Е. "Количественная и качественная оценка исследуемых объектов на примере простейших отношений" // Вестник ВГУ, серия: Системный анализ и информационные технологии, С. 65-72.

3. Балакирев Н.Е., Нгуен Х.З., Малков М.А., Фадеев М.М. "Структуризация и качественное рассмотрение звукового потока в системе синтеза и анализа речи" // Программные продукты и системы, Вып. №4, Тверь, 2018, С. 768-776.

Пути построения антенных систем МКА

Сургаева Е.О., Овчинникова Е.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Современные космические системы связи предъявляют повышенные требования к пропускной способности, надежности и эффективности. Традиционные антенные системы уже не способны удовлетворить эти требования без значительного увеличения массы и объема космических аппаратов, что является неприемлемым в условиях ограниченных ресурсов и высокой стоимости запусков. Совмещенные антенные решетки с общей апертурой являются возможным решением. Однако их разработка и внедрение сопряжены с рядом сложных технических проблем, требующих детального исследования.

В данной статье представлен обзор совмещенных антенных решеток, а также проблем, возникающих при разработке многочастотных антенн с общей апертурой, и рассмотрены пути

их решения. К таким проблемам можно отнести взаимные помехи между элементами различных диапазонов, ухудшение поляризационных характеристик, ограничение полосы рабочих частот и увеличение сложности конструкции.

Внедрение антенн-диплексеров, метаматериалов и частотно-селективных структур способствует снижению взаимных помех и улучшению междиапазонной и межполяризационной развязки в широком диапазоне рабочих частот, а также уменьшению бокового излучения [1]. Технология Continuous Transverse Stub (CTS) является актуальной при разработке совмещенных антенных решеток, поскольку позволяет упростить и удешевить конструкцию, сохраняя их преимущества [2]. Фильтрующие структуры между элементами и гибридные системы питания позволяют увеличить развязку [3]. Улучшить поляризационные характеристики можно благодаря методам последовательного и дополнительного вращения элементов [4].

Таким образом, предложенные технические решения удовлетворяют современные требования к космическим системам связи без увеличения массогабаритных характеристик космических аппаратов.

1. Hao R. S. et al. K-/Ka-band shared-aperture phased array with wide bandwidth and wide beam coverage for LEO satellite communication //IEEE Transactions on Antennas and Propagation. – 2022. – Т. 71. – №. 1. – С. 672-680.

2. Zhang W. et al. Broadband metasurface antenna using hexagonal loop-shaped unit cells //IEEE access. – 2020. – Т. 8. – С. 223797-223805. "Broadband Metasurface Antenna Using Hexagonal Loop-Shaped Unit Cells"

3. Kothapudi V. K. et al. Hybrid-fed enhanced gain circularly polarized shared aperture antenna for S/X-band airborne synthetic aperture radar applications //2021 Photonics & Electromagnetics Research Symposium (PIERS). – IEEE, 2021. – С. 1340-1346.

4. Chieh J. C. S. et al. Development of flat panel active phased array antennas using 5G silicon RFICs at Ku-and Ka-bands //IEEE Access. – 2020. – Т. 8. – С. 192669-192681.

Оценка эффективности алгоритмов формирования радиолокационных изображений в многопозиционных некогерентных РЛС

Сурков А.А., Татарский Б.Г., Ясенцев Д.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Перспективность направления разработки многопозиционных радиолокационных систем (МП РЛС) связано с возможностями этих систем в повышении информативности и помехозащищенности в сравнении с однопозиционными РЛС [1]. В то же время повышенная сложность МП РЛС выдвигает дополнительные требования к обработке сигналов и взаимной синхронизации частей таких РЛС.

Для решения задач формирования радиолокационных изображений (РЛИ) в многопозиционных РЛС был использован пространственно-спектральный алгоритм. Данный алгоритм решает геометрическую задачу формирования полуокружностей, пересечение которых при интегрировании дает представление о положении цели для формирования РЛИ [2]. Предложенный алгоритм формирования РЛИ показал себя с выгодной стороны при компьютерном моделировании [3]. Дальнейшим этапом является испытания данного алгоритма путем макетирования.

Целью данной работы является проведение макетирования некогерентной МП РЛС используя экспериментальную установку на основе ультразвукового приемо-передающего модуля для различных конфигураций целей в зоне обзора, которой выступает вращающийся стол. Собранные данные были обработаны с помощью предложенного алгоритма формирования РЛИ.

В данной работе был разработан макет МП РЛС, состоящий из ультразвукового приемо-передающего модуля и вращающегося стола. Был произведен анализ зависимости характеристик отклика системы от расположения, количества позиций целей в зоне обзора и других параметров.

Литература:

1. Черняк В.С. Многопозиционная радиолокация – М.: Радно и связь, 1993 – 417 с.

2. Вопросы подповерхностной радиолокации. Коллективная монография / Под ред. А. Ю. Гринёва. – М.: Радиотехника, 2005
3. Б.Г. Татарский, Д.А. Ясенцев, А.А. Сурков Формирование радиолокационных изображений в некогерентных многопозиционных радиолокационных системах // «Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ». — 2024. — №. Том 198. №1. — С. 47-53.

Инструментарий мониторинга динамических тенденций управления интегрированной структурой

Суркова Е.В., Спорова Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время существует множество аналитических платформ в рамках бизнес-аналитики (BI-системы). Сетевое издание «Финансы» (Проект KP.RU) выделило 10 лучших систем бизнес-аналитики в 2024 году: Polymatica, Proceset, Google Data Sudio, QlikView, Loginom, Yandex DataLens, Visary BI, Visiology, Modus BI, Almaz BI, «Форсайт».

С учетом геополитической ситуации в современном мире, в рамках импортозамещения и снижения рисков утечки конфиденциальной информации, для крупных интегрированных структур, предприятий ОПК и ВПК целесообразно использовать аналитические платформы, входящие в Реестр отечественного ПО. В связи с этим, более подробно исследовались характеристики российских аналитических платформ с возможностью расширения функционала. Анализ продуктовой линейки аналитических платформ выявил возможности цифровизации управленческих процессов планирования и контроля достижения финансовых показателей, поддержки принятия решений, многомерного анализа больших данных и др.

Обзор позволил представить сравнительную характеристику и выделить общие особенности аналитических платформ Polymatica, Proceset, Visiology и «Форсайт». Данные платформы импортонезависимы и имеют Российское ПО, используются в крупных компаниях и госкорпорациях, а главное имеют возможность конфигурации различных источников данных и составления визуализированных отчетов. Однако общим недостатком данных платформ является отсутствие возможности сопоставимости и ранжирования показателей нескольких предприятий.

Следовательно, для постоянного мониторинга динамических тенденций предприятий, входящих в интегрированную структуру, их ранжирования и оценки, а также соблюдения высокого уровня безопасности конфиденциальных данных, особенно важного для предприятий ОПК и ВПК, целесообразно создание программной аналитической системы в составе КИС. Это позволит сформировать индивидуальную систему показателей с учетом кода ОКВЭД-2 и особенностей деятельности корпорации, провести ее комплексную оценку, на основе которой проранжировать предприятия, входящие в нее и визуализировать полученные результаты.

Литература:

1. Ефимова Н.С. Формирование механизмов управления инновационной деятельностью предприятий авиастроительной отрасли Ефимова Н.С., Корчак В.Ю., Нестеров О.В., Романченко Н.А., Сироткин Р.О., Суркова Е.В. Монография / Чебоксары, 2023.
2. Калачанов В.Д., Управление высокотехнологичными предприятиями: учебное пособие / В.Д. Калачанов, Е.В. Суркова, Н.С. Ефимова [и др.]. – Чебоксары: Среда, 2023. – 200 с.

Разработка метода оптимальной обработки навигационной информации в виде кворум-элемента для троируемых систем

Тектов М.В., Земляный Е.С.
АО «РПКБ», г. Раменское, Россия

Введение. Комплекс бортового оборудования летательного аппарата решает различные задачи, одной из которых является задача резервирования. [1] Резервирование по принципу голосования – это один из способов повышения надежности, который основан на применении дополнительного логического блока, называемого кворум-элементом.

Основная часть. Алгоритмы для резервирования и контроля систем с помощью кворум-элементов определяют неисправный канал и меняют его на исправный при несовпадении сравниваемых сигналов [2]. Общая организация кворум-элемента:

• осуществляется измерение параметров одновременно от трех датчиков;

• далее данные поступают в кворум-элемент, где производится их сравнение;

• по результатам сравнения определяется состояние кворум-элемента.

Подобная система контроля, основанная на «голосовании большинством, позволяет отслеживать соответствие входных сигналов на протяжении всего полета. [3]

Кворум-элемент сравнения. Основан на попарном сравнении показаний исследуемых датчиков.

Схема данного вида кворум-элемента схожа с вариантом, рассмотренным раннее, за исключением того, что сумматор заменен на блок расчета t-критерия. В данном блоке происходит не прямое сравнение показаний датчика, а накопленных в буфере выборок. Выходом блока является рассчитанный t-коэффициент.

Показания датчиков сохраняются в отдельные буферы, где формируется выборки из N значений. Далее обе выборки поступают в блок расчета статистических параметров, на основе которых в дальнейшем формируется t-коэффициент.

Заключение. Предложенные алгоритмы кворумирования были апробирован на полетных данных и могут использоваться как для определения параметрического отказа систем, так и для выявления наиболее точной системы по результатам сравнения с дальнейшей сигнализацией летчику о произошедшем, что повышает его ситуационную осведомленность и снижает нагрузку на экипаж. Это справедливо для любых дважды резервируемых систем и датчиков, которые проводят измерения одних и тех же параметров. Таким образом, на основе данного алгоритма можно построить эффективную мажоритарную систему резервирования.

Литература:

1. Белгородский С.Л. Автоматизация управления посадкой самолета. М.: Транспорт, 1972. 205 с.

2. Савина М.Г., Мусонов В.М., Худоногов В.П., Сеславин В.С. Применение кворум-элементов для контроля однотипных датчиков // Решетниковские чтения, 2013.

3. Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. 480 с.

4. Крамер Г. Математические методы статистики, 2 изд., пер. с англ., М., 1975.

5. Большев Л.Н., Смирнов Н. В., Таблицы математической статистики, 2 изд., М., 1968.

Земляный Егор Сергеевич, канд. техн. наук, доцент кафедры С16 филиал «Стрела МАИ», доцент кафедру ИУ2 МГТУ им. Н.Э. Баумана, нач. сектора навигации НИО-ПП, ezemlyany@rpkb.ru, Россия, Раменское, АО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро», Тектов Матвей Викторович, математик 3-й категории НИО-ПП, mtektov@rpkb.ru, Россия, Раменское, АО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро».

Исследование изменения параметров обмоток возбуждения магнитного поля первичного преобразователя линейных перемещений от изменения температурных условий эксплуатации

Тиньгаев В.С., Данилин А.И.

Самарский университет, г. Самара, Россия

В работе рассмотрен вопрос исследования параметров обмоток возбуждения магнитного поля первичного преобразователя линейных перемещений от изменения температурных условий эксплуатации. Приведены экспериментальные результаты зависимости индуктивности обмоток от изменения температуры, с корпусом и без него.

Первичный преобразователь линейных перемещений, обмотки возбуждения магнитного поля, катушки индуктивности, функция аппроксимации, соединение катушек индуктивности последовательно согласно.

Предметом исследования являются обмотки возбуждения магнитного поля первичного преобразователя линейных перемещений, соединенные согласно и последовательно в соответствии с рисунком 1.

Первичный преобразователь линейных перемещений, представленный на рисунке 2, состоит из статора 1, катушек 2 и 3 с обмотками возбуждения магнитного поля и обмотками измерения магнитного поля, в которых каждый слой изолирован друг от друга, намотанными на каркасы 4 и 5, установленных на втулке 6, выполненной в форме стакана из немагнитного материала, внутри которой перемещается якорь 7, выполненный из ферромагнитного материала. На рабочем торце 8 якоря 7 размещен удлинительный стержень 9 из немагнитного материала с высокой электропроводностью. Открытая часть втулки 6 служит для герметизации внутренней полости относительно обмоток. Втулка 6, выполненная из металла 12Х18Н10Т [1], защищает катушки индуктивности от механического воздействия со стороны подвижного якоря закрепленного с объектом контроля.

На рисунке 3 представлен 3 D вариант конструктивного исполнения катушки индуктивности первичного преобразователя линейных перемещений, на которую намотана обмотка проводом ПЭТВ-2, диаметр 0,2 мм.

Результаты экспериментов, приведенные на рисунке 4, показали, что при изменении температуры от –80°С до +70°С, изменения индуктивности обмоток без корпуса наблюдались в диапазоне от до мГн, а с корпусом – от до мГн.

Зависимость индуктивности от изменения температуры можно аппроксимировать линейной функцией вида $y = kx + b$ с удовлетворительной точностью. Геометрический смысл коэффициента k – угол наклона прямой к положительному направлению оси Ох. Таким образом, при воздействии температуры характеристика индуктивности меняет угол наклона. Следовательно, зная температуру окружающей среды и опираясь на модель линейной функции, можно компенсировать этот наклон. При необходимости получения большей точности, зависимость индуктивности от температуры следует аппроксимировать полиномом большей степени [2, 3].

Литература:

1. Патент РФ 2485439 Индуктивный датчик линейного перемещения /Матюнин С.А., Макарьянц М.В., Леонович Г.И., Медноков В.А., Тиньгаев В.С., Макарьянц Г.М., Грошев А.А. Опубл. в 2013 г. (патент на изобретение).

2. Чураков П.П., Свистунов Б.Л. Измерители параметров катушек индуктивности: Монография. – Пенза: Изд-во ПГУ, 1998. – 180 с.

3. Немцов М.В., Шамаев Ю.М. Справочник по расчету параметров катушек индуктивности. – М.: Энергоиздат, 1981. – 136 с.

Разработка структуры и алгоритма работы приоритетного планировщика ОСРВ для микроконтроллеров на базе ядра LEON4 архитектуры SPARC V8/V8e

Титов Ю.П., Борисов А.И., Морина М.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Современные микроконтроллеры используются для высокоскоростной обработки получаемой системой информации. Корректное функционирование таких систем обеспечивается операционными системами реального времени, при разработке которых учитывается и приоритетность работы аппаратуры, и возможность работы в режиме малого энергопотребления. Неотъемлемая часть таких операционных систем — планировщик, обрабатывающий прерывания от микроконтроллеров.

В рамках данной работы для микроконтроллеров на базе 32-битного ядра LEON4 [1] был разработан специальный планировщик, учитывающий основные особенности архитектуры SPARC V8/V8e, а именно три категории системных прерываний: строгие, отложенные и прерывающие.

Для обработки отложенных и прерывающих системных прерываний планировщик сначала проверяет многоуровневую приоритетную очередь отложенных прерываний (MLQ) [2], в которой поток с наивысшим приоритетом будет первым элементом первой очереди, а затем, при необходимости, вызывает соответствующий обработчик нижней половины. Однако сразу

накладывается ограничение: в целях обеспечения защиты передаваемых данных от помех, для некоторых процессов гарантируется только мягкое модельное время.

В режиме пониженного энергопотребления планировщик прекращает свою работу после проверки всех очередей отложенных прерываний. Если выполнение некоторых функций возможно только при отключении режима, то они заносятся в высокоприоритетную очередь отложенных действий [3]. Её обработка производится в режиме суперпользователя.

Для процессов суперпользователя используются две очереди: приоритетных процессов и процессов реального времени. Выполнение процессов из первой планируется с помощью алгоритма Round-Robin с приоритезацией процессов. Очередь реального времени может планироваться с помощью статического алгоритма RMS и динамического алгоритма EDF. Попадающие в неё процессы считаются вытесняющими и способны прервать работу низкоприоритетных процессов.

Если очередь высокоприоритетных процессов суперпользователя пуста, в соответствии с алгоритмом Round-Robin с переменных размером кванта, исполняются процессы из очереди низкоприоритетных процессов суперпользователя.

Процессы пользователя помещаются в одну из трёх очередей с приоритетами: с высоким, средним или низким приоритетом. Каждая из них планируется по алгоритму Round-Robin с зависящим от приоритета размером кванта. Очередь со средним приоритетом содержит процессы, выполняющие программную обработку данных. Все остальные пользовательские процессы помещаются в очередь с низким приоритетом.

Если очередь процессов с низким приоритетом пуста, необходимо перейти в режим пониженного энергопотребления.

Предложенный планировщик в силу особенностей реализации и ограничений позволяет создать только операционные системы мягкого модельного времени. Однако, в случае отсутствия прерываний от аппаратного обеспечения, для высокоприоритетных процессов суперпользователя возможен переход к алгоритмам планирования реального времени.

Литература:

1. Zagan I, Gaitan VG. Hardware RTOS: Custom Scheduler Implementation Based on Multiple Pipeline Registers and MIPS32 Architecture. Electronics. 2019. 8(2). pp. 211. https://doi.org/10.3390/electronics8020211

2. Лав Р. Linux kernel development. Ядро Linux. Описание процесса разработки [. Диалектика, 2019. - 494 с.

3. Таненбаум, Э. Современные операционные системы: практическое руководство - 4-е изд. - Сп-б: Питер, 2019. - 1120 с.

Физическое моделирование оптической связи и квантового распределения ключей с беспилотным летательным аппаратом

[1]Топоровский В.В., [2]Наниджанян А.К., [2]Ярыгин М.А., [1]Галактионов И.В.

[1]ИДГ РАН; [2]МТУСИ, г. Москва, Россия

Использование технологий квантового распределения ключей (КРК) в атмосферном оптическом канале является широко распространенным способом для обеспечения защищенности линий связи [1]. К настоящему времени ведётся исследование в области снижения среднего значения квантовых битовых ошибок (QBER) в системе и выявления факторов, влияющих на качество передачи лазерного излучения. Основными причинами увеличения потерь в атмосферном канале связи являются рассеяние на аэрозольных частицах и локальное изменение показателя преломления при распространении лазерного пучка, которые вызваны атмосферной турбулентностью [2]. Первая проблема может быть устранена путем подбора определенной длины волны излучения, обусловленной «окном» прозрачности атмосферы [3]. Для подавления эффектов турбулентности могут быть использованы методы адаптивной оптики [4] Целью данной работы являлось моделирование оптической связи в лабораторных условиях для определения величины потерь при воздействии на лазерный пучок искусственной турбулентности, что позволит спрогнозировать поведение системы связи на горизонтальных и наклонных трассах для передачи излучения на беспилотный летательный аппарат, являющийся терминалом КРК.

Для этого было проведено исследование возможности передачи квантового ключа между мобильными пользователями через турбулентную атмосферу. В качестве имитаторов пользователей были использованы коллиматоры с выходным диаметром 25 мм C40FC-C Thorlabs, сопряженные с одномодовым оптическим кабелем типа SMF-28, которые в свою очередь были подключены к двум блокам КРК («АЛИСА» и «БОБ») установки EMQOS 1.0. Расстояние между коллиматорами составляло 40 см. Перед коллиматорами были установлены стеклянные пластины, защищавшие оптику коллиматора от потоков горячего воздуха, с помощью которых имитировались характерные условия для работы оптического терминала на беспилотном летательном аппарате. Горячие потоки воздуха на экспериментальном стенде создавались с помощью строительного фена.

Было показано, что после добавления к стенду стекол напротив коллиматоров, скорость выработки просеянного ключа за сеанс связи уменьшилась в 4,5 раза, а средний QBER за сеанс связи возрос с менее 5% до менее 17,5%. При нагреве стекла, находящегося напротив коллиматора со стороны «БОБа», скорость выработки просеянного ключа за сеанс связи уменьшается почти в 2,2 раза и средний QBER за сеанс связи увеличивается в 2,5 раза.

При нагреве стекла, находящегося напротив коллиматора со стороны «АЛИСы», значение среднего QBER за сеанс связи увеличивается приблизительно 2,3 раза без применения фена. Средняя скорость выработки просеянного ключа уменьшается приблизительно в 3 раза.

1. Рословцев И., Казанцев С. Динамика развития протяженных квантовых сетей // Материалы конференции «Современная педагогика и научные исследования в образовательной организации высшего образования». – С. 115-122.

2. Galaktionov I., Sheldakova J., Nikitin A. et al. Laser beam focusing through a moderately scattering medium using a bimorph mirror // Opt. Express. – 2020. – V. 28. – PP. 38061-38075.

3. Тимофеев Ю.М., Васильев А.В. Теоретические основы атмосферной оптики. СПб: Наука. 474 с.

4. Toporovsky V., Galaktionov I., Kudryashov A., Samarkin V. et al. Optimization of Piezoceramic Material Parameters for Stacked-Actuator Deformable Mirror in Free-Space Communication Applications // Proc. of ICCT 2023. – P. 1-5.

Исследование характеристик преобразователя линейного ускорения на основе связанных оптических волноводов

Тюнин А.Н.

МАИ, г. Москва, Россия

Современные системы управления подвижными объектами могут работать в условиях электромагнитных шумов. Для уменьшения их влияния на работу систем можно использовать оптические сигналы в тракте получения первичной информации [1, 2]. Так, предлагаемый преобразователь линейного ускорения, чувствительный элемент (ЧЭ) которого выполнен на основе одномодовых связанных оптических волноводов (СОВ), позволяет разместить источник оптического излучения, два фотоприемника и схему обработки за пределами области измерения, что приводит к повышению помехозащищенности и чувствительности [3].

Чувствительность СОВ к линейному ускорению обеспечивается их расположением на подвижном воспринимающем линейное ускорение элементе, выполненном в виде балки. При ускорении подвижный воспринимающий элемент смещается относительно основания, что приводит к растяжению или сжатию СОВ, из-за чего волновод подвергается воздействию внутренних напряжений. Это приводит к изменению показателя преломления материала, что в свою очередь влияет на распространение света в волноводе и на коэффициент связи между СОВ [4]. Разработанная математическая модель преобразователя линейного ускорения на основе СОВ состоит из трех элементов. Первый элемент описывает зависимость изменения показателей преломления ЧЭ от изменения линейного ускорения. Второй элемент описывает зависимость изменения мощности на выходах ЧЭ от изменений показателей преломления ЧЭ. Третий элемент описывает преобразование выходных оптических сигналов СОВ в электрические и их обработку [5].

При моделировании работы преобразователя ускорения использован ЧЭ на основе одномодовых СОВ с диаметром сердцевины 8 мкм, материалом оболочки – кварцевым

стеклом, легированным фтором, с показателем преломления n_об=1,4226. Варьируемыми конструктивными параметрами являются: материал сердцевины СОВ (кварцевое стекло с показателем преломление n_c_1=1,4510 и кварцевое стекло, легированное пентаксидом фосфора, с n_c_2=1,4661), расстояние между СОВ (от 0,75 мкм до 1,25 мкм). Определены рабочие длины взаимодействия СОВ для измерения линейных ускорений в диапазоне ±100 g и ±10 g. Для того, чтобы во всем рабочем диапазоне измерения линейного ускорения нелинейность функции преобразования не превышала 0,5 %, перепад мощности на выходах СОВ должен быть не более 24 %. Это достигается при рабочей длине взаимодействия СОВ от 0,28 мм до 3,31 мм при измерении линейного ускорения в диапазоне ±100 g.

Получены зависимости выходного напряжения преобразователя линейного ускорения на основе СОВ от прилагаемых линейных ускорений.

Литература:

1. Tai-hoon Kim Analysis of Optical Communications, Fiber Optics, Sensors and Laser Applications. Journal of Machine and Computing 3(2)(2023). https://doi.org/10.53759/7669/jmc202303012.

2. Базыкин С.Н., Базыкина Н.А. Анализ помехоустойчивости информационно-измерительных систем // Фундаментальные исследования. – 2015. – № 3. – С. 19-22.

3. Патент № 2 816 112 Российская Федерация МПК G 01 K 11/32. Оптоволоконный преобразователь температуры: № 2023133300: заявл. 14.12.2023: опубл. 26.03.2024 / Бусурин В.И., Жеглов М.А., Казарьян А.В., Коробков В.В., Коробков К.А., Штек С.Г., 4 с.

4. Схемотехника волоконно-оптических устройств: учеб. пособие / В.М. Гречишников. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 172 с.: ил.

5. А. И. Сидоров, «Основы фотоники: физические принципы и методы преобразования оптических сигналов в устройствах фотоники». Учебное пособие. СПб.: ФГБОУ ВПО «СПб НИУ ИТМО», 2014 г. – 148 стр.

Оценка эффективности импульсно-доплеровской обработки ЛЧМ-сигнала широкополосной РЛС

Харламов А.Н., Яковченко Н.Р.
МАИ, г. Москва, Россия

В современной радиолокации в качестве зондирующего сигнала широко используются сигналы с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) с последующей согласованной обработкой. При идеальном согласовании амплитуда сжатого ЛЧМ-сигнала превышает амплитуду изначального сигнала в базу раз. Однако на практике амплитуда после согласованной фильтрации несколько ниже ввиду искажений, вносимых передающим трактом. В качестве опорного сигнала для осуществления согласованной фильтрации может выступать как математически рассчитанный сигнал, так и сигнал, снятый с выхода передатчика.

В данной работе была исследована эффективность сжатия ЛЧМ-сигнала с математически рассчитанным сигналом и сигналом, снятым с выхода передатчика. В ходе работы были проведены экспериментальные исследования и моделирование. Экспериментальные исследования проводились на базе радиолокационной станции малой дальности с широкополосным ЛЧМ-сигналом и высоким разрешением по дальности. При проведении экспериментов отслеживалась малоразмерная низколетящая цель. Сравнение эффективности сжатия ЛЧМ-сигнала с различными сигналами в качестве опорного было проведено на модельных и экспериментальных данных. В работе также приводится оценка влияния весовой обработки с наложением окна Хемминга при согласованной фильтрации. Сравнение производилось по следующим критериям: амплитуда основного лепестка, ширина основного лепестка, уровень боковых лепестков сигнальных функций. Помимо этого, в работе оценивается эффективность алгоритма доплеровской селекции движущихся целей с различной длительностью пачки импульсов с наложением и без наложения весового окна.

Литература:

1. Справочник по радиолокации: в 2-х кн. Кн.2 / Олтер Д.Дж., Андерсон С.Дж., У.Г. Бат, М.Т. Борковский; под ред. Меррилла И. Сколника пер. с англ. под общ. ред. В.С. Вербы. -

М.: ТЕХНОСФЕРА, 2014. - 678-1351 с.: ил. - Авт. указаны в 1 кн. - Библиогр. в конце глав. - ISBN 978-5-94836-381-3.
2. Бакулев П.А.
Радиолокационные системы: учебник для вузов по спец. "Радиотехника" / П.А. Бакулев. - изд. 3-е, перераб. и доп. - М.: Радиотехника, 2015. - 437 с.: ил. - (Учебник для вузов). - Библиогр.: с.409-410 (20 назв.). - ISBN 978-5-93108-101-4.

Разработка алгоритмов и математическое моделирование для управления движением БПЛА

Хорошко А.Л., Кузнецов П.М.
МАИ, г. Москва, Россия

Современное развитие беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) требует надежного автономного управления, что стало актуальным для множества областей, включая спасательные операции и коммерческую логистику. Одним из важнейших направлений является математическое моделирование и разработка алгоритмов управления для обеспечения точного, устойчивого полета и адаптивности БПЛА в сложных условиях.

В рамках проделанной работы проведен анализ современных программных средств для моделирования, включая MATLAB/Simulink, Gazebo и PX4 Autopilot. Эти инструменты позволили создать симуляционные модели для тестирования алгоритмов управления и интеграции с реальными системами. Gazebo, благодаря интеграции с ROS и реалистичной 3D-симуляции, был выбран как основной инструмент для моделирования автономных навигационных систем.

Рассмотрены и применены кинематические и динамические модели, позволяющие формализовать управление движением. Эти модели включают уравнения для описания аэродинамики и механики полета, что позволило создать системы стабилизации, использующие PID-контроллеры и фильтры Калмана, и обеспечить устойчивость аппарата в различных режимах.

Важным результатом стала разработка и тестирование алгоритмов SLAM (Simultaneous Localization and Mapping) для одновременной локализации и построения карты. На основе сравнительного анализа выбран алгоритм Hector SLAM, который использует данные с лазерного дальномера LiDAR и обеспечивает высокую точность без привязки к одометрии. Данный алгоритм показал отличные результаты в условиях сложной и динамичной среды, что делает его перспективным для автономных задач БПЛА.

Особое внимание уделено интеграции глубокого обучения в SLAM. Включение сверточных нейронных сетей и семантической информации позволило повысить точность распознавания объектов и устойчивость к шумам. Этот подход дает значительные преимущества для навигации и планирования траектории, поскольку алгоритмы обучаются на больших данных и адаптируются к изменяющимся условиям полета.

Таким образом, разработанные алгоритмы управления, а также интеграция методов глубокого обучения демонстрируют высокий потенциал для повышения автономности и эффективности БПЛА в сложных условиях. Полученные результаты подчеркивают перспективность комплексного подхода к управлению БПЛА, включающего моделирование, адаптивные алгоритмы и искусственный интеллект.

Разработка архитектуры системы дополненной реальности для обучения и поддержки операционных процедур

Черенков И.И.
МАДИ, г. Москва, Россия

Дополненная реальность (AR) активно внедряется в образовательные и операционные процессы различных отраслей, значительно улучшая методы обучения и повышая эффективность работы операторов. В докладе представлена разработка архитектуры системы дополненной реальности с интеграцией искусственного интеллекта, ориентированной на обучение и оперативную поддержку операционных процедур в мультидисциплинарной среде.

Система включает в себя интеграцию AR-очков и специализированного программного обеспечения, дополненных модулями ИИ. Искусственный интеллект анализирует поведение оператора в реальном времени и предлагает оптимальные решения для выполнения задач, а также выявляет потенциальные ошибки. Благодаря ИИ, система может адаптировать обучающий процесс под индивидуальные потребности пользователя, автоматически корректировать инструкции и предоставлять рекомендации на основе анализа данных. Это позволяет операторам с высокой точностью выполнять сложные технические задачи, получая информацию о процедурах и возможных ошибках в реальном времени. Особое внимание в архитектуре системы уделено модульности и адаптивности, позволяющим легко модифицировать обучающий контент под специфические задачи различных отраслей.

Применение ИИ и AR в обучении поддерживается исследованиями, которые показывают, что такой подход ускоряет процесс обучения, улучшает его качество, снижает вероятность ошибок и повышает уверенность операторов в выполнении процедур. В докладе также рассматриваются кейс-стади из практики, демонстрирующие успешное внедрение AR и ИИ в производственные и образовательные процессы.

Проведено исследование того, как новые разработки в области технологий дополненной реальности и искусственного интеллекта могут трансформировать методы профессионального обучения и операционной деятельности. Освещаются вопросы будущей интеграции ИИ и AR в различные отрасли, что предоставит возможности для создания более эффективных, безопасных и экономически выгодных подходов к обучению и работе.

Гирбациа, Ф., Бобок, Р. Г., & Бутила, Э. В. (2020). Применение дополненной реальности в автомобильной промышленности: систематический обзор литературы. Прикладные науки, 10(12), 4259.

Schein, E., & Rauschnabel, P. (2023). Augmented Reality in Manufacturing: Exploring Workers' Perceptions. IEEE Xplore.

Ziaee, M., & Hamedi, M. (2021). Augmented Reality Applications in Manufacturing and Its Future Scope in Industry 4.0. arXiv.

Boboc, R. G., Gîrbacia, F., & Butilă, E. V. (2020). The Application of Augmented Reality in the Automotive Industry.

Пространственный механизм для манипуляции объектами в закрытых полостях

Чернецов Р.А., Шалюхин К.А., Филиппов Г.С., Кузнецов В.С.
ИМАШ РАН, г. Москва, Россия

Введение. Современные манипуляторы отвечают требованиям высокой точности позиционирования и жесткости, а также быстродействия, необходимых для решения актуальных проблем машиноведения [1]. Это позволяет использовать их в различных областях производства, науки и техники [2]. Среди многообразия конструкций манипуляторов, особое место занимают механизмы с удаленным центром вращения (УЦВ). Они позволяют манипулировать объектами через небольшое отверстие. В таких устройствах выходное звено, которым служит, например, технический эндоскоп или зонд-датчик, измеряющий какой-либо из параметров среды совершает вращательные движения вокруг неподвижной точки относительно трех взаимно ортогональных осей, при этом все промежуточные звенья располагаются на определенном расстоянии от нее, а рабочая зона механизма находится внутри полости. Данная точка, называемая УЦВ механизма, обычно находится в отверстии, через которое инструмент введен сквозь перегородку в полость, или во внешнюю среду, если речь идет о роботе на борту автономного аппарата, перемещаясь вдоль собственной оси. Получение УЦВ возможно программными методами, например, в распространенной робот-ассистированной системе «da Vinci» [3].

Манипулятор для работы с объектами в закрытых полостях. В Институте машиноведения им. А.А. Благонравова РАН(ИМАШ) ведутся работы по созданию новейшего манипулятора на базе сбалансированного механизма УЦВ, обладающего четырьмя степенями свободы.

Достоинства данного манипулятора состоят в простой системе управления, позволяющей реализовывать программы управления с использованием цифровых и аналоговых задатчиков движения.

Для управления таким механизмом, специалистами ИМАШ РАН разработаны задатчики движения. Например, педальный задатчик для ножного управления в положении стоя или сидя, небольшие джойстики на основе пятипозиционных кнопок, ведется работа по управлению посредством движений головы оператора, в случае необходимости освободить руки.

Заключение.

Структура и конструкция рассматриваемого манипулятора позволяют манипулировать через небольшое отверстие в перегородке инструментом, например, датчика параметров среды, что делает возможным использование в диагностике замкнутых полостей или манипуляцией объектами в забортном пространстве.

Возможным вариантом устройств управления манипулятором являются задатчики движения в виде джойстиков.

Литература:

1. Ганиев Р.Ф., Глазунов В.А., Филиппов Г.С. Актуальные проблемы машиноведения и пути их решения. Волновые и аддитивные технологии, станкостроение, роботохирургия. Проблемы машиностроения и надежности машин, 2018, № 5, с. 16–25.

2. Механизмы для космических роботов/Демидов С.М., Глазунов В.А., Скворцов С.А., Шалюхин К.А., Алешин А.К., Рашоян Г.В.//Актуальные проблемы информатики, механики и робототехники. цифровые технологии в машиностроении тезисы докладов международной научно-практической конференции. 2018.

3. C. Freschi, V. Ferrari, F. Melfi, V. Ferrari, F. Mosca, A. Cuschieri Technical review of the daVinci surgical telemanipulator The International Journal of Medical Robotics and Computer Assisted Surgery 2013;9: pp. 394-406.

4. Разработка механизмов, обеспечивающих постоянство точки ввода инструмента в рабочую зону Алешин А.К., Чернецов Р.А., Терехова А.Н., Глазунов В.А., Шалюхин К.А., Скворцов С.А. В книге: Новые механизмы робототехнических и измерительных систем. Сер. "Мир робототехники и мехатроники" Москва, 2022. С. 48-81.

Многослойная модель ионосферы для оперативного режима позиционирования потребителей ГЛОНАСС

Чубаров Ю.В.

Филиал «ПНБО» АО «НПК «СПП», г. Королев, Россия

На современном этапе развития науки и техники возрастающую роль приобретает спутниковая навигация, к которой предъявляются повышенные требования к точности местоопределения потребителя ГЛОНАСС в оперативном режиме позиционирования. Одним из факторов, оказывающим существенное влияние на прохождение радиосигнала от спутника до приемника, является ионосфера. При прохождении электромагнитной волны через ионосферу происходит изменение скорости и пути ее распространения, что сказывается на времени распространения радиосигнала и приводит к возникновению погрешности при математической интерпретации навигационных измерений [1,2].

В докладе представлена двухслойная модель ионосферы, аппроксимирующая вертикальные значения полного электронного содержания (ПЭС), применимая для одночастотного и двухчастотного потребителя. В приведенной модели основным является слой глобальной ионосферы, представленный в виде полинома с разложением по сферическим гармоникам [3]. Второй слой несет в себе аддитивную поправку, которая определяется в узловых точках по измерениям БИС. Данные первого слоя являются медленно меняющимися и могут определяться один раз в несколько часов, в то время как данные второго слоя формируются по мере поступления измерительной информации от сети БИС. В рамках представленной модели разработана методика определения ионосферных данных для оперативного режима позиционирования с использованием двухчастотной измерительной информации сети беззапросных измерительных средств (БИС). Методика определения ионосферных данных для применения предлагаемой модели состоит из трех основных этапов:

а) оценка дифференциальных кодовых задержек (ДКЗ) в каналах формирования навигационных сигналов НКА и в приемных трактах БИС;

б) определение параметров разложения сферических гармоник модели глобальной ионосферы;

в) определение аддитивных ионосферных поправок, учитывающих текущее состояние ионосферы, в узловых точках на основании измерений, полученных по сети БИС.

Таким образом, разработана многослойная модель ионосферы, позволяющая за счет аддитивных поправок учитывать текущее состояние ионосферы, что потенциально приведет к повышению точности местоопределения в оперативном режиме позиционирования для одночастотного потребителя, а также позволит компенсировать остаточную ионосферную погрешность, возникающую при использовании двухчастотного метода.

Литература:

1. Бакитько Р.В., Болденков Е.Н., Булавский Н.Т., Дворкин В.В., Ефименко В.С., Косенко В.Е., Нартов В.Я., Перов А.И., Тюбалин В.В., Урличич Ю.М., Харисов В.Н., Чеботарев В.Е., Шатилов А.Ю. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. Перова А.И., Харисова В.Н. Изд. 4-е, перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010. – 800 с.: ил. – ISBN 978-5-88070-251-0.

2. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Общее описание системы с кодовым разделением сигналов (редакция 1.0). – М.: РКС, 2016.

3. Schaer S. Mapping and Predicting the Earth's Ionosphere Using the Global Positioning System // Ph.D. dissertation, Astronomical Institute of the University of Bern. – 1999. – 208 p.

Подход к построению траектории разведения элементов полезной нагрузки

Шагин П.Н.

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха, Россия

Представлен подход к построению траектории разведения элементов полезной нагрузки, позволяющий при соблюдении определенных ограничений снизить топливные затраты.

Доводочные ступени ракет, оснащенные твердотопливной двигательной установкой с глубоким регулированием уровня тяги, выполняют задачи разведения полезной нагрузки по индивидуальным траекториям. Движение рассматривается как движение твердого несимметричного тела переменной массы в безвоздушном пространстве при отсутствии аэродинамических сил. Параметром, определяющим направление и скорость (режим тяги двигателя) доводочной ступени на следующую точку траектории, является командный вектор, направленный из текущего центра масс объекта в точку прицеливания.

В докладе предложен подход к достижению требуемого вектора скорости, при котором в случае наличия малого по величине командного вектора на следующую точку прицеливания, исключаются участки моментных разворотов и движение осуществляется в тянущей схеме при пониженной тяге в режиме стабилизации углового движения относительно заданного вектора финишного направления без формирования промежуточной точки. Это может послужить предпосылкой к сокращению гарантийных запасов топлива или, что более существенно, к увеличению зоны разведения при тех же гарантийных запасах энергетики.

Для оценки эффективности подхода проведено моделирование процессов разведения, в котором предложенный вариант движения интегрирован в классическую систему управления, а также разработана программа для анализа статистических данных. Результаты моделирования позволили сформулировать критерии применимости.

Литература:

1. Лысенко Л.Н. Наведение баллистических ракет: Учеб. пособие. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. – 448 с.

2. Разоренов, Г.Н. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) / Г.Н. Разоренов, Э.А. Бахрамов, Ю.Ф. Титов. М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.

3. Системы управления летательными аппаратами: Учебник/ под ред. Г.Н. Лебедева. –М.: Издательство МАИ, 2007. – 756 с.

4. Исаков Э.С., Николаева С.Е., Сагайдин С.И. Задача формирования траектории доводочной ступени и особенности ее отработки. // Труды ФГУП НПЦАП «Системы и приборы управления» № 3. – М.: ФГУП НПЦАП, 2009. – С. 21–25.

Измерение радиальной скорости наземных движущихся целей

[1]Шаляев И.Д., [2]Кучмий А.Д.
[1]АО «НПП «Исток» им. Шокина», г. Фрязино, Россия;
[2]МАИ, г. Москва, Россия

Одной из основных задач бортовых радиолокационных систем (РЛС) воздушной разведки, наряду с обнаружением стационарных наземных (надводных) целей, является селекция (обнаружение) наземных или надводных движущихся целей (СНДЦ) на фоне неподвижной подстилающей поверхности. Чаще всего бортовые РЛС решают данные задачи, реализуя принцип синтезирования искусственной апертуры антенны, что даёт возможность обнаружения малоразмерных наземных целей.

Достигнутый в настоящее время прогресс в области математического моделирования РЛС позволяет с высокой достоверностью имитировать как фоноцелевую, так и помехо-сигнальную обстановки. Это даёт возможность отрабатывать алгоритмы функционирования РЛС на этапе проектирования с учётом большого числа различных факторов. Однако заменить испытания бортовых РЛС в реальных условиях полёта носителя средствами математического моделирования не представляется возможным.

В рамках разработки многофункциональной бортовой РЛС сантиметрового диапазона АО «Научно-производственное предприятие «Исток» им. Шокина проводит её лётные испытания. При проведении испытаний были выполнены полёты для оценки качества режимов функционирования бортовой РЛС при наблюдении стационарных и подвижных целей. Цель данной работы – рассмотреть возможности испытываемой бортовой РЛС по обнаружению и измерению радиальной скорости наземной движущейся цели. Приводится программа эксперимента, геометрия наблюдения участка подстилающей поверхности с наземной движущейся целью. Далее приведен анализ полученных результатов обработки принимаемых сигналов, доказывающий возможности решения задачи СНДЦ применяемыми в бортовой РЛС алгоритмами. В частности, иллюстрируются известный алгоритм доплеровской селекции, а также комбинированный моноимпульсно-доплеровский алгоритм, позволяющий измерять радиальную скорость наземных целей, имеющих большие радиальные скорости.

1. Г.С. Кондратенков, А.Ю. Фролов «Авиационные системы радиовидения» - Москва, «Радиотехника», 2015
2. Shuangxi Zhang, Yuxin Gao, Rui Guo «Ground Moving Target Indication for the Geosynchronous-Low Earth orbit Bi-Static Multi-channel SAR System» - May 2021, IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing
3. О.В. Горячкин, А.В. Борисенков, А.С. Лифанов «Характеристики обнаружения и особенности обработки сигналов воздушных объектов на радиолокационных изображениях космических радиолокаторов с синтезированной апертурой» - Самара, 2022 г.
4. Р. Гонсалес, Р. Вудс «Цифровая обработка изображений» - «Техносфера», 2012 г.
5. Martin Kirscht. Detection and focused imaging of moving objects evaluating a sequence of single-look SAR images. //3rd International Airborne Remote Sensing Conference and Exhibition, Copenhagen, Denmark, 1997. - Vol. I, pp. 393-400.
6. Татарский Б.Г., Ясенцев Д.А. Оценка тангенциальной составляющей вектора скорости наземной движущейся цели в РСА при вращении фазового центра реальной антенны. // Информационно-измерительные и управляющие системы – Изд.: «Радиотехника», 2018

Оптико-электронный комплекс измерения динамики вращения объекта для задач навигации

Шматко Е.В., Поройков А.Ю., Еремин Д.В., Неткачев В.В.
МЭИ, г. Москва, Россия

В эпоху развития цифровых технологий и широкого распространения автоматизации различных процессов точное определение положения и ориентации объекта становится

важным для множества отраслей, таких как робототехника, аэрокосмическая отрасль, машиностроение, медицина и др. Одним из эффективных способов решения такой задачи является использование оптического метода фотограмметрии, который позволяет определить трёхмерные координаты объекта на основе его двумерных изображений. Этот метод может быть реализован с помощью одной видеокамеры и кодовых маркеров, таких как ArUco, AprilTag, STag, CCTag [1], несущих априорную информацию для определения трехмерных координат. Кодовые маркеры представляют собой простую фигуру с уникальным кодом, который может быть распознан и использован для определения положения маркера на изображении, и впоследствии – положения самого объекта. Маркеры являются доступным и достаточно точным фотограмметрическим способом определения трехмерного положения камеры относительно самого маркера. Они используются для широкого круга задач: компьютерное зрение и дополненная реальность [2], робототехника [3], аэрокосмическая отрасль [4], калибровка камер [5] и пр.

Для измерения динамики вращения объекта с целью отладки алгоритмов навигации и управления его положением разработан оптико-электронный комплекс на основе свободновращающейся платформы на аэростатическом подшипнике с расположенными на ней кодовыми маркерами ArUco, цифровых камер, регистрирующих изображения объекта, и специально разработанного программного обеспечения [6]. Такой комплекс предназначен для оценки погрешности навигационного оборудования, отладки алгоритмов управления положением спутников CubeSat и других лабораторных исследований.

С целью повышения точности измерений было проведено компьютерное моделирование платформы и исследовано влияние различных факторов на точность определения её положения и ориентации. В качестве примера практического применения было проведено тестирование инерциальных датчиков, установленных на платформу, и определены погрешности результатов их измерений.

Полученные результаты могут быть использованы для повышения точности и эффективности разрабатываемых оптико-электронных систем на основе кодовых маркеров.

Работа выполнена за счет гранта РНФ, проект № 24-21-00469 (https://rscf.ru/project/24-21-00469/).

Литература:

1. Kalaitzakis M. et al. Fiducial markers for pose estimation: Overview, applications and experimental comparison of the ARTag, AprilTag, ArUco and STag markers // Journal of Intelligent & Robotic Systems. 2021. V. 101. 26 p.

2. Jurado-Rodriguez D., Muñoz-Salinas R., Garrido-Jurado S., et al. 3D model-based tracking combining edges, keypoints and fiducial markers // Virtual Reality. 2023. V. 27. P. 3051–3065.

3. Kansal S., Mukherjee S. Vision-based kinematic analysis of the Delta robot for object catching // Robotica. 2022. V. 40. № 6. P. 2010–2030.

4. Vela C., Fasano G., Opromolla R. Pose determination of passively cooperative spacecraft in close proximity using a monocular camera and AruCo markers // Acta Astronautica. 2022. V. 201. P. 22–38.

5. Son M., Ko K. Multiple projector camera calibration by fiducial marker detection // IEEE Access. 2023. V. 11. P. 78945–78955.

6. Shmatko E.V., Poroykov A.Yu. The estimation of inertial measurement units accuracy using digital image processing algorithms // 2022 Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF). IEEE, 2022. 4 p.

Применение российской среды моделирования Engee для разработки систем связи

Юрьев Ю.Ю.

ЦИТМ «Экспонента», г. Москва, Россия

Цель данного доклада — продемонстрировать методы использования российской среды моделирования Engee для разработки систем связи на примере протокола DMR. В докладе будут рассмотрены ключевые аспекты разработки, начиная с описания самого протокола и заканчивая анализом возможностей Engee для моделирования систем связи.

Протокол DMR (Digital Mobile Radio) представляет собой открытый стандарт цифровой радиосвязи, разработанный Европейским институтом стандартов телекоммуникаций (ETSI). Его основная задача — заменить аналоговую мобильную радиосвязь на более современную и эффективную цифровую систему. DMR предназначен для использования в профессиональных мобильных радиосистемах (PMR) и поддерживает широкий спектр приложений, включая радиосвязь для служб общественной безопасности, промышленности и коммерческих пользователей.

Протокол DMR находит применение в самых разных профессиональных средах, где требуется надежная и стабильная связь, включая службы экстренного реагирования, транспортные компании и промышленные объекты. В этом докладе особое внимание уделяется физическому уровню протокола DMR.

Физическое уравнение системы связи — это математическая модель, описывающая физические процессы, происходящие при передаче и приеме сигналов. Оно описывает взаимодействие передаваемых сигналов с окружающей средой и учитывает ключевые параметры системы, такие как мощность сигнала, частота, уровень шума, затухание, интерференция и искажения.

Основные элементы физического уравнения системы связи включают:

1. Передатчик: генерирует сигнал и передает его через канал связи. Уравнение описывает процесс модуляции, при котором исходная информация (голос или данные) преобразуется в форму, пригодную для передачи по среде связи.

2. Канал связи: это среда, через которую проходит сигнал (воздух, кабель, оптоволокно и т.д.). Уравнение системы описывает, как сигнал взаимодействует с каналом связи, учитывая такие эффекты, как затухание, рассеяние и многолучевое распространение.

3. Приемник: принимает сигнал, восстанавливает его и демодулирует для получения переданной информации. Уравнение описывает процессы демодуляции и коррекции искажений, возникающих в процессе передачи сигнала.

Кроме того, будет подробно рассмотрен функционал Engee, который позволяет разрабатывать системы связи. Особое внимание будет уделено модельно-ориентированному подходу к проектированию, а также возможностям генерации кода на основе созданных моделей.

Достаточные условия H-infinity регуляторов для управления нелинейными непрерывными динамическими системами на конечном промежутке времени

Яковлева А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В аэрокосмической отрасли управление сложными динамическими системами представляет собой одну из ключевых задач. Для достижения требуемого уровня управления в условиях неполной информации о математической модели системы и внешних воздействиях часто требуется разработать алгоритмы и программное обеспечение, которое обеспечивает желаемое качество переходных процессов за счет вычисления коэффициентов матриц оптимальных регуляторов, тем самым удовлетворяя критериям качества управления. Поэтому интерес к всевозможным подходам для поиска управления объектами, в частности летательными аппаратами, возрастает.

В данной работе сформулированы достаточные условия синтеза H-infinity регулятора для управления нелинейными непрерывными динамическими системами на конечном промежутке времени. При применении доказанных в работе достаточных условий оптимальности основной проблемой является нахождение решения нелинейного дифференциального уравнения в частных производных. Для упрощения данной задачи предлагается использовать приближенное решение, основанное на аналогии с теорией линейных систем, предполагая, что искомое решение может быть приближено решением уравнения Риккати. коэффициенты которого зависят от вектора состояния. Предложены пошаговые приближенные алгоритмы решения задач синтеза H-infinity управления по выходу.

Для демонстрации эффективности предложенных методов решен модельный пример. Алгоритмы синтеза регулятора и моделирования системы были реализованы с использованием программного комплекса, разработанного в среде MATLAB.

Измерение параметров движения скоростных наземных движущихся целей

Ясенцев Д.А., Кучмий А.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из основных задач бортовых радиолокационных систем (РЛС) воздушной разведки, наряду с обнаружением стационарных наземных (надводных) целей, является селекция (обнаружение) наземных или надводных движущихся целей (СНДЦ) на фоне неподвижной подстилающей поверхности. Чаще всего бортовые РЛС решают данные задачи, реализуя принцип синтезирования искусственной апертуры антенны, что даёт возможность обнаружения малоразмерных наземных целей.

Особенностью наблюдения движущихся целей бортовыми РЛС, реализующими когерентную обработку принимаемых сигналов в процессе синтезирования апертуры антенны, является тот факт, что в данном случае положение отметки НДЦ на формируемом радиолокационном изображении (РЛИ) подстилающей поверхности не будет соответствовать её истинному угловому положению, а будет смещено по угловой координате на величину, пропорциональную радиальной скорости НДЦ. Это обстоятельство затрудняет обнаружение и измерение составляющих (радиальной и тангенциальной) вектора скорости НДЦ бортовыми РЛС.

Предлагаемый способ к решению задачи обнаружения отметки скоростных (более 5 м/с) НДЦ и оценки их радиальных скоростей заключается в комбинации известных способов СНДЦ, применяемых в бортовых РЛС, таких как способ доплеровской фильтрации и моноимпульсный способ. Совместное использование указанных способов даст возможность не только обнаружить отметки высокоскоростных НДЦ, отметки которых сместились за пределы формируемого РЛИ подстилающей поверхности, но и измерить их радиальную составляющую вектора скорости.

В работе приведена схема вышеописанного способа СНДЦ, даётся его аналитическое обоснование и приводятся результаты математического моделирования, подтверждающие работоспособность и эффективность сформулированного технического предложения.

Направление №5
«Проектирование, производство и эксплуатация ракетно-космических систем»

Проектирование, изготовление и испытания топливных баков с капиллярными заборными устройствами

Александров Л.Г., Константинов С.Б.
АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Россия

В проектах современных космических жидкостных ракетных двигательных установок рассматриваются конструкции топливных баков с капиллярными заборными устройствами (КЗУ), что позволяет снизить массу конструкции топливного бака по сравнению с применением внутрибаковых устройств в виде диафрагменных или сильфонных разделителей. Кроме того, применение КЗУ позволяет увеличить сроки активного существования космических аппаратов по сравнению со случаями применения эластичных разделителей.

Основой применения КЗУ для обеспечения сплошности подачи жидких компонентов топлива к ракетным двигателям является использование сил поверхностного натяжения, действующих в поверхностном слое жидкости и на границе её контакта с элементами конструкции внутрибакового устройства топливного бака. Примером конструктивного исполнения топливных баков космической ДУ может служить конструкция сферического топливного бака с КЗУ, предложенная в патенте RU 2 657137 C2. Конструкция КЗУ состоит из тонкостенных радиальных перегородок, равномерно по окружности расположенных вокруг продольной оси бака. В нижней части радиальных перегородок расположено фазоразделительное устройство (ФУ), проницаемый корпус которого перекрывает выход жидкого компонента топлива из бака. Радиальные перегородки в условиях действия малой гравитации в космическом полёте способствуют локализации жидкости вокруг ФУ, а само устройство предназначено для сепарации газовых включений в виде пузырей из потока жидкости при работе ракетных двигателей. Для повышения степени выработки жидкого компонента топлива из бака ФУ содержит два последовательно расположенных по потоку сепарационных экрана. Сепарационные экраны выполнены из комбинированного пористо-сетчатого материала (КПСМ), характеризующегося объёмной структурой, обеспечивающей высокие сепарирующие характеристики устройства. Использование КПСМ при изготовлении ФУ позволило оптимизировать его массу и снизить производственные затраты.

В целях повышения качества изготавливаемых с КЗУ топливных баков была разработана методика контроля работоспособности ФУ на этапе приёмо-сдаточных испытаний баков на основе контроля значений капиллярной удерживающей способности сепарационных экранов и гидравлического сопротивления ФУ.

Рассмотренный объём проектных, технологических и испытательных работ на этапе создания топливных баков с КЗУ для жидкостных ракетных космических двигательных установок можно считать базовой основой для внедрения КЗУ в отечественное ракетное двигателестроение.

Численное решение задач устойчивости при осевом сжатии вафельных крупногабаритных цилиндрических оболочек из алюминиевых сплавов и сравнение с экспериментом

Анисимов С.А.
АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия

Вафельные цилиндрические оболочки широко применяются в изделиях ракетно-космической техники в качестве силовых элементов конструкций, работающих в условиях больших значений осевых сжимающих нагрузок. Применение таких оболочек, подкреплённых по внутренней поверхности регулярной ортогональной сеткой рёбер, позволяет значительно повысить величину критической нагрузки при осевом сжатии по сравнению с гладкими оболочками. Для расчёта величины критической нагрузки, при которой

происходит потеря устойчивости, используются различные методы. На этапе проектирования традиционно используют эмпирико-статистический метод [1], который основан на результатах обработки большого количества (проведённых в 60-х годах прошлого века) испытаний вафельных оболочек. Влияние начальных несовершенств при этом учитывается эмпирическим коэффициентом устойчивости, который в разы снижает величину критической нагрузки по сравнению с идеальной оболочкой. На этапе разработки конструкторской документации, как правило, используется метод конечных элементов, который позволяет детально анализировать напряженно-деформированное состояние конструкции, учитывать влияние начальных несовершенств на величину критической нагрузки. Однако, в случае крупногабаритных вафельных оболочек применение к их расчёту на устойчивость подробных конечно-элементных моделей может оказаться неэффективным вследствие больших затрат времени на построение соответствующей расчётной модели и последующее проведение расчёта. В представляемом исследовании демонстрируется один из возможных способов преодоления отмеченных трудностей.

Указанная демонстрация осуществляется на примере решения задач устойчивости для трёх подверженных осевому сжатию крупногабаритных вафельных цилиндрических оболочек. Решения осуществляются в рамках линейного бифуркационного подхода с использованием вычислительной модели, основанной на гипотезе «размазывания» и методе численного интегрирования [2]. Будучи реализованной на ЭВМ, подобная вычислительная модель существенным образом упрощает проблему задания требуемых для проведения расчётов исходных данных, касающихся характеристик исследуемой вафельной цилиндрической оболочки. Остаются, однако, недостаточно исследованными вопросы, касающиеся степени согласованности получаемых на основе обозначенной модели расчётных результатов как с экспериментом, так и с результатами подробных конечно-элементных моделей.

В результате проведённых исследований показано, что для трёх принятых к рассмотрению оболочек, изготовленных с применением различных технологий, вычислительная модель, основанная на гипотезе «размазывания», даёт результат близкий (в пределах 3%) к тому, что даёт подробная конечно-элементная модель. Сравнение результатов вычислительной модели с результатами эксперимента указывает на их хорошую согласованность (в пределах 11%), что говорит о возможности получения с применением этой модели достаточно точной и быстрой оценки величины критической нагрузки для сжимаемой в осевом направлении вафельной оболочки. Также проведёнными расчётами показано, что эмпирико-статистический метод даёт достаточно консервативную оценку величины критической нагрузки, занижая результат до 38% по сравнению с экспериментом.

Литература:

1. Лизин, В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. М.: Машиностроение, 1976. 408 с.

2. Анисимов С.А. Численный анализ устойчивости при осевом сжатии вафельных цилиндрических оболочек из алюминиевых сплавов // Труды МАИ. 2024. No 134.

Исследование устойчивости динамических систем

Балык В.М., Шпихернюк А.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Цель настоящей работы состоит в разработке конструктивного метода построения функций Ляпунова для систем обыкновенных дифференциальных уравнений, к котором сводятся многие задачи исследования динамических свойств летательных аппаратов (ЛА). В качестве возмущений рассматриваются неконтролируемые факторы естественного происхождения. Статистический метод построения функции Ляпунова, в отличии от известных методов, где выбираются только функции управления, позволяет выбирать функции управления совместно с проектными параметрами.

Исследованию устойчивости движения динамической системы уделяется много внимания. Безусловно, при разработке новых образцов данной техники являются важными такие вопросы, как устойчивость движения и способы достижения необходимой устойчивости. Анализ работ показывает актуальность проблемы выбора устойчивых режимов движения, а

также актуальность разработки новых методов поиска оптимальных проектных решений. Особую значимость имеют проблемы выбора устойчивых проектных решений к различным факторам неопределенности.

Существует ряд методов исследования устойчивости летательных аппаратов, однако наиболее удобным и распространенным является метод функции Ляпунова, хотя этот метод не совершенен и имеет ряд недостатков. Самым серьезным недостатком ляпуновской теории является то, что в общем случае функцию Ляпунова нужно "угадывать". Прямой метод Ляпунова в теории устойчивости динамических систем. Однако, определение функции Ляпунова не связано прямо со структурными свойствами исследуемой системы и поэтому до сих пор нет исчерпывающих регулярных методов ее построения по заданным уравнениям движения динамической системы.

В работе предложены некоторые методы построения функций Ляпунова для различных типов дифференциальных уравнений. В исследованиях было получено обобщение известной функции Ляпунова "квадратичная форма плюс интеграл от нелинейности".

Дефицит в размерности управления во многом может быть преодолен включением в контур обеспечения устойчивости динамической системы, наряду с выбором управления, выбор проектных параметров, что и делается в настоящей работе. В целом, решение многих проблем обеспечения устойчивости достигается при выборе проектного решения, которое представляет собой совокупность проектных параметров и функций управления. При этом динамическая система приобретает свойства, которых она не имела при фиксированных проектных параметрах.

Структура системы поддержки принятия решений при восстановлении активной работоспособности экипажа в условиях измененной гравитации на обитаемой лунной базе

Баранов М.С., Строгонова Л.Б., Васин Ю.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Для пилотируемой экспедиции к Луне возникает необходимость создания системы поддержки принятия решений в условиях неопределенности, а также разработать блоки управления и контроля, обрабатывающие медицинскую информацию, поступающую на бортовое оборудование медицинского контроля, либо реабилитации. Указанная система повышает безопасность человека на Луне [1], сохранения его работоспособность в период межпланетного полета и его длительного пребывания, в том числе, на обитаемой лунной базе. Измененная гравитация в процессе длительного нахождения экипажа в неизвестных лунных условиях приведет к пересмотру реакции организма человека на монотонность, физиологические изменения и многое другое. В общей совокупности они приводят к потере активной работоспособности человека, что особенно опасно при выполнении задач в условиях неопределенности и экстремальных ситуациях. Таким образом, чтобы повысить безопасность членов экипажа, возникает необходимость в контрольной оценке состояния стабильности тела космонавта, работающего в экстремальных условиях. Однако, факторы стресса являются одними из сложных в оценке. Соответственно, необходимо разработать систему, которая будет в режиме реального времени, непрерывно контролировать активную работоспособность экипажа в условиях обитаемой лунной базы [2].

Основные направления системы поддержки принятия решений (СППР) в условиях измененной гравитации сосредоточены на решении следующих проблем [3]:

- обеспечение максимальной автономности диагностического процесса в условиях измененной гравитации;
- выбор высоко информативных методов и средств диагностики;
- расширение диагностических возможностей за счет создания автоматизированной экспертной системы на базе специализированного компьютера;
- создание бесконтактных систем для выполнения основных диагностических обследований при длительной работе на обитаемой лунной базе;
- диагностические обследования должны ориентироваться на оценку степени напряжения регуляторных систем;

• дифференцирование физиологических состояний, адекватных текущим условиям внешней среды, от патологических, и специфических проявлений реакций от неспецифических.

Литература:

1. Автореферат диссертации на соискание ученой степени доктора технических наук. Белявский. А. Е. «Методологические основы проектирования системы обеспечения теплового режима лунной базы».
2. Строгонова Л.Б., Васин Ю.А., Баранов М.С., Сафронова К.П. «Структура системы поддержки принятия решений (СППР) для медико-технического обеспечения обитаемой лунной базы». Научно-технический вестник Поволжья №6, 2023 г. С. 114-117.
3. Строгонова Л.Б., Макарова С.М., Столярчук В.А. Обучение специалистов высшей квалификации при решении проблем освоения космического пространства для оценки степени риска человека при межпланетных миссиях. Тезисы доклада 61 МАФ, Прага, 2010, 61 IAC-10-E1.3.11.

Система обеспечения жизнедеятельности на этапах строительства обитаемой лунной базы

Белявский А.Е.

МАИ, г. Москва, Россия

Система обеспечения жизнедеятельности на этапах строительства обитаемой лунной базы

Развитие человечества в области исследования и освоения космического пространства дает человеку шанс расширить ареал своего существования и повышает шанс выживаемости вида под действием экстремальных факторов окружающей среды. За последний миллиард лет биосфера Земли претерпела пять глобальных вымираний, когда на планете оставалось лишь несколько процентов видов простейших организмов, и развитие приходилось начинать с начала. Присутствие человечества на двух телах Солнечной системы делает наш вид значительно устойчивей к катастрофическим воздействиям внешней среды. Первым шагом в освоении Солнечной системы является постройка обитаемой лунной базы.

Рассмотрим этапы строительства обитаемой ленной базы и развития ее системы обеспечения жизнедеятельности (СОЖ).

На первом этапе предусмотрено проведение исследования Луны автоматическими аппаратами, разработку транспортной космической системы для доставки людей и грузов с Земли на Луну и обратно, и серию пилотируемых экспедиций на окололунную орбиту и поверхность Луны. На данном этапе будет использоваться штатная СОЖ перспективного пилотируемого транспортного корабля и взлетно-посадочного лунного модуля.

Вторым этапом освоения Луны станет строительство обитаемой лунной базы минимальной конфигурации.

Для перелетов с орбиты Земли на орбиту Луны и обратно разрабатываются многоразовые межорбитальные буксиры с электрорактетными двигателями. Многоразовые взлетно-посадочные комплексы будут осуществлять доставку полезных грузов с орбиты на лунную поверхность.

Перемещение грузов по поверхности Луны и проведение строительных работ предполагается осуществлять автоматическими луноходами. Различное навесное оборудование позволит проводить луноходам исследования и использования грунтовых пород.

Предполагается доставка рабочего и транспортно-грузового лунохода. С помощью луноходов будут приготовлены траншеи для противорадиационного укрытия жилых модулей станции и место для ядерной энергетической установки. В траншеи будут установлены жилые модули, состыкованы между собой и засыпаны реголитом.

Численность состава экипажа лунной базы минимальной конфигурации предполагается 3 человека. Смену экипажа предполагается производить раз в 6 месяцев. В первое время все необходимые грузы будут доставляться с Земли [1]. Система обеспечения жизнедеятельности лунной базы минимальной конфигурации будет формироваться на основе физико-химических процессов регенерации воды и кислорода совместно с доставкой продуктов питания и расходных материалов с Земли.

Третий этап предусматривает расширение лунной базы. На этом этапе завершится создание замкнутой, полностью из лунных ресурсов, системы жизнеобеспечения. Будет произведена отработка технологии получения из реголита кислорода для использования его в качестве компонента топлива, металлов и кремния [2].

Литература:

1. Belyavskii A.E. Outer loop Structure of a Spacecraft Thermal Control System with Heat Stores // Russian Engineering Research. - 2022. - Vol. 42. - Is. 1. - P. 60-62.

2. Кудрявцева Н.С., Садретдинова Э.Р., Заговорчев В.А. Гелиосистема горячего водоснабжения для обитаемой базы на полюсах луны // Международный научный журнал Альтернативная энергетика и экология. - 2019. - № 7-9. - (291-293). - С. 85-96.

Моделирование теплообмена в конденсаторе контурной тепловой трубы

Беляков А.Ю., Панин Ю.В.

АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Россия

Системы обеспечения теплового режима (СОТР) современных негерметичных космических аппаратов (КА) [1] основываются на применение тепловых труб различного типа: аксиальных, артериальных и контурных (КнТТ). Особое место среди тепловых труб занимают контурные тепловые трубы (КнТТ). В отличие от аксиальных или артериальных тепловых труб, КнТТ имеют раздельный испаритель и конденсатор в виде радиационной поверхности, используемой для сброса избыточной тепловой энергии с борта КА в окружающее пространство или теплообменника для кондуктивной теплопередачи на последующий теплопередающий агрегат.

Одной из частных задач проектирования СОТР, включающей последовательно соединенные КнТТ, является оценка перепада температур между конденсатором и испарителем контурных тепловых труб. Особенность решения данной задачи состоит в необходимости учитывать все параметры конструктивных элементов конденсатора КнТТ и особенности теплопередачи при конденсации теплоносителя.

В настоящей работе задача решается в стационарной постановке. В качестве граничных условий заданы массовый расход теплоносителя в паровой фазе на входе в конденсатор, температура, теплоносителя на входе, давление на выходе из конденсатора, тепловой поток, отводимый от испарителя.

Данная задача решается с помощью вычислительного комплекса FLOEFD. Сложность решения поставленной задачи заключается в отсутствии в используемом вычислительном комплексе инструментов, позволяющих полноценно моделировать фазовый переход. Поэтому вводятся следующие допущения:

1) Задается кусочно-линейная функция удельной теплоемкости теплоносителя: в малом температурном диапазоне вблизи температуры фазового перехода задается значение удельной теплоемкости теплоносителя таким образом, чтобы количество теплоты, необходимое для его нагрева на температуру было равно скрытой теплоте фазового перехода теплоносителя.

2) Плотность теплоносителя задается постоянной, равной плотности его жидкой фазы.

3) Считается, что паровая и жидкая фазы теплоносителя имеют четкую границу раздела.

4) Паровая фаза движется по конденсатору со скоростью (порядка нескольких десятков м/с), из-за чего течение может быть турбулентным. Для учёта теплопередачи в паровой фазе выбирается эффективный коэффициент теплопроводности с учетом интенсивности конвективного теплообмена.

В результате расчёта получено поле температур в рассматриваемой конструкции, распределение фаз теплоносителя. Исходя из полей температур находится перепад температур между теплоносителем, протекающем в конденсаторе одной КнТТ и испарителем другой КнТТ.

Стратегия развития наземных комплексов приема, обработки и распространения информации с космических аппаратов, разработки АО «НПО Лавочкина»

Березовская В.П., Бадаев И.М., Добрыдник А.Н., Козинин Е.А.
АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Россия

В период до 2030 года запланировано проведение работ по созданию наземных комплексов приема, обработки и распространения информации (НКПОР) и их составных частей для работы с космическими аппаратами научного и социально-экономического назначения:

• КА астрофизических и других научных исследований («Арка», «Спектр УФ», «Гамма-400»);

• лунная программа («Луна-Ресурс-1» (ОА));

• орбитальные группировки КА («Арктика-М», «Электро-Л» и т.п.);

• орбитальные группировки МКА («Беркут ВР», «Беркут-РСА», «Беркут ВД» и т.п.),

работы планируется проводить в том числе с привлечением средств единой территориально-распределенной информационной системы дистанционного зондирования Земли (ЕТРИС ДЗЗ). Для реализации стратегии технические средства базовой инфраструктуры ЕТРИС ДЗЗ дооснащаются необходимыми техническими средствами, программными комплексами.

НКПОР предназначен для решения всего спектра задач по приему, обработке и распространению целевой информации, поступающей с КА, в том числе проведения испытаний с бортовой аппаратурой на территории АО «НПО Лавочкина», на объектах эксплуатации и подтверждения характеристик космической системы в период летных испытаний.

Стратегия развития НКПОР должна включать технические и организационно-штатные мероприятия для выполнения работ по созданию (модернизации):

• НКПОР и СЧ НКПОР;

• автоматизированных рабочих мест (стендов) главного конструктора АО «НПО Лавочкина», на которых производится разработка, отладка и настройка специального программного обеспечения (СПО) обработки информации, СПО радиотехнических комплексов, а также отработки схемных решений приема радиосигналов и сопровождения созданных изделий, в том числе на этапе эксплуатации;

• автоматизированных рабочих мест проверки сквозного информационного тракта (АРМ СИТ), включающих средства приема информации по радиотракту и СПО;

Предложенный подход позволяет целесообразно распределять человеческие ресурсы и вычислительные ресурсы технических средств.

Определение коэффициента аккомодации при взаимодействии лобового тормозного экрана с набегающим потоком

Борисенко И.А., Нетелев А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Для расчета значения конвективных тепловых потоков при обтекании сферически затупленного конусного тела свободномолекулярным

газовым потоком может быть применено полуэмпирическое уравнение Фея-Риддела [2,3]. Однако его использование связано с некоторыми трудностями. Одной из которых является трудность экспериментального измерения коэффициента аккомодации, даже в лабораторных условиях.

Тепловое состояние системы в работе описываться совместным решением внешней и внутренней задач теплопереноса.

Дополнительная информация, которая необходимая для определения неизвестного коэффициента получается с помощью термопар, интегрированных в лобовой тормозной экран, а для получения граничного условия на внутренней границе экрана монтируется датчик теплового потока.

Использование одномерной модели возможно по причине многократного превышения радиуса затупления экрана над его толщиной. При этом,

граничное условие на внешней границе может быть определено во время предварительного эксперимента с использованием показаний датчика теплового потока [1].

После этих действий расчет коэффициента аккомодации будет являться классической обратной задачей. Однако, в силу некорректности таких задач, для их решения необходимо использовать специализированные методы, которые позволяют в результате получить устойчивое решение [4].

На практике, наиболее результативным из этих методов считается метод итерационной регуляризации. В нем поиск точного решения задачи производится путем минимизации целевого функционала экспериментально измеренных и расчетных температур.

Для верификации представленной в работе методики планируется использовать экспериментальные данные, которые полученны на стенде конвективного нагрева в «Тепловой лаборатории НИО-601» МАИ [1] на экспериментальной установке УКН-1.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и образования Российской Федерации по проекту FSFF-2023-0007.

Литература:

1. Reviznikov D.L., Neverova D.A., Nenarokomov A.V., Morzhukhina A.V., Chumakov V.A. Identification of gas properties via measurements of absorbed heat flux. Journal of Engineering Thermophysics. 2022. Т. 31. № 2. С. 248-260.

2. Никитин П.В. Тепловая защита. - М: Изд-во МАИ 2005 С. 511 с.

3. Алифанов О.М., Иванков А.А., Нетелев А.В., Финченко В.С. Применение аэроупругих устройств с гибкой тепловой защитой для торможения аппаратов в атмосфере планет. Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6. № 7. С. 301-307.

4. Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. - М.: Наука, 1986, 288 с.

5. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В. Экстремальные методы решения некорректных задач и их приложения к обратным задачам теплообмена, М.: Наука, 1988, - 288с.

Проблемы проектирования механических систем разделения для РКН сверхлегкого класса и пути их решения с использованием методов цифрового прототипирования

Борисов В.Д., Кабанов А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время развитие технологий в области космический систем, ведет к тенденции уменьшения массово-габаритных характеристик космических аппаратов (КА), что в свою очередь требует разработки и создания новых транспортных систем сверхлегкого класса. На данный момент в мире разрабатывается и эксплуатируется более двадцати ракет космического назначения сверхлёгкого класса (РКН СЛК). Однако в современной российской промышленности нет эксплуатируемых аналогов таких ракет, а также практически отсутствуют методы и практики проектирования связанных систем РКН СЛК.

Анализируя конструкции РКН различных классов, можно проследить зависимость: с увеличением класса РКН конструктивно усложняются узлы систем разделения. Исходя из вышесказанного проектирование с помощью масштабирования существующих систем излишне и приведет к необоснованному увеличению массы системы разделения, следовательно, необходима проработка более простых конструкций. Также в российской космической промышленности исторически сложилось, что в качестве систем разделения в основном используются пиротехнические средства. Однако они имеют ряд недостатков: невозможность проверки на функционирование готового изделия, высокие ударные нагрузки, высокие требования безопасности и др. Мировая практика же создания РКН показывает тенденцию отказа от пиротехнических систем разделения в пользу механических.

Такие системы разделения работают при различных условиях эксплуатации, влияющих на общую динамику системы (изменение температуры конструкции, внешнего давления, вибрации, производственные погрешности), учесть все из которых невозможно при наземных испытаниях, а выявление конструктивного несовершенства на этапах летных испытаний и их исправление приводит к увеличению затрат на разработку нового изделия.

Альтернативой экспериментальной отработки изделий является использование методов цифрового прототипирования. Целесообразно применять эти методы на ранних этапах разработки системы разделения для сравнительной оценки вариантов и решений с учетом конструктивных и эксплуатационных особенностей разрабатываемых изделий: определить динамику движения отделяемых частей с учетом упругих свойств материалов и различных условий эксплуатации (Euler, NX Motion, T-FLEX Динамика), динамическое нагружение конструкции (Ansys, Nastran, Abaqus), массу (NX, SolidWorks, Компас-3D), надежность (ПК «Надежность») и др.

В работе рассматриваются существующие методы проектирования систем разделения [1, 2] и их верификация в цифровой среде. Рассмотрено движение систем разделения ГО, как твердого тела: описаны этапы движения створок ГО, определены граничные условия. На основании вышесказанного были составлены и решены уравнения движения системы для описания движения ГО с течением времени относительно РН. С использованием средств цифрового прототипирования, была проведена симуляция разделения, что позволило получить наглядную визуализацию движения створок ГО и верифицировать расчетную модель. В работе предложены новые методы проектирования путем внедрения цифрового прототипирования для уточнения аналитической модели, разрабатываемой системы и ее верификации.

Литература:

1. Колесников К.С. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет: учебное пособие. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2006. 376 с.

2. Круглов Г. Е. Аналитическое проектирование механических систем [Электронный ресурс] : учеб. пособие. Самарский государственный аэрокосмический университет им. С. П. Королева. 2000.

Расчет нестационарной теплопроводности в криогенном баке аналитическими и численными методами

Васильев Ф.А., Егоров А.В.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

В настоящее время криогенные компоненты топлива планируются к активному применению в ракетно-космической технике в связи с высокими энергетическими характеристиками и экологической безопасностью. Однако конструкция под криогенные топливные баки имеет массу требований, такие как обеспечение прочности и устойчивости, поддержание заданной температуры внутри бака и обеспечение герметичности. Конструкция такого бака имеет металлическую несущую оболочку и теплоизоляционное покрытие, выполненное, как правило, из пенопласта или пенополиуретана. Теплоизоляционный слой является одним из главных элементов в конструкции криогенного бака, так как сохраняет требуемую температуру внутри бака и препятствует закипанию компонента топлива. Теплоизоляционный слой может быть покрыт теплозащитным покрытием или экранно-вакуумной теплоизоляцией, в зависимости от условий эксплуатации.

Одним из расчётных случаев криогенных баков является захолаживание с последующей заправкой, так как во время этого процесса образуется температурное напряжённо-деформированное состояние всей многослойной конструкции, при котором возможно образование отслоений теплоизоляционного покрытия от металлической оболочки.

В данной статье рассмотрена нестационарная задача теплопроводности многослойной конструкции бака с учётом и без учёта отслоения теплоизоляционного слоя. Целью исследования является определение влияния воздушного зазора между металлической оболочкой и слоем теплоизоляции на нестационарное распределение поля температур. Результаты решения были получены аналитическими и численными методами, которые были близки по своим значениям. По результатам исследования температурного поля конструкции получено, что отслоения теплоизоляции недопустимы, в противном случае возможен локальный нагрев металлической оболочки, что приведёт к закипанию криогенного компонента топлива и взрывоопасности, а также частичное или полное разрушение теплоизоляционного покрытия, вызванного деформациями.

Исследование эффективности маневрирования КА в атмосфере Венеры при выходе на заданную орбиту на заключительном этапе межпланетного перелета Земля-Венера

Верещагин А.О.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящей работе составлена методика решения задачи баллистического проектирования траектории управляемого движения космического аппарата (КА), предполагающая использование аэродинамического маневра (рассматривается возможность многократного погружения) в атмосфере Венеры в процессе выхода на замкнутую планетоцентрическую орбиту с целью рассеяния избыточной энергии аппарата и минимизации затрат топлива (путем уменьшения суммарной характеристической скорости).

Областью применения методики являются задачи оптимизации траектории перелета управляемого КА, включающие атмосферные участки планет назначения.

Особенностью методики является оценка эффективности включения участков атмосферного маневрирования аппарата в рамках конечного этапа межпланетного перелёта. Данный подход предполагает решение соответствующей задачи траекторной оптимизации «совместно» для всех рассматриваемых участков движения (гелиоцентрического и планетоцентрического) КА с учетом поточечных и чисто фазовых ограничений.

С целью повышения устойчивости численного интегрирования, и как следствие, общей вычислительной схемы решения траекторной задачи, в данной работе были введены некоторые специальные преобразования, такие как перенос центра системы координат, изменение ориентации осей и перемасштабирование фазовых и независимой переменных. Данные преобразования также учитывались в процессе формализации оптимизационной проблемы, рассматриваемой в виде задачи оптимального управления.

Для проверки работоспособности и оценки эффективности данной методики, последняя была использована для решения задачи нахождения оптимальной траектории управляемого КА в рамках перелёта Земля-Венера. В качестве критерия оптимизации рассматривается суммарная характеристическая скорость аппарата.

При постановке задачи предполагалось, что КА оснащен надувной несущей аэродинамической поверхностью, а управление аппаратом осуществляется по углу атаки и «скоростному» углу крена. Выбор данной пары углов в качестве управления в рамках рассматриваемой траекторной проблемы в какой-то мере позволит избежать «жесткой» привязки к форме и геометрии аппарата, и как следствие, использовать более простые (но при этом адекватные) соотношения, описывающие его аэродинамическую модель [1].

В результате были получены необходимые условия оптимальности, проведен анализ регулярности смешанных ограничений, а также анализ сопряжения различных участков движения КА вдоль перелетной траектории при наличии линейного преобразования координат [2]. Поставленная задача оптимального управления была редуцирована к многоточечной краевой, для которой был разработан алгоритм численного решения [3].

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда No 22-79-10206, https://rscf.ru/project/22-79-10206/.

Литература:

1. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет. – М.: Наука, 1985. – 383 с.

2. Алексеев В.М., Тихомиров В.М., Фомин С.В. Оптимальное управление. – М.: Физматлит, 2007. – 408 с.

3. Дикусар В.В., Милютин А.А. Качественные и численные методы в принципе максимума. – М.: Наука, 1989. – 144 с.

Исследование проектных параметров телескопического комплекса для сверхнизкоорбитального космического аппарата наблюдения со сверхвысоким пространственным разрешением

Волоцуев В.В., Пересыпкин К.В., Танеева А.С.
Самарский университет, г. Самара, Россия

Одной из тенденций является развитие космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ), размещаемых на сверхнизких околоземных орбитах (средняя высота орбиты ниже 300 км), с целью получения космических изображений со сверхвысоким пространственным разрешением лучше одного метра на пиксель в панхроматическом режиме. Кроме того, у разработчиков КА ДЗЗ все чаще появляется интерес к созданию проектов, позволяющих получать космические изображения с пространственным разрешением порядка 10 ÷ 30 см на пиксель. Снижение высоты рабочей орбиты — это один из способов улучшения пространственного разрешения [1].

В настоящих исследованиях предлагается разместить на борту КА, имеющего «стреловидную» геометрическую форму подобную КА «GOCE», оптическую аппаратуру наблюдения для получения снимков сверхвысокого пространственного разрешения. Рассматривается оптическая схема Ричи-Кретьена с главным, вторым зеркалами и дополнительным плоским зеркалом для изменения хода лучей [2]. Получены результаты исследований для телескопа с диаметром главного зеркала 70 см (для достижения пространственного разрешения лучше 30 см на пиксель со сверхнизких орбит)

Была выбрана силовая схема фермы телескопа с выполнением следующих условий: материалы конструкции менее чувствительные к перепаду температуры; поперечные сечения силовых элементов такие, чтобы собственные частоты были выше 25 Гц. Чтобы не было относительного положения элементов оптической системы, можно использовать стержни фермы, которые имеют разные коэффициенты температурного расширения в разных направлениях [3].

В результате исследований был разработан проект фермы для закрепления зеркал в оптико-электронной аппаратуре наблюдения, предназначенной для размещения на сверхнизкоорбитальном КА ДЗЗ. В оптической схеме наклоненное плоское зеркало имеет диаметр в 2 раза больше, чем диаметр главного зеркала. Для облегчения конструкции был выбран проект фермы, имеющей коническую часть (для соединения главного зеркала со стыковочным шпангоутом) и цилиндрическую незамкнутую часть (для закрепления наклоненного плоского зеркала).

Литература:

1. Волоцуев В.В. Низкоорбитальные космические аппараты высокодетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах высотой ниже четырехсот километров // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2021. — № 12 (120);

2. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учебное пособие / В.И. Куренков - Самара: Издательство Самарского университета, 2020. - 461 с.: ил.;

3. Yuan Chen, Lin Ye, Anthony J. Kinloch, Y.X. Zhang 3D printed carbon-fibre reinforced composite lattice structures with good thermal-dimensional stability Composites Science and Technology Volume 227, 18 August 2022, 109599.

Реализация принципов ESG -ответственности на предприятиях авиастроительного комплекса

Галкина Е.Е., Ковтун М.А., Кабанов А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Ежегодное увеличение объемов производства и потребления неизбежно ведет к увеличению масштабов негативного воздействия на окружающую природную среду. Для решения этой проблемы необходим переход к устойчивому развитию международной экономики и экономик отдельных государств. С этой целью следует принимать неотложные меры,

направленные на ограничение деятельности промышленных предприятий, как основных источников загрязнения и стимулирование эффективного решения экологических проблем.

На международном уровне появилась инициатива учета эффективности работы предприятий в области устойчивого развития – рассмотрение критериев ESG (environmental, social, governance) – ответственности предприятий при принятии решений об их финансировании (наряду с оценкой экономической эффективности их деятельности). Инвесторы считают, что такой подход позволит достичь целей устойчивого развития мировой экономики.

Международной организацией по стандартизации, для оказания помощи предприятиям в организации работы по охране окружающей среды и работы по охране труда и здоровья персонала разработаны стандарты ИСО14001:2015 и ИСО 45001:2018. Следует отметить, что внедрение требований стандартов позволит предприятию не только повысить эффективность работы по охране труда и окружающей среды, но и обеспечить соответствие требованиям ESG-ответственности, установленной финансовыми компаниями к деятельности предприятий.

Анализ показателей, применяемых для оценки ESG-ответственности предприятий, установленных в рекомендациях Банка России, позволяет сделать вывод, что предприятия выбирая показатели эффективности работы системы экологического менеджмента и системы менеджмента охраны труда и здоровья, могут выбрать в качестве показателей именно те, которые будут учитываться финансовыми организациями. Таким образом разработка систем экологического менеджмента и менеджмента охраны труда и здоровья позволят предприятию не только повысить эффективность управления, но и будет способствовать повышению рейтингов предприятия, устойчивости позиций предприятия на рынке, расширению возможностей для получения кредитов, а также будет способствовать привлечению квалифицированных кадров.

Идеология модульного построения космических аппаратов для обеспечения серийного изготовления

Гаськов А.С., Зыкин И.А., Зимин И.И.
АО «РЕШЕТНЁВ», г. Железногорск (Красноярский край), Россия

В настоящее время в мировой отрасли наблюдается увеличение такта выпуска КА. Это происходит в связи с растущими требованиями к существующим и перспективным космическим системам. В связи с данными изменениями все актуальнее становится применение серийного производства КА. Но существующая система конструирования и сборки КА (например, стапельная сборка) уже не отвечает новым условиям быстроменяющейся космической отрасли.

В качестве возможного варианта решения данной проблемы предлагается использовать идеологию модульного построения КА. Её принцип заключается в декомпозиции космического аппарата на модули: конструктивно-технологический и автономный системный. Конструктивно-технологический модуль представляет собой конструктивно-технологическую подсборку, состоящую из БА (одной или нескольких служебных систем), элементов конструкции, элементов СТР и бортовой кабельной сети. Данные модули собираются одновременно на параллельных линиях, после чего последовательно интегрируются на несущую конструкцию, образовывая тем самым СЧ КА.

Автономный системный модуль представляет собой конструктивно законченную сборочную единицу, состоящую из целевой бортовой аппаратуры, элементов несущей конструкции, элементов СТР и бортовой кабельной сети. В отличие от конструктивно-технологического, автономный системный модуль имеет в своем составе функционально законченные системы. По этой причине проверка его работоспособности может проходить автономно с получением заключения на модуль в целом.

Поскольку каждый из модулей имеет как преимущества, так и недостатки, оптимальным решением будет применение комбинированного метода модульного построения, включающего в себя наличие в составе КА как автономного системного, так и конструктивно-технологического модуля. Ю

Функционально любой космический аппарат может быть разделен на 2 составные части - модуль полезной нагрузки и модуль служебных систем. Рациональным будет выделить в отдельный модуль полезную нагрузку КА и, с учетом ответственности его функционирования в составе КА, возможности расположения его элементов на единой платформе, его функциональной законченности сделать его автономным системным модулем с проведением всего комплекса испытаний собранного модуля на заводе-изготовителе БА полезной нагрузки. Служебные системы целесообразно выделить в конструктивно-технологический модуль с проверкой их функционирования уже в составе КА Применение модульного деления может также сократить время сборки и проведения испытаний КА. Например, предлагается изменить последовательность и объём проведения испытаний КА.

При сборке КА при модульном делении сборка модулей осуществляется на параллельных поточных линиях. Количество потоков может определяться обеспечением такта выпуска и возможностью производства для их размещения. Это позволит значительно уменьшить общую трудоемкость выполняемых работ (по сравнению со стапельной сборкой).

В заключение необходимо отметить, что модульное построение КА является одним из важнейших условий обеспечения установленного такта выпуска космических аппаратов в условиях серийного производства. В работе доказана целесообразность применения комбинированного деления КА на автономный системный модуль полезной нагрузки и конструктивно-технологический модуль служебных систем при создании серийного КА.

Применение методов анализа задач при проектировании интерфейса пульта управления системами перспективного гражданского воздушного судна

[1]Глухова Э.Д., [1]Грешников И.И., [2]Груздов И.Ю., [3]Логачев С.Д.
[1]ФАУ «ГосНИИАС»; [2]МАИ; [3]МГППУ, г. Москва, Россия

В настоящее время проектирование человеко-машинных интерфейсов авиационных пультов проводится методом аналогий [1]: рассматриваются существующие пульты и дорабатываются экспертами в соответствии с новыми требованиями. По результатам летных испытаний требования уточняются. На следующих этапах проводится доработка пультов и новые испытания.

В случае перспективных ВС методы аналогий могут быть не применимы, так как вносимые новации (например, переход к одночленному экипажу), приводят к необходимости изменения традиционного отработанного порядка работы экипажа [1-4].

Поэтому особую актуальность приобретают методы системного проектирования человеко-машинных интерфейсов, позволяющие разрабатывать новые решения на основе функциональных требований [4].

В работе проводится анализ функций и задач экипажа при управлении авиационными системами.

Анализ задач осуществлялся на основе метода иерархического анализа задач HTA (Hierarchical Task Analysis) [4-9]. По результатам была составлена таблица, «задача–требование–элемент интерфейса», служащая инструментом для системной проверки реализуемости каждой задачи посредством доступных элементов управления. Это позволило установить прямую связь между функциональными требованиями, задачами экипажа и конкретными элементами интерфейса пульта.

Разработанный пульт был реализован в составе комплексного демонстратора технологий самолетов транспортной категории и прошел экспертную оценку в ходе испытаний комплекса [10].

Таким образом было показано, что с помощью разработанного человеко-машинного интерфейса пульта управления возможно выполнить все функциональные задачи управления авиационными системами. Доклад подчеркивает важность применения системного подхода и анализа функций и задач экипажа при проектировании человеко-машинных интерфейсов перспективных воздушных судов.

1. Hu Y. Civil Aircraft Flight Crew Operation Procedure Design Method Based on System Engineering / Hu Y., He S., Ma X. – Текст: электронный // ICASIT 2020: Proceedings of the 2020 International Conference on Aviation Safety and Information Technology. – 2020. – ISBN: 978-1-

4503-7576-4. – Pages 336–341. – URL: https://doi.org/10.1145/3434581.3434692 (дата обращения: 22.06.2021). – Режим доступа: по подписке ACM.

2. А. Купер, Р. Рейман, Д. Кронин, К. Носсел. Интерфейс. Основы проектирования взаимодействия. – СПб.: Питер, 2017. – 720с.

3. O.N. Korsun, A.A. Pirozhkov, E.D. Glukhova, N.V. Skryabikov, System Methodologies for the Design of Human–Machine Interfaces for Advanced Aircraft. Recent Developments in High-Speed Transport, Aerosp. Sci. Technol., 23-32 (2023) https://doi.org/10.1007/978-981-19-9010-6_3.

4. А.Н. Анохин. Н.А. Назаренко. Проектирование инетрфейсов. //Человеко-машинные системы, Биотехносфера, 2010, №2(8). С. 21-27.

5. J. Annett, K. Duncan. Task analysis and training design. // Occup. Psychol., 1967, 41. P. 211–221.

6. O.N. Korsun, E.D. Glukhova, V.D. Lyakhov, N.V. Skryabikov Methodology for obtaining time intervals of crew data entry tasks performance in modern avionic systems. International Journal of Open Information Technologies ISSN: 2307-8162 vol. 11, no.4, 2023.

Концепция формирования научно-технического задела для разработки перспективных изделий

Горбунов Г.Л., Красноперов П.М.
ПАО «РКК «Энергия», г. Королев, Россия

Научно-технический задел (НТЗ), как результат прикладных исследований, необходим для разработки новых изделий, бортовых систем и их элементов на стадии ОКР. Отсутствие или недостаточный НТЗ приводит к технологическому отставанию, не достижению запланированных ТТХ и срыву запланированных сроков разработки новых изделий.

В тоже время, зачастую формирование НТЗ в условиях ограниченности ресурсов происходит не системно, фрагментарно, без учета потребности утвержденных отраслевых программ, сроков разработки новых изделий, тенденций технологического развития.

Предлагаемая к рассмотрению концепция формирования НТЗ на уровне бортовых систем перспективных изделий позволит решить данную проблему.

При формировании портфеля проектов по разработке новых технологий необходимо учитывать их соответствие отраслевым программам развития, потребностям планируемых к разработке изделий и элементов их бортовых систем, имеющимся ресурсам, срокам разработки, необходимому уровню готовности технологии (УГТ), тенденциям технологического развития и т.д.

Предлагаются следующие мероприятия по формированию НТЗ:

1. Провести мониторинг тенденций развития технологий на мировом уровне, сравнительный анализ с конкурентами, в том числе зарубежными, описать возможные перспективы развития технологий

2. На основе сравнительного анализа с конкурентами и имеющимися аналогами выделить перечень первоочередных задач изделий, бортовых систем и их элементов, перечень соответствующих технологий, в том числе альтернативных, решающих эти задачи, внедрение которых обеспечит достижение запланированных ТТХ и конкурентоспособность новых изделий.

3. Из перечня первоочередных технологий выделить технологии, находящиеся на уровне ниже УГТ7.

4. Для каждой выделенной технологии оценить сроки достижения УГТ9, оценить объем необходимого финансирования до достижения УГТ9, определить перечень возможных подрядчиков-соисполнителей, оценить другие параметры соответствия.

5. На НТС предприятия рассмотреть предлагаемые и альтернативные технологии и дать рекомендации о целесообразности разработки соответствующих технологий.

6. Разработать перечень мероприятий по разработке или приобретению недостающих технологий.

Системность предлагаемой концепции формирования НТЗ обеспечивает использование схемы деления изделия как совокупности задач и технологий. Совокупность решаемых задач и технологий образует Рубрикатор задач и технологий – это многоуровневый иерархический

перечень задач и технологий, в том числе альтернативных, необходимых для решения соответствующих задач, структурированный по элементам схемы деления изделия.

Литература:

1. Организация НИОКР: учеб. пособие/ Д.Н. Лапаев [и др.]; Нижегород. гос. техн. ун-т. им. Р.Е. Алексеева. – Н. Новгород, 2017. – 100 с.

2. Указ Президента РФ от 28.02.2024 №145 об утверждении «Стратегии научно-технологического развития Российской Федерации».

Алгоритм поиска рационального числа стержней в ферменном отсеке летательного аппарата

Гречишкин А.В., Егоров А.В.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

В конструкциях летательных аппаратов широко распространены ферменные отсеки. Эффективность их применения зависит от геометрических параметров, обеспечивающих минимальную массу при одновременно максимальной несущей способности. Известно, что в расчётных схемах ферменных отсеков принимается шарнирное крепление трубчатых стержней с опорными шпангоутами, а парное соединение стрежней образует геометрически жёсткий треугольник. Проектирование ферменных отсеков заключается в назначении исходной геометрии и вычислении параметров стержней из условий прочности и устойчивости.

В данной работе предлагается процесс проектирования ферменных отсеков цилиндрической формы увязать с геометрическим параметром $\xi = \xi(r,\delta)$, где r – радиус трубчатого стержня, δ – толщина трубчатого стержня. Через параметр ξ, характеризующий свойства поперечного сечения стержня, определяются допускаемые условия нагружения стержней, критические напряжения в которых не должны превышать предельных значений. Такой подход позволяет вести проектирование ферменных отсеков не только на действие эквивалентных осевых нагрузок, но и с учётом неравномерной загруженности стержней. В качестве функции цели выбирается масса отсека, под минимизацию которой строится вычислительный алгоритм в программе Matlab.

Приведён пример проектировочного расчёта металлического ферменного отсека с выбором рационального числа стержней, их размеров при выполнении условий устойчивости трубчатых стержней под заданные внешние нагрузки. Показана зависимость массы ферменного отсека от числа стержней и определен вес спроектированного ферменного отсека.

Сравнительный анализ форм лепесткового и традиционного тора для применения в конструкциях космических аппаратов

Дроботов В.Б., Екимовская А.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Проектирование космического аппарата (КА) связано с решением задачи сложных технических систем. При проектировании учитываются, прежде всего, целевые задачи, исходя из которых формируется техническое задание, в котором указываются требования к функционированию: параметры орбиты, тепловые условия, ресурс, энергопотребление, обитаемость, габариты и т. д. Создать конструкцию, удовлетворяющую всем требованиям с точки зрения математической теории оптимизации, не получается ввиду многокритериальности задачи [1]. Для решения такой задачи применяют системный подход, например, ранжированием требований технического задания, выбором вспомогательных критериев и т. д. Системный подход к проектированию и теория сложных технических систем являются основными методами создания новой техники в современных условиях [2]. В этой работе объектом исследования являются конструкции КА, а предметом изучения – их формы. Из всего многообразия форм корпусов КА выбраны только две конструкции для проведения сравнительного анализа на предмет объёмно-массовых и габаритных характеристик. Такие характеристики изучаются для герметичных корпусов КА в виде традиционного и лепесткового тора. Дополнительным конструкционным требованием является наличие нескольких герметичных отсеков в общем корпусе КА. В частности, нарушение

герметичности одного отсека, например, вследствие пробоя корпуса микрометеоритом или частицей космического мусора, не должно нарушить работу аппаратуры и экипажа, в случае обитаемого КА, в других отсеках [3]. В обеих конструкциях количество отсеков и перегородок одинаковое. Сферические сегменты в лепестковом торе выполнены с двумя оптимальными срезами и одной перегородкой, рассчитанными по критерию максимального отношения объёма открытой ёмкости к площади её поверхности [4].

Методический материал для исследования корпусов КА из сферических сегментов разработан, применён к задачам синтеза новых конфигураций. Однако нерешённым остался вопрос сравнительного анализа с известными формами корпусов, прежде всего, с тором. Эта работа посвящена сравнению объёмно-массовых характеристик корпуса КА в виде тора с кольцевой конструкцией из сферических сегментов. В обоих вариантах предполагается наличие одинакового количества внутренних перегородок.

Главным результатом работы стало доказательство факта, что составная конструкция в виде лепесткового тора из сферических сегментов с перегородками на 2,3-4,2% легче традиционного корпуса-тора того же объёма с тем же количеством внутренних перегородок. Дальнейшие исследования требуют системной оценки этого эффекта.

Литература:

1. Волоцуев В.В., Ткаченко И.С. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с., ил.

2. Бусленко Н.П. Лекции по теории сложных систем. – М.: Советское радио, 1973.

3. Иванов В.Л., Меньшиков В.А., Пчелинцев Л.А., Лебедев В.В. Космический мусор. – Том 1. – М.: Патриот, 1996. - Космический мусор: [В 3 т.] / / В. Л. Иванов, В. А. Меньшиков, Л. А. Пчелинцев, В. В. Лебедев. - М.: Патриот, 1996 - Т. 1. - Москва: Патриот, 1996. – 302 с.: ил.

4. Екимовская А.А. Открытая ёмкость максимального объёма с плоским дном и сферической стенкой / Патент на полезную модель RU 223867 рег. 05.03.2024. Заявка RU 2023124105, от 19.09.2023. Публ. 05.03.2024, Бюлл. №7.

5. Екимовская А.А. Герметичная ёмкость из сферических слоёв. Патент RU 226295, рег. 30.05.2024, публ. Бюлл. №16 от 30.05.2024. Заявка на полезную модель RU 2024106143 от 11.03.2024.

Оценка перспектив применения кинетических накопителей энергии в летательных аппаратах космического назначения

Дубровин И.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Кинетические накопители представляют собой перспективный способ хранения энергии в космической технике, в частности для привода насосов топливных систем средств выведения. Исследование производились на примере носителя «Электрон» компании Rocket Lab [1]. Цель работы — оценить, возможно ли заменить традиционные элементы системы подачи на маховики, и определить преимущества и недостатки такой замены.

Принцип действия кинетического накопителя достаточно прост: маховик, раскрученный до высокой скорости, сохраняет энергию вращения, которую затем можно использовать для привода других механизмов [2]. Применение кинетических накопителей в космической технике уже имеет успешные примеры, такие как накопитель «G2» космического агента NASA.

Основное преимущество кинетических накопителей заключается в их высокой удельной энергоёмкости — они могут накапливать больше энергии на единицу массы по сравнению с традиционными аккумуляторами. Это делает их привлекательными для использования в летательных аппаратах космического назначения, где важно минимизировать вес систем. Помимо этого, маховики обеспечивают высокую удельную мощность, безопасны в эксплуатации (при разрушении не образуют крупных осколков) и сравнительно просты в обслуживании [3].

В исследовании описаны два варианта использования МНЭ в топливных системах. Первый предполагает непосредственную передачу энергии от маховика к насосам, что позволяет снизить массу системы и повысить её энергоэффективность. Второй вариант включает

промежуточное преобразование энергии, при котором энергия маховика сначала преобразуется в электрическую, а затем используется для привода насосов через дополнительные элементы [4]. Этот вариант позволяет избежать потерь мощности, связанных с уменьшением скорости вращения маховика, но при этом происходит увеличение массы системы.

Таким образом, предложенные решения с использованием кинетических накопителей энергии демонстрируют их перспективность для применения в космической технике. Вариант подачи с прямым приводом особенно выгоден, так как он сочетает в себе низкую массу и высокую энергоёмкость.

Литература:

1. Electron. The first «battery-powered» Rocket [Электронный ресурс]. – URL: https://space-flight101.com/spacerockets/electron/ (дата обращения 11.09.2024).

2. Гулиа Н.В. Накопители энергии. Какой аккумулятор лучше? – М.: Едиториал УРСС, 2021. – 152 с.

3. Гулиа Н.В. Инерционные аккумуляторы энергии. – М.: Едиториал УРСС, 2021. – 240 с.

4. Петухов С.В., Кришьянис М.В. Электропривод: Учебное пособие. – Архангельск: САФУ, 2015. – 303 с.

Влияние кромочного эффекта на возможное расслоение композитов

Евтушенко М.А., Скворцов Ю.В., Глушков С.В.
Самарский университет, г. Самара, Россия

В последние годы композиционные материалы, имеющие слоистую структуру, широко используются для изготовления элементов конструкций в различных областях техники, в том числе в ракетостроении. Слоистые композиты имеют высокие прочностные характеристики в плоскости слоёв, но низкую межслоевую прочность [1]. При этом в тонкостенных пластинах и оболочках межслоевые напряжения являются пренебрежимо малыми в сравнении с основными напряжениями, действующими в плоскости слоёв. Кромочный эффект в таких конструкциях заключается в значительном росте межслоевых напряжений около кромок, свободных от каких-либо нагрузок и закреплений [2].

В данной работе вычисление межслоевых напряжений проводится методом конечных элементов в среде ANSYS с использованием специально разработанной APDL-программы. При этом задача исследования концентрации данных напряжений вблизи свободных кромок решается в трёхмерной постановке с достаточно мелкой разбивкой на элементы. Поэтому для сокращения времени счёта применяется глобально/локальный подход, реализованный в ANSYS в виде методики подмоделирования оболочки к трёхмерному телу.

Для исследования возможного расслоения рассматривается билинейный закон повреждения клеевой прослойки, основанный на модели когезионной зоны (CZM) [3]. При этом вводится специальный набор интерфейсных элементов, моделирующих взаимодействие контактирующих поверхностей смежных слоёв и возможное расслоение.

При использовании интерфейсных элементов задача становится существенно нелинейной, поэтому для сокращения трудоёмкости и упрощения моделирования решение выполняется в двухмерной постановке, что позволяет задавать большое количество элементов по толщине каждого слоя. Возникшие проблемы со сходимостью решения удаётся устранить с помощью ввода фиктивной вязкости и варьированием параметрами, заложенными в самой программе [4]. В результате вычислительного эксперимента выявлено повреждение когезионного слоя из-за кромочного эффекта, которое при действии циклических нагрузок может привести к расслоению композитной конструкции.

Полученные в настоящей работе результаты могут быть использованы при проектировании элементов конструкций ракетно-космической техники с применением композиционных материалов.

Работа выполнена в рамках госзадания Министерства науки и высшего образования РФ (номер проекта FSSS-2023-0007).

1. Shivakumar K., Abali F., Pora A. Modified short beam shear test for measuring interlaminar shear strength of composites. AIAA Journal. 2002. V. 40, Iss. 11. P. 2368-2370. DOI: 10.2514/2.1579

2. Pipes R.B., Pagano N.J. Interlaminar stresses in composite laminates under uniform axial extension. Journal of Composite Materials. 1970. V. 4, Iss. 4. P. 538-548. DOI: 10.1177/002199837000400409

3. Tvergaard V, Hutchinson JW, “The influence of plasticity on mixed mode interface toughness,” Journal of the Mechanics and Physics of Solids, Vol. 41, 1993, pp. 1119-1135.

4. Gao Y, Bower AF, “A simple technique for avoiding convergence problems in finite element simulations of crack nucleation and growth on cohesive interfaces,” Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering, Vol. 12, 2004, pp. 453-463.

Решение задачи контактного теплообмена нейросетевым моделированием на основе макета цифрового двойника поверхностей

Ежов А.Д., Быков Л.В., Сучкова П.И., Светличная Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Исследованию процессов теплопередачи через соприкасающиеся поверхности посвящено достаточно много работ как зарубежных, так и отечественных. Следует отметить, что большинство исследователей проводят работы в совершенно разных, но тесно связанных областях. Анализируя доступные статьи и материалы конференций, можно прийти к выводу, что лишь малая часть авторов проводит полный термомеханический расчет соприкосновения шероховатых поверхностей.

В задачах теплового проектирования пластинчатых теплообменных аппаратов, сверхпроводящих магнитов, разнообразных конструкций космических аппаратов практически всегда теплопроводность через зону контакта является основным механизмом передачи теплового потока. Количество публикаций по данному направлению так же подтверждает актуальность затрагиваемой тематики.

Условно, публикации можно разделить на следующие направления:

• публикации, в которых термическое сопротивление рассматривается в чисто физическом аспекте;

• экспериментальные работы, направленные на изучение новых типов контакта, и на разработку различных методов определения термической проводимости контакта;

• статьи, в которых обсуждаются специальные проблемы, касающиеся геометрии контакта, цикличности нагрузок, сопутствующих явлений в зоне соединений различных материалов;

• прикладные работы, описывающие внедрение передовых разработок в различные отрасли промышленности с целью снижения непроизводительных потерь температурного напора в различных конструктивных соединениях.

В большинстве случаев, микротопография поверхности контакта моделировалась аналитически, с использованием различного вида допущений и упрощений. Микрорельеф моделировался в виде различных геометрических форм, при этом поведение одной контактирующей пары микровыступов переносилось на описание поведения всех пар взаимодействующих поверхностей.

Расчет фактической площади контакта весьма важен для многих технических приложений контактной механики. Именно в местах фактического контакта происходят процессы адгезионного и фрикционного взаимодействий; локальное разрушение поверхностей, перенос электрического заряда и тепловой энергии. Экспериментальные исследования по определению площади контакта и величины сближения поверхностей достаточно сложны в реализации и не дают достаточно достоверных данных о величине сближения, плотности контакта и объеме зазора в стыке. В известных работах для определения указанных характеристик предлагается использовать метод опорных кривых.

Анализируя существующие подходы, следует отметить, что они трудно применимы для инженерных расчетов, так как либо не обеспечивают необходимую точность расчетов площадей контакта, либо имеют сложный математический аппарат. Задача поиска взаимного расположения двух поверхностей контакта и фактической площади их соприкосновения наиболее полно может быть решена в трехмерном виде. Авторами работы разработана и успешно применяется инженерная методика по определению КТС, основанная на конечно-

элементном анализе механического и теплового взаимодействия соприкасающихся поверхностей.

В работе представлено решение задачи контактного теплообмена в сборных узлах энергетических установок для базового случая – теплообмена в вакууме, на основе цифрового двойника поверхностей в виде итоговой модели, основанной на результатах численного моделирования порядка 3000 вариантов контактных пар с изменяемыми механическими и теплофизическими параметрами, а так же на результатах натурных экспериментов отечественных и зарубежных.

Обзор современных концепций SMART-спутников

Жданова К.А., Щеглов Г.А.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

В докладе обсуждаются ключевые направления развития современных искусственных спутников:

1. Миниатюризация.
2. Киберфизические принципы.
3. Увеличение вычислительной мощности бортовых систем.
4. Использование современных алгоритмов и программ управления.
5. Снижение стоимости запусков.

Массовое производство спутников представляет собой актуальную задачу для развития российской космической отрасли [1]. Указанные тенденции способствуют формированию новой архитектуры спутников, основанной на распределённых вычислительных сетях и информационных системах. Данный подход обеспечивает высокую серийность производства на базе открытой модульной архитектуры и создание созвездий спутников, интегрированных в единую информационную инфраструктуру.

Современные SMART-спутники, или программно-определяемые спутники, отвечают этим требованиям и часто упоминаются в зарубежной научной литературе [2]. Эти аппараты нового поколения обладают возможностью гибкой настройки и программирования функций бортового оборудования непосредственно на орбите, что позволяет адаптировать их к изменяющимся условиям и требованиям в реальном времени, делая их более эффективными по сравнению с традиционными спутниками. В частности, наличие значительных вычислительных мощностей позволяет производить обработку информации на борту аппарата, что существенно снижает требования к каналу связи.

Для SMART-спутников характерно применение виртуализации процессов и использование цифровых двойников. Примеры таких платформ можно наблюдать у компаний SpaceX, Planet Labs и Spire Global. Миссии этих аппаратов связаны с предоставлением спутниковых услуг в области морской, авиационной, высокоскоростной мобильной, двунаправленной IoT и широкополосной связи. Показателен пример запуска зарубежной группировки SmartSat (CubeSat 12U) от Lockheed Martin, а также опыт КНР с аппаратом Tianxing-1, направленный на отработку программно-перестраиваемой архитектуры спутников. Ключевым аспектом SMART-спутников является наличие бортовой вычислительной сети. Примеры включают аппарат OPS-SAT (CubeSat 3U) от Европейского космического агентства и отечественный спутник НОРБИ (CubeSat 6U), разработанный в НГУ.

В докладе также рассматриваются вопросы проектирования архитектуры подобных аппаратов. Установлено, что важной задачей является обеспечение централизованного управления целевыми устройствами на борту спутника, что возможно благодаря современным программным методам [3].

Делается вывод о том, что новый вид информационных спутников – спутники-компьютеры – дополнит существующие виды спутников, такие как спутники-ретрансляторы (спутники связи), спутники-зонды (спутники ДЗЗ), спутники-ориентиры (навигационные КА), спутники-приборы (научно-исследовательские аппараты).

Литература:

1. Юрий Борисов о приоритетных проектах ракетно-космической отрасли [Электронный ресурс]: https://www.roscosmos.ru/40148/.

2. Lockheed Martin's First Smart Satellites Are Tiny with Big Missions [Электронный ресурс]: https://news.lockheedmartin.com/2019-03-20-Lockheed-Martins-First-Smart-Satellites-are-Tiny-with-Big-Missions.

3. Жданова К.А., Жумаев З.С., Каменев Н.Д., Щеглов Г.А. Открытый программный комплекс для централизованного управления целевыми конечными устройствами наноспутников // XLVII Академические чтения по космонавтике 2023. Сборник тезисов, посвященный памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. – 2023. – С. 286-287.

Перспективы реализации испытаний бортовой аппаратуры космического назначения на российской орбитальной станции

[1]Жуков А.А., [2]Ерохин Г.А., [2]Хромов О.Е., [3]Тюлин А.Е.

[1]МАИ; [2]АО «РКС»; [3]НТС Военно-промышленной комиссии, г. Москва, Россия

Проведение дополнительных испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов в естественных условиях представляет интерес для обеспечения безопасной, эффективной и продолжительной эксплуатации техники в космическом пространстве поскольку ее надежность и срок активного существования напрямую зависит от воздействия совокупности факторов космического пространства. В этой связи планирование, постановка и реализация целевой работы на российской орбитальной станции представляется весьма актуальной задачей.

Цель работы – обобщение технических данных возможностей реализации испытаний бортовой аппаратуры космического назначения на российской орбитальной станции.

В результате проведенной работы проведена оценка совокупного воздействия на аппаратуру факторов космического пространства и собственной атмосферы орбитальной станции [1, 2], предложена технология дополнительных испытаний аппаратуры [3]. Определен конструктивно-технологический вариант реализации стенда, включающего блоки внутри герметичного отсека орбитальной станции и крейт, располагаемый в космосе с унифицированными модулями испытуемой бортовой аппаратурой, что определяет новизну разработки [4]. Предложен состав стенда и сформулированы технические требования к унифицированным модулям испытуемой бортовой аппаратуры [4], реализация которых на различных предприятиях позволит резко удешевить испытания в открытом космическом пространстве.

Результаты испытаний позволят адекватно разрабатывать и применять цифровые двойники аппаратуры, а унификация модулей бортовой аппаратуры различных организаций – сократить требуемые временные и финансовые затраты и сделает испытания в космосе доступными для бортовой аппаратуры различного назначения.

Литература:

1. Ерохин Г.А., Жуков А.А., Соловьев В.А., Самитов Р.М., Тюлин А.Е., Хромов О.Е., Чурило И.В. // Испытания бортовой аппаратуры космического назначения. Часть 1. Синергизм воздействия факторов космического пространства. Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2023, т.10, вып. 1, с. 3–9. DOI 10.30894/issn2409-0239.2022.10.1.3.9.

2. Ерохин Г.А., Жуков А.А., Соловьев В.А., Самитов Р.М., Тюлин А.Е., Хромов О.Е., Чурило И.В. // Испытания бортовой аппаратуры космического назначения. Часть 2. Дополнительные натурные испытания на орбитальной станции. Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2023, т. 10, вып. 2, с. 5–13. DOI 10.30894/issn2409-0239.2023.10.2.5.13.

3. Агеев М.М., Ерохин Г.А., Жуков А.А., Хромов О.Е., Юданов Н.А., Тюлин А.Е. //

Технология дополнительных испытаний бортовой аппаратуры на орбитальной станции. Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2024. Т. 11. № 2. С. 3–10.

4. Ерохин Г.А., Жуков А.А., Соловьев В.А., Самитов Р.М., Тюлин А.Е., Хромов О.Е., Чурило И.В. Способ проведения натурных испытаний аппаратуры в космосе и система для его осуществления. // Заявка на патент № 2022131771 от 06.12.2022. Приоритет 06.12.2022.

Решение о выдаче патента на изобретение 05.07.2023. Опубл.: 11.09.2023. Бюл. № 26. Патент РФ № 2803218 C1.

Приоритетные направления и продукты для производства материалов в космосе: «Проводники» и «Органика»

Захарова О.О., Исаева С.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время такое явление как коммерциализация космических услуг (дистанционное зондирование Земли, спутниковая связь, космический туризм, высокоскоростной интернет и пр.) стремительно развивается как в мире, так и в России. Рынок коммерческого космоса имеет потенциал роста с 300 миллиардов долларов в 2023 году до 1035 миллиардов долларов к 2035 году. [1]

Перспективным направлением коммерциализации космоса в России может стать Российская орбитальная станция, разрабатываемая специалистами РКК «Энергия». Эта станция обладает значительным потенциалом для создания инновационных продуктов и технологий, которые могут быть успешно применены на Земле.

В данной работе выдвигается гипотеза о том, что производство новых материалов на РОС может быть коммерчески перспективным для использования на Земле. Уникальные условия производства в космосе, такие как микрогравитация, воздействие космического излучения, сверхнизкие температуры и другие факторы, позволяют создавать продукты с уникальными характеристиками.

Целью данного исследования является определение направлений и тематик производства, которые могли бы иметь коммерческий потенциал на РОС. Фокус в работе направлен на выделение приоритетных тематик и продуктов по направлению производства в космосе «Проводники» и «Органика».

Для разработки практических рекомендаций по продуктам для производства в космосе был проведён анализ зарубежных исследований, существующих технологий производства материалов [2] и потенциальных возможностей РОС.

В результате анализа сделаны следующие выводы:

1. Исследование материалов в условиях микрогравитации является перспективным направлением производства в космосе. Полученные продукты могут быть востребованы на Земле.

2. Перспективными тематиками исследований по направлению «Проводники» являются: выращивание высокотемпературных кристаллов сверхпроводников на основе оксидов меди (...-CuO) и группа тематик, посвященная выращиванию кристаллов для микроэлектроники.[3]

3. По направлению «Органика» перспективными тематиками исследований могли бы стать выращивание стволовых клеток, клеток белка, органов, получение наноматериалов ДНК на основе Януса на борту космической станции. [4]

Литература:

1. McKinsey & Company, Space: The $1.8 Trillion Opportunity for Global Economic Growth, World Economic Forum. 2024 г., с.4 1

2. Фабрики в космосе [Электронный ресурс] // Astroport Space Technologies. URL: https://www.factoriesinspace.com/astroport-space-technologies.

3. Уилкинсон А.Р., Брюер Ф., Райт Х. и др. Метаанализ полупроводниковых материалов, изготовленных в условиях микрогравитации. npj Microgravity 10, 73 (2024). https://doi.org/10.1038/s41526-024-00410-7.

4. ЯуЭнн Максвелл, Ландолина Мари Энн, и др. Изготовление в космосе наноматрицы на основе Janus для улучшения сборки и биоактивности. [Электронный ресурс]. doi: https://doi.org/10.1101/2024.03.11.584527.

Оценка затрат характеристической скорости при решении задачи захоронения среднеорбитального объекта с учётом гравитационного резонанса

Иванов С.Г., Гришко Д.А.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Рекомендации по выбору орбит захоронения (ОЗ) среднеобритальных космических объектов приведены только в американском национальном стандарте ODSMP. Международных нормативных документов с общими для всех операторов требованиями к ОЗ для объектов в этом регионе не существует. Вследствие отсутствия согласованного управления, подчинённого единым принципам, операторы каждой из представленных в этом регионе навигационных космических систем (Глонасс, GPS, BeiDou и Galileo) решают задачу захоронения, руководствуясь лишь своими требованиями к управлению. Традиционно формируемые ОЗ – околокруговые орбиты с высотами, отличающимися от высот рабочих орбит на 500-1000 км и от высот ОЗ соседних систем на 1000-1500 км. За счёт такого подхода предполагается обеспечить безопасное существование всех объектов в среднеорбитальном регионе. Однако в исследованиях, проведённых за последние 20 лет, показано, что при определённых значениях орбитальных параметров, сформированная ОЗ может деградировать под действием резонанса, вызванного гравитационным влиянием Луны и Солнца. В резонансном состоянии орбита вытягивается в эллипс и может пересекать орбиты других объектов, увеличивая риск столкновения с действующими навигационными спутниками или с другими пассивными объектами. Это означает, что операторы, заинтересованные в безопасном управлении, должны выбирать ОЗ, устойчивые на максимально возможном интервале времени.

Контролируемый резонанс орбиты может быть использован для увода объекта из среднеорбитального региона. В данной работе рассматривается задача оценки возможных затрат характеристической скорости для формирования устойчивой ОЗ, а также для поддержания неустойчивой резонирующей орбиты вплоть до достижения объектом плотных слоёв атмосферы Земли.

Для модельного объекта, находящегося на высоте 27 570 км, соответствующей высоте орбит захоронения системы GPS, были исследованы условия возникновения резонанса. Проведены оценки манёвров коррекции орбитальных параметров для формирования устойчивой или неустойчивой ОЗ с применением различных подходов: коррекция долготы восходящего узла (ДВУ) с использованием естественной прецессии, прямая коррекция ДВУ, прямая коррекция аргумента перицентра (АП). Показано, что наиболее предпочтительным методом формирования ОЗ является прямая коррекция АП: возможные затраты характеристической скорости лежат в диапазоне 35-115 м/с в зависимости от исходной орбиты.

При исследовании резонансного состояния объекта были найдены параметры орбиты, обеспечивающие максимальную скорость деградации. Проведены численное исследование выбора стратегии формирования и поддержания резонансной орбиты для приведения объекта до границы плотных слоёв атмосферы посредством резонанса. Найдено решение, при котором исследуемый объект сводится с орбиты за 17-18 лет, однако теоретические затраты на выполнение такой стратегии составляют около 1.5 км/с.

Поиск стратегии управления для уменьшения требуемых затрат характеристической скорости требует дальнейшей проработки.

Моделирование условий космического полёта в наземных исследованиях и контрольных экспериментах

Иванова А.В., Солдатов П.Э., Тюрин-Кузьмин А.Ю., Крыченков Д.А., Соловьев А.И.
ГНЦ РФ - ИМБП РАН, г. Москва, Россия

На протяжении многих лет космическая биология развивается благодаря экспериментам на биологических спутниках, в которых задействованы лабораторные мыши и крысы, гекконы и др. Эти спутники отправляются в космос с целью изучения воздействия на живые организмы факторов космического полета — микрогравитации, космического излучения, вибрации и шума космического аппарата. Эти эксперименты дают возможность понять, как именно

космическое пространство влияет на биологические системы, включая физиологические эффекты и изменения на клеточном уровне.

Для того чтобы убедиться, что выявленные изменения связаны непосредственно с воздействием факторов космического полёта, необходимы наземные контрольные эксперименты. Такие эксперименты моделируют основные условия космического полета, за исключением, собственно, микрогравитации. Однако, создание подобных наземных экспериментальных комплексов (НЭК) сталкивается с рядом сложностей. Одной из ключевых проблем является необходимость интеграции системы управления, которая могла бы переводить комплекс в режим нештатной ситуации. Это требование особенно важно для поддержания чистоты экспериментов и предотвращения потерь данных.

Еще одной задачей является экономическая эффективность разработки таких комплексов. Идея заключается в том, чтобы НЭК были многофункциональными. Это позволит использовать один и тот же комплекс для различных полётных экспериментов, что существенно сократит затраты на создание новых установок для каждого отдельного исследования. Разработка универсальных комплексов также ускорит процесс подготовки экспериментов, позволит проводить исследования в условиях, максимально приближенных к космическим, и тем самым ускорить прогресс в области космической биологии.

В рамках решения этих задач предлагаются методы создания НЭК, которые могут быть адаптированы к разным условиям и требованиям экспериментов. Эти подходы направлены на создание систем, способных работать в широком диапазоне параметров, обеспечивая как гибкость в планировании исследований, так и устойчивость к внешним воздействиям. Таким образом, использование таких комплексов даст возможность проводить более масштабные и разнообразные эксперименты, что, в свою очередь, ускорит понимание того, как условия космического полёта влияют на живые организмы, и поможет подготовить будущие космические миссии, включая те, которые предусматривают длительное пребывание человека в космосе.

Перечисленные требования реализованы при создании на базе ГНЦ РФ - ИМБП РАН стенда для контрольного наземного эксперимента в рамках выполнения программы БИОН-М2 на основе требований ТЗ на КА и опыта предыдущих миссий БИОН-М1, ФОТОН-М3 и -М4.

Оценка характеристики эффективности процесса вдува газа в пограничный слой через проницаемую стенку

Ивашиненко М.О., Нетелев А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В связи с тем, что спускаемый аппарат при движении в плотных слоях атмосферы испытывает сильные тепловые нагрузки, которые могут достигать огромных значений более 1МВт на квадратный метр, обеспечение теплового режима требует применения специализированных подходов. Одним из вариантов таких подходов является тепловая защита, выполненная из материала с проницаемой структурой, через которую в пограничный слой фильтруется охладитель, тем самым толщина пограничного слоя увеличивается, из-за чего происходит блокировка части поступающего теплового потока. Теплозащита с пористым охлаждением весьма эффективный способ обеспечить требуемый тепловой режим конструкции без разрушения и уноса материала. Это обстоятельство делает пористую тепловую защиту с фильтрацией охладителя незаменимой при создании многоразовых аппаратов. Недостатком такой системы является расход охладителя, который требуется хранить на борту аппарата. При проектировании систем на основе пористой тепловой защиты необходимо оценить долю конвективного теплового потока, блокируемого в процессе вдува газа в пограничный слой для оценки эффективности такой системы. Прямое определение величин, входящих в граничное условие на нагреваемой поверхности, с учетом вдува газа весьма затруднено. Однако имеется возможность косвенно определить характеристики процесса на основании показаний термопар внутри образца. Таким образом получить величину параметра вдува газа можно из решения задачи минимизации функционала невязки температур. Был разработан алгоритм расчета теплового эффекта по информации о тепловом состоянии некоторых точек системы.

1. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита, М.: Энергия, 1976, 392 с.
2. Никитин П.В. Тепловая защита. - М: Изд-во МАИ 2005.
3. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В. Экстремальные методы решения некорректных задач и их приложения к обратным задачам теплообмена, М.: Наука, 1988,- 288 с.
4. Самарский А.А., Вабищевич П.Н. Численные методы решения обратных задач математической физики. — М.: Издательство ЛКИ, 2009. — 480 с.

Требования к современным системам термостатирования на примере системы термостатирования на космодроме «Восточный» и ее модернизация

Карягин И.А., Марюшина З.Л., Гусев Е.В., Пронкин А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Для нормального функционирования любой сложной технологической системы важно поддержание определенного температурного режима. Правильный выбор этого режима влияет на эффективность работы оборудования, его соответствие проектным характеристикам и срок службы без сбоев.

При адаптации наземной космической инфраструктуры космодрома «Восточный» для запуска «Луна-25» была выявлена необходимость обеспечения температурного режима радионуклидного термоэлектрического генератора в составе КА «Луна-Глоб».

Жидкостной контур ВЖСОТР космодрома «Восточный» не позволял обеспечить необходимые параметры. В связи с этим возникла необходимость доработки ВЖСОТР в части увеличения точности регулировки и измерения температуры хладоносителя потребляемого РИТЭГ КА. При этом разработчикам была поставлена задача обеспечить подготовку и подачу теплоносителя в магистрали технологического люка и КА с установленным расходом, а также возможностью ручного регулирования и автоматическим поддержанием температуры теплоносителя в заданном диапазоне с возможностью плавной настройки вручную. В результате анализа требований обеспечения температурных режимов КА было принято решение о доработке системы путём разработки и дооборудования системы комплектом оборудования температурного режима РИТЭГ КА.

Принцип действия комплекта основан на охлаждении потока хладоносителя в УХН за счет теплообмена между хладагентом и хладоносителем в пластинчатом испарителе, или же за счет теплообмена между наружным воздухом и хладоносителем в радиаторной части конденсаторно-радиаторного блока.

В декабре 2021 года комплект оборудования температурного режима РИТЭГ КА успешно прошел автономные испытания и принят в эксплуатацию. Успешная доработка ВЖСОТР вновь подтвердила правильность конструктивных и технологических решений, которые были применены конструкторами на этапах разработки системы.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (шифр FSFF-2023-0007).

Литература:

1. Дядькин А.А. Выбор устройств подачи термостатирующего воздуха в головные обтекатели ракет-носителей / А.А. Дядькин, Т.В. Симакова // Космическая техника и технологии. – 2013. – № 2(2). – С. 66-71.
2. Козлов В.В. Анализ перспективных технологических схем подготовки воздуха в системах термостатирования стартовых комплексов. / В.В. Козлов, П.В. Крылов, Е.С. Пискун // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2021. - № 9(117). – С. 1-12.
3. Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. / В.В. Малоземов – М.: Машиностроение, 1980. – 232 с.

Энергетический баланс системы переработки диоксида углерода

Качура А.В., Бутылкин Ю.П., Коган И.Л., Широкова Е.М.
АО «НИИхиммаш», г. Москва, Россия

Для длительных космических пилотируемых миссий крайне важно создание систем регенерации атмосферы космического аппарата, которые бы возвращали полностью или частично кислород из метаболического диоксида углерода.

Примером частичного возвращения кислорода из CO2 является процесс по реакции Сабатье, примером полного возвращения кислорода является, например, процесс по реакции Боша с последующим электролизом полученной воды в щелочном или полимерном электролизёрах.

Однако и в том и другом случаях необходим получить концентрат диоксида углерода с содержанием последнего не менее 99 %.

Сочетание процессов концентрирования CO2, его гидрирования по реакции Сабатье и электролиза позволяет регенерировать до 50 % кислорода, содержащегося в диоксиде углерода. Электролиз воды уже не одно десятилетие работает на борту космических станций. Осуществление процесса концентрирования CO2 и его гидрирования в невесомости в полной мере не реализован.

В АО «НИИхиммаш» разработана система переработки диоксида углерода, предназначенная для получения воды из метаболического диоксида углерода и электролизного водорода. В состав системы входят блок концентрирования диоксида углерода, блок гидрирования диоксида углерода, блок термостатирования и блок управления. Большую часть электроэнергии в системе потребляют БКДУ и БТС. Блок гидрирования работает в автотермическом режиме и практически энергии не потребляет.

В блоке концентрирования диоксида углерода, работа которого основана на процессе хемосорбции CO2 на гранулированном поглотителе с последующей паровой десорбцией, основными потребителями электроэнергии являются воздуходувка и парогенератор, на долю которых приходится 80 % от всей потребляемой блоком энергии.

В связи с тем, что бортовой хладагент не имеет достаточно низкую температуру в состав СПДУ введён блок термостатирования, который потребляет энергию на приготовление хладагента для охлаждения аппаратов БКДУ и БГДУ с температурой не выше 10 ºС. Блок термостатирования работает на основе термоэлементов.

Удельные энергозатраты на производство воды в системе СПДУ составляют ~ 18 Вт-час/г H2O, при среднесуточной потребляемой системой мощности составляющей 1062 Вт.

Анализ ввода в действие малых аэростатов с орбиты в разных районах планеты Венеры

Киспе Мендоза М.В., Воронцов В.А.
МАИ, г. Москва, Россия

“Пионер-Венера-2” – первая и единственная автоматическая межпланетная станция (АМС) США со спускаемыми модулями. На борту было четыре модуля: один большой зонд Large Probe и три идентичных «маленьких» (small probes): «Север» (North Probe), «День» (Day Probe) и «Ночь» (Night Probe). Маленькие модули не имели парашютов и были предназначены для работы в атмосфере при спуске, хотя один из них проработал после жесткой посадки еще в течение часа. С помощью этой АМС был изучен состав атмосферы, в которой, в частности, был обнаружен молекулярный кислород в большем количестве, чем ожидалось.

Данная схема спуска в будущих миссиях, позволит позиционировать аэростаты в разных районах на дневной и ночной стороне Венеры для определенных целей и получения ценных данных.

Автоматическая межпланетная станция состоит из четырех спускаемых аппаратов (СА), которые состоят из теплозащитной оболочки, в верхней части которой установлен парашютный отсек с парашютами. Теплозащитная оболочка разделена на верхнюю и нижнюю полусферы и предназначена для защиты от воздействия всех факторов межпланетного

перелета и от высоких температур и давлений при торможении аппарата в верхних слоях атмосферы планеты. Внутри теплозащитной оболочки установлен аэростатный зонд (АЗ).

АЗ представляет собой автономную систему СА и состоит, в свою очередь, из двух основных систем:

- системы ввода, обеспечивающей крепление элементов зонда к СА при перелете и входе в атмосферу, торможение и потребную скорость спуска при извлечении и наполнении оболочки, хранение и подачу в оболочку подъемного гажа, разделения и сброса систем и элементов конструкции в соответствии со схемой ввода зонда;
- аэростата, обеспечивающего выполнение целевой задачи эксперимента – плавания зонда, проведение научных измерений в атмосфере и передачи телеметрической информации на Землю.

На этапе спуска после отделения теплозащитного кожуха, с расположенным в нем аэростатным зондом, он продолжает снижаться в атмосфере планеты в течение 40 с. На высоте 62 км при скорости движения V = 50 м/с осуществляется отделение АЗ от теплозащитного кожуха. При этом производится отделение крышки парашютного контейнера АЗ и вводится в действие первый каскад аэростатной парашютной системы и стабилизирующий парашют.

Литература:

1. Воронцов В.А. Проектирование аэростатных зондов для исследования планет солнечной системы: Учебное пособие / Под ред. К.М. Пичхадзе. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. – 88 с.: ил.

2. Г.М. Москаленко Механика полета в атмосфере Венеры. – М.: Машиностроение, 1978. – 232 с., ил.

3. А.В. Косенкова, В.Е. Миненко, С.Б. Быковский, А.Г. Якушев. Исследование аэродинамических характеристик альтернативных форм посадочного аппарата для изучения Венеры – Инженерный журнал: наука и инновации. – 2018. – вып. 11. – С. 1-14

4. A. Coustenis, D. Atkinson, T. Balint, P. Beauchamp, S. Atreya, J. P. Lebreton, J. Lunine, D. Matson, C. Erd, K. Reh, T. R. Spilker, J. Elliott, J. Hall Atmospheric planetary probes and balloons in the solar system / IMechE Vol. 225 Part G: J. Aerospace Engineering, 2022, T.6, № 1, c. 5-13. DOI: 10.1177/09544100JAERO802.

Увеличение степени замкнутости систем обеспечения жизнедеятельности посредством пиролиза метана

Клименко И.В., Бутылкин Ю.П., Коган И.Л., Широкова Е.М.
АО «НИИхиммаш», г. Москва, Россия

Повышение степени замкнутости систем обеспечения жизнедеятельности является необходимым условием, приближающим человечество к длительным космическим миссиям, таким как освоение Луны и Марса. Доставка грузов на такие значительные расстояния требует значительных финансовых и временных затрат. В связи с этим увеличение степени замкнутости напрямую влияет на успех и стоимость освоения космоса.

Современный комплекс регенеративных систем очистки атмосферы (РСОА), включает систему концентрирования диоксида углерода, систему переработки диоксида углерода по реакции Сабатье и систему генерации кислорода из воды посредством электролиза. Система концентрирования удаляет из воздуха гермообъема выдыхаемый экипажем углекислый газ и подготавливает его для дальнейшей переработки в реакторе Сабатье. Система генерации кислорода разлагает воду на водород и кислород, водород как побочный продукт направляется в систему переработки, где он в присутствии катализатора вступает в реакцию с диоксидом углерода. В результате на выходе получается метан и вода.

На сегодняшний день АО «НИИхиммаш» разрабатывает систему переработки диоксида углерода (СПДУ), однако получаемый в ходе переработки метан предполагается сбрасывать за борт космического корабля, что будет приводить к потере ~ 50% водорода, необходимого для обеспечения полного баланса цикла. Для замыкания цикла требуется, чтобы выходным продуктом системы переработки был только углерод.

В работе рассматривается технология термического разложения метана в присутствии катализатора до целевых продуктов – водорода и углерода. Оцениваются преимущества и недостатки данной технологии, а также трудности ее реализации в условиях космического полета.

Литература:

1. Космические системы жизнеобеспечения: учебное пособие для студентов высших учебных заведений РФ, обучающихся по направлению подготовки дипломированных специалистов 160800 "Ракетостроение и космонавтика" и специальностям 160802 "Космические летательные аппараты и разгонные блоки" и 160804 "Системы жизнеобеспечения и защиты ракетно-космических аппаратов" / В. Ф. Рожнов ; Федеральное агентство по образованию, Московский авиационный ин-т (Гос. технический ун-т). - Москва: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. - 342, [1] с.: ил., табл.; 21 см.; ISBN 978-5-7035-2141-0;

2. Арутюнов В.С., Веденеев В.И. Пиролиз метана в области температур 1000-1700 К// успехи химии. - 1991. - т. 60. - вып. 12. - С. 2663-2682.

Анализ расчета химически реагирующего течения

Кожемяко А.С., Зубко А.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Химически реагирующие течения – тема обширная, если задуматься, затрагивающая многие аспекты не только технических процессов, но и повседневной жизни. Например: химический синтез, гетерогенный катализ, химические реакции в атмосфере, процессы горения и др.

Без понимания химической кинетики невозможно описание и анализ рабочих процессов в двигателе и на поверхности летательного аппарата (ЛА), движущегося в плотных слоях атмосферы на больших скоростях (M>5). По этой причине необходимо качественное и количественное (математическое) описание процессов течения многокомпонентной газовой смеси (в отличие от многофазной смеси, все химические компоненты смешаны на молекулярном уровне) с использованием уравнений неразрывности. Стоит также учитывать кинетику химический реакций, обусловленную скоростью образования компонента в ходе этих реакций, а также каталитические свойства компонента, выступающего в роли катализатора или ингибитора реакции (если он присутствует в реакции), так как он не изменяется в процесс реакции, но обеспечивает ее протекание.

Одним из достоверных условий математического описания и численного решения системы уравнений математической модели, описывающих химически реагирующий поток газа, иногда удобнее использовать уравнение энергии в форме термодинамической энергии, то есть полной энергии, в которую не входит химическая энергия компонентов.

В данной работе целью исследования является проведение анализа расчета химически реагирующего течения многокомпонентной газовой смеси с использованием уравнений сохранения массы и энергии.

Литература:

1. Никитин П.В., Сотник Е.В. «Катализ и излучение в системах космических аппаратов». Изд. МАИ, 2013г., 332 с.

2. Зубко А.А., Мякочин А.С., Никитин П.В., Сотник Е.В., Побережский С.Ю. «Методы и средства исследования интенсивного теплообмена». Изд. МАИ, 2022г., 118 с.

3. Воронин В.Г., Залогин Г.Н. «О механизме рекомбинации атомарного азота вблизи каталитической поверхности, обтекаемой диссоциированным воздухом», 1980г.

4. Молчанов А.М. Математическое моделирование задач газодинамики и тепломассообмена. // Москва: Изд-во МАИ, 2013, 206 с.

5. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен // В 2-х т.: Пер. с англ. – М.: Мир, 1990. – 384 с.

Производственная линия для изготовления плоских листов пористого сетчатого материала на основе технологии диффузионной сварки

Константинов С.Б., Александров Л.Г.
АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Россия

Аэрокосмическая промышленность проявляет большой интерес к пористо-сетчатым материалам (ПСМ) на основе мелкоячеистых тканых сеток из коррозионно-термостойких сплавов из-за ряда их уникальных свойств:

• ПСМ в силу связанности сваркой между собой слоёв сетки, является сам по себе конструкционным материалом.

• ПСМ обладает высокой степенью однородности размеров проницаемых ячеек пористого поля.

• ПСМ является материалом с высокой коррозионной и температурной стойкостью в широком диапазоне температур от минус 270оС до плюс 900оС, выдерживающим перепады давлений в сотни атмосфер.

Производство плоских листов пористо-сетчатого материала на основе технологии горячей прокатки многослойных наборов мелкоячеистой металлической сетки в условиях вакуума, высоких температур и давлений освоено единственным производителем: ООО «ЦВТМ при МГТУ имени Н.Э. Баумана». Производимые указанным изготовителем плоские листы содержат окантовку по контуру заготовки будущей детали, выполненную из тонкой металлической ленты, выполняющей в производственном процессе роль присадки при сварке пористого материала с элементами конструкции изделия. Материал получил название комбинированного пористо-сетчатого материала (КПСМ). Производство КПСМ содержит ряд недостатков: большое количество настроечных операций, затруднённость автоматизации и требование высокой квалификации работников, большое количество отбракованной продукции.

Этих недостатков лишена технология производства ПСМ с применением диффузионной сварки, характеризующаяся автоматизацией режимов сварки: давления, температуры, степени вакуумирования и длительности процесса. Ранее выполненные работы по сварке ПСМ с элементами конструкции исключают наличие в пористом материале присадочной ленты, что позволяет выпускать в задел плоские листы ПСМ без учёта конфигурации заготовок будущего изделия.

Для расширения материальной базы выпуска изделий из ПСМ представлен проект организации производственного участка и испытательной базы по производству ПСМ и пористых изделий из ПСМ на базе аналогов или модернизации серийно выпускаемого оборудования отечественных производителей. В проект производственной линии входит следующее оборудование:

• модифицированная серийная установка диффузионной сварки;

• комплект оборудования ультразвуковой очистки от загрязнений, термического ополаскивания и сушки;

• электроэрозионный проволочно-вырезной станок струйный;

• комплект гибочно-прокатного и формовочного оборудования;

• оборудование для автоматической аргонодуговой сварки изделий с повышенными техническими характеристиками;

• установка непрерывной лазерной сварки изделий.

Для подтверждения требуемого качества изготовленных плоских листов ПСМ в проекте предусмотрено испытательное оборудование, подтверждающее следующие характеристики ПСМ:

• максимальный размер пор сетчатого поля;

• гидравлическое сопротивление единицы площади материала потоку жидкости или газа;

• значение напряжения сопротивления на растяжение;

• значение напряжения сопротивления на отрыв слоёв;

• значение напряжения сопротивления на изгиб;

• значение числа изгибных циклов на разрушение.

Проект производства ПСМ по технологии диффузионной сварки является научно-технической основой создания современного высокоэффективного производства в интересах высокотехнологичных отраслей промышленности.

Выполнена оценка сроков начала изготовления и испытаний опытных образцов ПСМ после начала финансирования, а также стоимости линии и испытательной базы в ценах 2024 г.

Решение задачи о вынужденных колебаниях жидкости в составной системе сообщающихся полостей

Куракин В.В., Григорьев В.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

В данной работе рассматривается решение эволюционной задачи о вынужденных колебаниях механической системы в виде набора сообщающихся жестких полостей, содержащих жидкость. Форма и размеры этого набора полостей имеют вид типового варианта конструкции топливной системы современного вертолета [1–4].

Жидкость полагается идеальной и несжимаемой, решение проведено в трехмерной постановке в силу отсутствия у задачи широко рассмотренной в литературе осевой симметрии [5]. В качестве вынуждающего воздействия рассматривается инерционная нагрузка от быстропротекающего процесса столкновения изделия, содержащего данную систему полостей, с неподвижной преградой [6].

Для решения задачи взаимодействия разнородных сред используется метод конечных элементов на основе смешанного вариационного принципа [7]. Для моделирования объема жидкости применятся гексаэдральный восьмиузловой конечный элемент. Для моделирования свободной поверхности жидкости и жестких стенок полостей применяется четырехугольный четырехузловой конечный элемент. Вектор обобщенных координат содержит значения перемещений свободной поверхности жидкости, значения потенциала перемещений объема жидкости и значения перемещений жестких стенок в узловых точках соответствующих элементов. Условия взаимосвязи зависимых обобщенных координат задаются путем введения дополнительных слагаемых в функционал кинетической энергии.

Интегрирование слагаемых Лагранжиана проводится путем использования квадратуры Гаусса-Лежандра с двумя точками по каждой нормализованной изопараметрической координате [8]. Интегрирование по времени проводится методом Рунге–Кутта–Мерсона.

В работе представлены результаты решения задачи в виде графиков зависимостей перемещений свободной поверхности жидкости от времени. Сделаны выводы относительно справедливости допущений, применяемых при поставке задачи.

1. Сергеева Е.А., Костина К.Д. Изготовление и испытание мягких авариестойких топливных баков на основе СВМПЭ ткани и резины // Вестник Казанского технологического университета. 2014. Т. 17. №5. С. 113–115.

2. Грачев С.В., Смагин Д.С., Савельев Р.С., Напреенко К.С., Зинина А.И. Концепция моделирования топливной системы с учетом требований сертификации // Computational nanotechnology. 2020. Т. 7. № 3. С. 45–51.

3. Михайлов Д.А., Пыхалов А.А, Зеньков Е.В., Артюнин А.И. Методика испытания образцов из эластомеров для получения механических характеристик их гиперупругости и конечно-элементного моделирования деформируемых сборных конструкций // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2021. № 4 (72). С. 38–47.

4. Григорьев В.Г., Куракин В.В. Решение задачи частотно-модального анализа топливного бака вертолета Ми-171А3 // Материалы XXX Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т. 1 – М.: ООО «ТРП». 2024. С. 84–86.

5. Горшков А.Г., Морозов В.И., Пономарев А.Т., Шклярчук Ф.Н. Аэрогидроупругость конструкций. М.: Наука. Физматлит, 2000. 591 с.

6. Сидоренко А.С. Динамическое состояние конструкции вертолета при соударении с преградой // Труды МАИ. 2009. № 36. С. 1–14.

7. Григорьев В.Г., Григорьева Е.В. Контактное взаимодействие ограниченного объема жидкости с деформируемым твердым телом под влиянием гравитационных сил // Известия РАН. Механика твердого тела. 2011. № 2. С. 147–159.

8. Zienkiewicz O.C., Taylor R.L., Nithiarasu P. The finite element method for fluid dynamics. Butterworth-Heinemann, Elsevier, 2014, 544 p.

Энергонезависимая система виброизоляции для космических систем

Левашкин-Леонов С.В., Туфан Ант, Ермаков В.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время для обеспечения заданной точности работы исследовательской аппаратуры космических аппаратов (КА) возникает необходимость в создании защиты от вибровозмущений, основными источниками которых являются системы с подвижными массами, такие как приводы ориентации солнечных батарей и антенных устройств, вентиляторы систем терморегулирования, исполнительные органы систем ориентации и стабилизации и др. [1]. Однако, аппаратура подвергается вибрациями не только при эксплуатации в космосе, но и в процессе транспортировки на стартовый комплекс и доставки на заданную орбиту. При этом вследствие того, что аппаратура не подключена к источнику электроэнергии, активное гашение вибровозмущений с использованием таких систем, как электромеханические, электромагнитные, пьезоэлектрические и др., становится невозможным. В связи с этим разработка автономных систем виброгашения, не зависящих от внешних источников электроэнергии, является актуальной задачей.

В работе рассматривается пассивный способ гашения механических колебаний конструкции КА с использованием виброплатформы и демпфирующего устройства на основе магнитной жидкости [2]. Виброплатформа включает в себя верхнюю и нижнюю платформы, скреплённые упругими элементами в виде пружин из стали 60С2А, установленными по периметру. Демпфирующее устройство состоит из корпуса, изготовленного из алюминиевого сплава АМг6, и находящегося внутри него магнита, покрытого магнитной жидкостью. Принцип его работы основан на том, что при возникновении вибраций, магнит начинает колебаться внутри магнитной жидкости, и благодаря силе взаимодействия между жидкостью и магнитом значительная часть механической энергии вибраций поглощается. Оно не нуждается в подключении к источнику электроэнергии, но требует изначальной настройки на частоту первых тонов колебаний, которая определяется собственными частотами пружин.

Целью исследования является сведение собственных частот колебаний системы виброизоляции по трём взаимно-перпендикулярным осям к одной частоте с допуском, позволяющим настроить демпфирующее устройство на эту частоту.

В настоящей работе представлены результаты расчётно-экспериментальных исследований по определению рациональных массово-геометрических характеристик системы виброизоляции с использованием специального программно-алгоритмического обеспечения.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (FSFF-2023-0007).

Анализ возможности управления движением планирующего зонда в атмосфере Венеры

[1]Любезный Б.В., [2]Воронцов В.А.
[1]АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Россия; [2]МАИ, г. Москва, Россия

В работе рассматривается сложная техническая система – планирующий зонд «Ветролет». Объектом исследования является планета Венера и ее атмосфера, а предмет исследования – атмосферный зонд планирующего типа и схема его функционирования. Назначение планирующего зонда «Ветролет» – регистрация и передача научных данных в процессе полета. Цель исследования системы – синтез конструкции и оценка проектно-динамических параметров.

Конструктивно планирующий зонд «Ветролет» состоит из следующих систем:

1) Система ввода, обеспечивающая крепление элементов зонда к СА, разделение и сброс элементов конструкции, ввод парашютов в соответствии со схемой ввода зонда; 2) Система создания аэродинамической подъемной силы – представляет собой аэродинамическую

поверхность, обладающую качеством. Может быть выполнена в виде крыла, змея, парашюта; 3) Система торможения – представляет собой аэродинамическую поверхность, для создания тормозных свойств научно-служебного комплекса, выполненную в виде ротора или парашюта. 4) Система регулирования подъемной силы – это система, состоящая из длинного троса (леера) и лебедки. Трос соединяет несущую аэродинамическую поверхность и научно-служебный комплекс. 5) Научно-служебный комплекс – состоит из служебных систем, необходимых для управления атмосферным зондом, обмена данными с орбитальным аппаратом, системы энергоснабжения и комплекса научной аппаратуры.

Для осуществления дрейфа ПЗ необходим сильный и постоянный ветер и положительный градиент ветра. Несущая аэродинамическая поверхность создает подъёмную силу, уравновешиваемую силой тяжести системы, и увлекает систему по ветру. Поскольку внизу, на уровне научно-служебного комплекса, скорость ветра меньше, научно-служебный комплекс «обгоняет ветер» и тормозная аэродинамическая поверхность притормаживает научно-служебный комплекс. Планирующий зонд двигается со скоростью, большей чем скорость ветра на высоте научно-служебного комплекса, но меньшей чем скорость ветра на высоте несущей аэродинамической поверхности.

Изменение аэродинамической подъемной силы и, соответственно, высоты осуществляется путем изменения длины леера при помощи лебёдки. Изменение тормозных свойств блока научно-служебного комплекса осуществляется путем раскручивания ротора системы торможения. При переводе ротора в режим авторотации возможно преобразование энергии ветра в электроэнергию для зарядки аккумуляторов.

Основным рассматриваемым показателем эффективности системы является время функционирования планирующего зонда (объем полученных научных данных), который оценивается в сутках или часах.

Критериями показателя эффективности системы является следующие характеристики: Cx2, Cx1 – коэффициенты сопротивления при полете, несущего и тормозного элементов; Cy2, Cy1 – коэффициенты аэродинамической подъемной силы несущего; m2, m1 – массы несущего и тормозного элементов.

Литература:

1. Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. Системное проектирование космических десантных аппаратов // Изд-во МАИ 2021. 256 с.

2. Соболев И.А. Анализ проектных характеристик атмосферных зондов змейкового типа (ветролётов) для изучения атмосферы Венеры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 108-115.

3. Элементы системного анализа в разработке планирующего зонда «Ветролета» для исследования Венеры. / Воронцов В. А., Любезный Б.В. // Доклад на 59-ых Научные чтения посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, г. Калуга. 17-19 сентября 2024 г. С. 109-112.

Прогнозирование риска высотно-декомпрессионной болезни на основе кривой безопасности В.И. Чадова

Малышев А.Д., Матюшев Т.В., Гвоздкова И.Д., Максимова И.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Проблема прогнозирования риска высотно-декомпрессионной болезни (ВДБ) и разработка методики безопасных режимов декомпрессии является одной из важнейших в авиакосмической медицине на данный момент. Применение математических моделей позволяет оценить безопасность декомпрессии при различных профилях полета и с разной продолжительностью десатурации организма. Целью работы является разработка методики прогнозирования безопасности декомпрессии на основе математической модели.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

1. Оценен риск развития ВДБ в зависимости от профиля и высоты полета, продолжительности десатурации.

2. Обоснован выбор режимов управления давлением в гермокабине и режимов индивидуальной кислородной дыхательной аппаратуры.

3. Обоснован расчет показателей перенасыщения азотом в зависимости от длительности предварительной десатурации на различных высотах и продолжительности воздействия гипобарии.

В разработанной математической модели была использована методика Дж. Холдейна и модернизирована для применения в условиях динамичного полета. Для расчета риска ВДБ была применена формула, аппроксимирующая кривую безопасного давления В.И. Чадова.

В вычислительном эксперименте имитировался полет парашютиста-высотника с этапа взлета и до приземления. Результаты расчета показали, что первоначально взятый штатный профиль полета, используемый при подготовке летчиков-парашютистов, является небезопасным для человека и может повлечь за собой декомпрессионные расстройства. Во втором эксперименте высота разгерметизации была снижена до безопасной, вычисленной в предыдущем эксперименте. Это было сделано с целью уменьшения перепада давления. Из полученных данных следует вывод, что изменение высоты, на которой происходит разгерметизация, не полностью гарантирует безопасность полета, но значительно снижает ее. Тем более, снижение высоты полета может не соответствовать целям полета и сокращать время десантирования.

Третий эксперимент с применением более длительной десатурации показал, что полет выполнен без риска развития декомпрессионных расстройств у летчика-парашютиста. Данный эксперимент доказывает практическую пользу десатурации при выполнении высотного парашютирования и дает основу для дальнейших исследований, в основе которых будет лежать зависимость безопасности полета от времени десатурации и высоты ее применения.

Разработка экспертно-консультативной системы аналитического определения параметров микроклимата

Матюшев Т.В., Шеина М.А., Чередников Р.Ф., Жеребцова К.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Один из ключевых факторов в обеспечении технологической независимости России – развитие авиатранспортной отрасли. Эффективность и производительность труда работников авиастроения зависит от микроклимата на рабочем месте. Для создания комфортных и безопасных условий труда на предприятиях необходим доступный и понятный инструмент оценки теплового комфорта.

На сегодняшний день отечественными и зарубежными исследователями разработано большое количество методов и критериев оценки теплового состояния человека, каждый из которых имеет определенные достоинства и недостатки. Однако отечественные экспертно-консультативные системы анализа параметров микроклимата на предприятиях отсутствуют, хотя автоматизированные системы контроля таких параметров используются повсеместно.

Таким образом, цель работы – разработка экспертно- консультативной системы определения комфортных параметров микроклимата.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

1. Подобран оптимальный алгоритм применения модели теплового комфорта О. Фангера на основании проведенного анализа литературных источников.

2. Математическая модель теплового комфорта реализована в виде приложения с графическим интерфейсом.

3. Проведены проверка работоспособности программы и отработка алгоритма расчета составляющих теплового баланса и индексов теплового комфорта (PMV, PPD), рекомендованных в ГОСТ Р ИСО 7730-2009.В основу метода положен физиологический принцип терморегуляции – общие температурные ощущения человека зависят от баланса между его теплопродукцией и теплопотерями. При математическом описании баланса учитываются теплопродукция, теплоизоляция одежды, тепловое излучение, а также температура, скорость движения и влажность воздуха. В случае превышения теплопродукции над теплопотерями организм нагревается, а у человека появляются ощущения «тепло» или «жарко». В противном случае происходит охлаждение, вызывающее ощущение «прохладно» или «холодно».

Модель Фангера применима в интервалах температуры окружающей среды – от 10 до 30°С, скорости движения воздуха - от 0 до 1 м/с, теплоизоляции комплекта одежды – от 0 до 2 кло. В соответствии с ограничениями модели из ГОСТ Р ИСО 7730-2009 были отобраны рабочие и повседневные комплекты одежды с подходящими коэффициентами теплоизоляции.

Экспертно-консультативная система реализована в виде приложения с графическим интерфейсом в программной среде MatLab.

Функциональное тестирование программы проведено на данных для определения прогнозируемой средней оценки ГОСТ Р ИСО 7730-2009, а нагрузочное тестирование - в максимальном диапазоне температур.

Результаты тестирования показали, что разработанная экспертно- консультативная система может быть использована при оценке теплового комфорта работников в условиях среды, ограниченных моделью Фангера.

Исследование по применимости сэндвич-панелей для демпфирования конструкций космических аппаратов

Миланко К.Н., Пласкеев Н.А., Туфан Ант, Ермаков В.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

При эксплуатации космических аппаратов (КА) возникают технические проблемы, обусловленные как статическими (силовые, тепловые и др.), так и динамическими (ударные, вибрационно-акустические и др.) нагрузками, влияющими на их пространственную устойчивость и на качество проведения технологических операций на борту. Эффективное снижение воздействия динамических нагрузок является сложной задачей, которую можно решить, используя как пассивные, так и активные системы демпфирования. Принцип действия активных систем демпфирования основан на использовании усилителей и исполнительных механизмов (электромеханические, магнитострикционные, пьезоэлектрические и др.), имеющих собственные источники энергии для управления механическими колебаниями [1]. Эти системы позволяют точнее настраивать характеристики демпфирования в зависимости от условий эксплуатации КА, однако они дороги в производстве и обслуживании, а также менее надежны по сравнению с пассивными системами демпфирования.

Как правило, конструкции КА с малой жесткостью (панели солнечных батарей, антенные устройства, телескопические штанги, траверсы и др.) подвергаются вибрациям от внешних и внутренних источников возмущений, снижение которых может быть достигнуто при использовании пассивных систем демпфирования, к которым можно отнести фрикционные элементы с регулируемыми нормальными силами, размещаемые между металлическими обшивками композиционных термостойких сэндвич-панелей, применимых в условиях температур в диапазоне от – 110°С до + 150°С, при которых большинство вязкоупругих материалов теряет свою демпфирующую способность [2].

Физический эффект пассивных систем демпфирования основан на относительных перемещениях между фрикционными элементами и корпусом сэндвич-панелей при их деформации под воздействием вибраций. Эти перемещения вызывают силы трения, которые в итоге приводят к рассеянию энергии механических колебаний.

Целью исследования является снижение воздействия динамических нагрузок на конструкцию КА с использованием композиционных термостойких сэндвич-панелей.

В настоящей работе представлены результаты экспериментально-аналитических исследований, проведенных с базовой конструкцией в различных конфигурациях: без демпфирующего элемента; с демпфирующим кронштейном; с демпфирующими стойками.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (FSFF-2023-0007).

Литература:

1. Ермаков В.Ю., Туфан А., Миланко К.Н., Фирсюк С.О. Применение пьезокерамики для подавления вибраций полезной нагрузки многорежимного космического аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. вып. 7 (139).

2. Babaytsev A.V., Lopatin S.S., Nasonov F.A. Study of dynamic characteristics of hybrid titanium-polymer composite materials // International Journal for Computational Civil and Structural Engineering. 2024. Vol. 20. No. 1. pp. 109-115.

Направления повышения эффективности солнечных батарей космических аппаратов

Морданов М.Р., Сафронов С.Л.
Самарский университет, г. Самара, Россия

Система электропитания обеспечивает электроэнергией с требуемыми характеристиками всю бортовую аппаратуру космического аппарата. Любые сбои в работе данной системы, а также снижение эффективности ее функционирования, могут привести к нарушению работы других систем, а при её отказе к завершению целевого функционирования.

Одним из способов решения задачи повышения эффективности солнечных батарей, является повышение их КПД посредством концентрации солнечной энергии на фотоэлектрические преобразователи, построенные на основе соединений A3B5 для преобразования концентрированного излучения.

Совместное использование концентраторов энергии и многопереходных фотоэлектрических преобразователей позволяет поднять теоретический предел КПД до 86,8%, взамен 33,7%, которые обеспечивают однопереходные фотоэлектрические преобразователи без концентрированного излучения.

Однако при концентрированном излучении увеличивается температурная нагрузка на фотоэлектрические преобразователи и повышается ультрафиолетовое облучение, что может привести к повышению температуры преобразователя до 100°C, что в свою очередь понижает КПД системы, в следствии чего возникает необходимость использовать систему обеспечения теплового режима.

В работе разработана методика совершенствования системы электропитания и методика выбора параметров системы обеспечения теплового режима батареи фотоэлектрической.

В качестве примера реализации методик, была усовершенствована солнечная батареи на примере существующего космического аппарата. Подобраны оптимальные солнечные концентраторы. Разработана система обеспечения теплового режима для батареи фотоэлектрической.

Данные методики способствуют уменьшению потребной площади фотоэлектрических преобразователей, что приводит к существенной экономия на дорогостоящих элементах, при незначительном увеличении массы с минимальными доработками существующей батареи фотоэлектрической космического аппарата.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда 23-19-20025.

Литература:

1. Казанцев Ю.М. Автоматизированная система контроля энергопреобразующей аппаратуры системы электропитания космического аппарата [Текст] / Ю.М. Казанцев, Ю.А. Кремзуков // Известия Томского политехнического университета. – 2009. – Т.314, № 4. – С. 138-141.

2. Куренков В.И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В.И. Куренков, В.В. Салмин, Б.А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2006. – 296 с.

3. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов [Текст]: учебное пособие / А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов. – 3-е изд., испр. – Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. – 572 с.

Сорбционно-каталитическая и ионообменная очистка жидкости в двухфазном газожидкостном потоке в системе регенерации воды космической станции

Павлов А.В., Бобе Л.С., Скляр Е.Ф.
АО «НИИХиммаш», г. Москва, Россия

В настоящее время в российском сегменте МКС регенерация воды из конденсата атмосферной влаги (КАВ) успешно осуществляется в системе СРВ-К2М. Применяемые в ней

процессы сепарации, очистки и кондиционирования очищенной воды до питьевых норм при температуре и давлении атмосферы станции позволяют обеспечивать коэффициент извлечения равный 100% и экономить порядка 40% питьевой воды на борту [1]. В то же время система имеет лимитированный ресурс входящих в неё блоков очистки.

При регенерации воды из КАВ наиболее сложным является удаление недиссоциирующих спиртов, а именно этанола [1]. Его окисление до диссоциирующих соединений происходит в блоке колонок очистки (БКО) в жидкой фазе за счет кислорода, запасенного при изготовлении засыпки блока – сорбента-катализатора (платинированного угля), и содержание окислителя в порах засыпки не возобновляется. В результате этого процесс окисления в блоке является затухающим. Полученная в результате реакции окисления спирта уксусная кислота сорбируются ионообменной смолой, также находящейся в колонках блока очистки.

В АО «НИИхиммаш» проведены исследования [2], показавшие, что введение газообразного кислорода (воздуха) в слой сорбента-катализатора в количествах, не нарушающих кинетику реакции, позволяет организовать непрерывный процесс окисления. Исследования процесса электрохимической сорбционно-каталитической регенерации воды из конденсата атмосферной влаги проводились на лабораторной установке в масштабе 1:100. В качестве рабочего раствора использовался имитатор КАВ, представляющий собой водный раствор карбоновых кислот, альдегидов, кетонов, спиртов и азотистых соединений, в основном аммиака. Основным загрязняющим компонентом является этанол (концентрация в растворе 100 мг/л), и оценка эффективности велась по его содержанию в очищенном растворе. Соотношение подаваемых сред – воздуха и конденсата атмосферной влаги – принималось 1:1 (двукратный запас кислорода по стехиометрии реакции).

Периодическая подача сред обеспечивала контакт жидкой фазы на засыпке не менее 10 минут. Работа с введением в слой сорбента-катализатора воздуха при подаче конденсата в блок очистки позволяет увеличить его ресурс до величины более 2000 л, т.е. минимум в 5 раз по сравнению с работой в однофазной жидкой среде.

На основании полученных данных была разработана, предложена и испытана технологическая схема организации процесса электрохимической сорбционно-каталитической регенерации. Масса заменяемых частей снижается в 2,5 – 3,5 раза. На разработанный процесс и устройство получен патент РФ [3].

Задачами для дальнейших работ являются исследование возможности увеличения и восстановления ресурса ионообменной шихты, подбор и оптимизация её состава.

Литература:

1. Л.С. Бобе, А.А. Кочетков, С.Ю. Романов [и др.]//Перспективы развития регенерационного водообеспечения пилотируемых космических станций// Пилотируемые полеты в космос. – 2014. – № 2(11). – С. 51-60.

2. Бобе Л.С., Кочетков А.А., Павлов А.В. Увеличение ресурса СРВ-К2М РС МКС по очистке конденсата // Тезисы докладов XXII Научно-технической конференции ученых и специалистов, посвященной 60-летию полета Ю.А. Гагарина, 75-летию Ракетно-космической отрасли и основания ПАО «РКК «Энергия», Королёв – 2021. – С. 705–707.

3. Бобе Л.С., Скляр Е.Ф., Рукавицин С.Н., Павлов А.В., Сальников Н.А. Способ и устройство для электрохимической сорбционно-каталитической регенерации воды из конденсата атмосферной влаги для космической станции//Патент РФ №RU2812818C1, 02.02.2024, Бюл. №4.

Современные подходы к проектированию систем космических аппаратов

Пауков Д.И., Кабанов А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время, в виду активного внедрения в отрасль РКТ цифровых технологий и развития микроэлектроники, сложность систем, входящих в космический аппарат, достигла беспрецедентного уровня. Для современных автоматических и пилотируемых КА характерно большое число структурных связей между различными компонентами систем. Причинами увеличения сложности изделий РКТ и их систем являются: развитие микроэлектроники, переход к цифровым системам взамен аналоговых, многозадачность изделий и

универсальность СЧ, увеличение числа компонентов в системе, повышение автономности систем.

При разработке новых систем часто применяют принцип проектирования на основе аналога. Однако такой подход зачастую сводится к копированию из старой системы в новую всех элементов с их свойствами, которые оказываются устаревшими или избыточными. При внесении корректировок и введении новых требований к системе возникает ситуация обрыва связей между элементами или логическое отсутствие необходимого элемента, которое может быть выявлено только на более поздних стадиях жизненного цикла изделия. Результатом таких системных ошибок могут являться: отсутствие необходимых свойств системы, увеличение размерности системы, увеличение массы отдельных блоков или агрегатов, ошибки в создании управляющего ПО, увеличение числа отказов в процессе эксплуатации, нерациональная компоновка блоков систем, отсутствие возможности модернизации и расширения системы с наименьшим количеством переработок.

В настоящий момент времени плохо отработан алгоритм выбора блоков, из которых будет состоять система, т.к. при проектировании не проводится анализ и сравнение свойств различных приборов и комплексов с целью поиска оптимального решения. Для разработки таких сложных систем, как АМС или орбитальная станция необходимо применять комплексный подход к проектированию на основе моделей. Применение принципов системной инженерии позволит разработать алгоритм выбора и назначения корректных связей между элементами системы, а также произвести функциональную верификацию.

В современной практике создания космических аппаратов применяется мультипоточный подход к управлению данными об изделии [1]. При этом цифровые потоки, описываемые в PLM системе управления жизненным циклом изделия и в системе управления расчетными данными увязаны с системными требованиями через модель управления и логического взаимодействия, написанной на языке SysML. Это позволяет избежать логических ошибок при согласовании сопряжения систем, формировать данные об изделии с помощью автоматически сгенерированных отчетов на основе модели, проводить правильную верификацию и валидацию изделия, снизить программные риски, а также упростить процесс разработки ПО.

Для создания космических аппаратов нового поколения ставится задача разработки комплексных моделей, в том числе имитационных, с движением к построению цифрового двойника изделия. В работе предлагается создать функционально-логическое описание работы бортовых систем модуля орбитальной станции и разработать интерфейс взаимодействия моделей друг с другом. Такие комплексные модели позволят предоставить разработчикам и операторам системы быстрый поиск нужной информацию при эксплуатации КА, избежать ошибок на стадии проектирования, упростить процесс разработки новых систем и в перспективе отработать ключевые моменты миссии на цифровом двойнике изделия.

Литература:

1. NASA’s Digital Engineering Transformation. Terry R. Hill: Meeting: Siemen’s Aerospace & Defense Executive Council

Отработка перспективных конструктивных решений для создания силовых конструкций

Половников Д.Е.
МАИ, г. Москва, Россия

Постоянно возрастающие требования к современным и перспективным изделиям авиационной и космической техники формируют необходимость в применении передовых методов их создания. Это может выражаться в изменении типовых конструктивных решений и применении новых методов производства, однако внедрение новых подходов требует оценки предполагаемого эффекта, анализа условий их применения и их тщательной отработки.

При разработке конструкции видится перспективным использование ячеистой оптимизации, суть которой заключается в создании комбинированной конструкции, содержащей как полнотелые области, так и области, представляющие собой периодическую

ячеистую структуру. Данное сочетание позволяет более рационально распределить материал и, как следствие, улучшить характеристики изделия, однако применение такого подхода требует пересмотра методов производства и контроля качества изделия. Подобные сложные конструкции могут быть изготовлены аддитивным методом, контроль внешней геометрии в зависимости от сложности конфигурации изделия может проводиться как стандартными измерительными средствами, так и с использованием технологии 3D сканирования, при этом также требуется контроль внутренних параметров с помощью рентгенографии и томографии. Столь серьезное изменение устоявшихся методов производства требует отдельной оценки целесообразности применения данного подхода. Для этого был разработан и изготовлен макет, представляющий собой типовой конструктивный элемент и позволяющий отработать технологию создания комбинированной ячеистой конструкции аддитивным методом.

В данной работе показаны основные этапы отработки изготовления комбинированных ячеистых конструкций, а также полученные результаты.

Литература:

1. Д.К. Лукомский, Д.Е. Половников. Перспективные методы создания силовых конструкций. Сборник материалов научно-технической конференции молодых специалистов. АО «Корпорация «МИТ». 2023. С. 15-20

2. Половников Д.Е., Алифанов О.М. Ячеистая оптимизация конструкции при аддитивном производстве. 22-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 20-24 ноября 2023 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2023 С. 221

Lean на раннем этапе инновационных проектов: методика разработки концепции поточного производства на этапе опытно-конструкторских работ

Пономарева В.С.

МАИ, г. Москва, Россия

Проекты по созданию серийного производства аэрокосмической техники длятся годами в связи с проведением большого объема НИОКР и дальнейшим длительным периодом переориентации образовавшегося опытного производства, которое требует оптимизации, на серию. Кроме того, возрастающая с каждым годом неопределенность отражается на эффективности реализации инновационных проектов – это побуждает повышать надежность принимаемых инвестиционных решений. Может ли Lean решить эту задачу?

К причинам, которые вынуждают компании аэрокосмической отрасли обратиться к методам бережливого производства, относят: требования рынка, потребность в диверсификации продуктов, большая трудоемкость изготовления изделий, стремление обеспечить безопасность на производстве и необходимость построения гибких цепочек поставок [1].

В настоящее время для промышленных предприятий актуальна тема внедрения Lean на раннем этапе жизненного цикла изделий [2]. Сделана попытка решения задачи применения Lean как инструмента обоснования эффективности инвестиционных вложений на раннем этапе инновационного проекта. Новая методика предполагает разработку видения будущего состояния производства, которое задает направление для оптимизации текущих процессов и достижения цели синхронизированного производства – потока единичных изделий [3].

Организация производства в типичном жизненном цикле начитается на этапе технологической подготовки производства. В новой методике предлагается на этапе опытно-конструкторских работ разрабатывать концепцию организации поточного производства и начинать отработку опытных образцов в условиях, приближенных к серии. Новая методика отличается от существующих тем, что:

- применяется совместно с методологией управления проектами Stage-gate;
- обосновывает эффективность ряда последовательных инвестиций через поэтапное снижение времени такта.

Анализ текущего состояния проводится аналогично с ранее разработанной методикой повышения эффективности организации сборочного производства [4].

Методика была реализована в двух проектах, посвященных разработке концепции финальной сборки космических аппаратов, а также в проекте с беспилотными летательными аппаратами.

Литература:
1. Amrani A., Ducq Y. Lean practices implementation in aerospace based on sector characteristics: methodology and case study // Production Planning & Control. The Management of Operations. 2020. Vol. 31, Issue 16, P. 1313-1335. URL: https://doi.org/10.1080/09537287.2019.1706197, дата обращения: 21.10.2024 г.
2. Maranzana S., Rose B. A Lean approach in the upstream phase of the product life cycle: Lean Enterprise Model practices applications and analysis from industrial use cases // Production Engineering. Production Management. 2024. Vol. 18, P. 827–836. URL: https://doi.org/10.1007/s11740-024-01267-1, дата обращения: 21.10.2024 г.
3. Хитоси Такеда Синхронизированное производство // Пер. с англ. М.: Институт комплексных стратегических исследований. 2008. 288 с.
4. Пономарева В.С. Разработка и исследование методики повышения эффективности организации сборочного производства // Сборник тезисов работ международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения» L. Москва, 2024. С. 642 — 643.

Влияние компонентов твердого топлива на эффективность рабочего процесса в ракетно-проточных двигателях на твердом топливе

Пронина П.Ф., Овчарова М.С., Клецова А.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Радикальным средством повышения эффективности авиационных боевых комплексов и зенитно-ракетных систем, которые играют ключевую роль в современных локальных конфликтах, является опережающее развитие ракетного вооружения. В последние годы, как в России, так и за рубежом, возрос интерес к комбинированным двигательным установкам (КДУ) на основе прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД), включая ракетно-прямоточные двигатели на твердом (РПДТ) топливе для ракет с внутриатмосферной зоной эксплуатации. Это связано с отсутствием возможности значительного увеличения дальности полёта ракетного вооружения (в 2 и более раз) путем модернизации широко применяемых ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), которые практически достигли предела своего совершенствования.

Известно, что энергетические характеристики маршевых твердых топлив для РПДТ на режимах дожигания продуктов газогенерации в воздушном потоке связаны с целым рядом параметров конструкции двигателя и рабочих тел. Среди них выделим:

- соотношение расхода компонентов (коэффициент избытка воздуха в камере дожигания (КД);
- начальная температура воздуха на входе в изделие;
- количество сопловых отверстий и их размещение на сопловой крышке газогенератора относительно каналов подвода воздуха;
- относительная длина камеры дожигания;
- способ подачи воздуха в камеру дожигания (симметричный или несимметричный подвод воздуха, количество каналов и их расположение по длине камеры дожигания);
- давление в камере газогенератора (ГГ) и плотность тока продуктов газогенерации;
- размер критического сечения маршевого сопла (т.е. давление в КД);
- начальная температура заряда топлива.

Оценка влияния перечисленных параметров на эффективность рабочего процесса в РПДТ при исследовании новых перспективных рецептур твердого топлива (ТТ) составляет основную задачу при проведении огневых испытаний с целью выработки рекомендаций по совершенствованию как рецептур ТТ, с последующим выбором базовой рецептуры ТТ, так и выбором оптимальных конструктивных решений двигательной установки (ДУ), а также выбора оптимальных режимов его работы.

В настоящей работе представлены результаты огневых испытаний опытных рецептур ТТ при различных условиях работы и геометрических характеристиках стендового РПДТ. Исследования проводились для восьми образцов ТТ в диапазоне:

1. Термодинамические и энергетические характеристики: плотность г/см3: от 1,550 до 1,721, энтальпия образования, ккал/кг: от -559,0 до -275,7, коэф-т обесп. кислородом: от 0,125 до 0,182,L0: от 5,36 до 6,47.

2. Баллистические характеристики при T = 20 C: U0 мм/с: от 1,24 до 3,35, ν: от 0,412 до 0,569. Экспериментальные исследования проводились в составе стендового ракетно-прямоточного двигателя с несимметричным двухканальным подводом воздуха под углом 45 градусов к оси двигателя. В данной серии огневых испытаний проводилось сравнительное исследование характеристик рецептур маршевого ТТ с оценкой влияния рецептурных факторов на интегральные характеристики эффективности рабочего процесса стендового РПДТ.

Литература:

1. Сорокин В.А. и др. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе / В.А. Сорокин и др. — Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016 — 317 с.

2. Сорокин, Л. С., Яновский, Л. С., Козлов, В. А. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах./ Л. С. Сорокин, Л. С. Яновский, В. А. Козлов — Москва: Физматлит, 2010 — 320 с.

Содержание примеси кислорода в водороде из системы электролизного получения кислорода «Электрон-ВМ» Международной космической станции

Прошкин В.Ю.

АО «НИИхиммаш», г. Москва, Россия

В служебном модуле (СМ) Международной космической станции (МКС) с 2000 г. работает российская система генерации кислорода (СГК) «Электрон-ВМ»: получение кислорода (O2) для дыхания экипажа путем электролиза воды со щелочным электролитом (раствор KOH массовой концентрацией 25%). При токе питания электролизера 10-64 А производительность O2 25-160 л/час (все объемные расходы – для нормальных условий) и дополнительно вырабатывается водород (H2) 50-320 л/час. Сегодня H2 сбрасывается за борт, но планируется его переработка с углекислым газом (от дыхания экипажа) для получения воды по реакции Сабатье: 4H2 + CO2 = CH4 + 2H2O. Примеси в исходных газах могут нарушить условия процесса, снизить степень превращения реагентов и вызвать побочные реакции, в том числе образование твердого углерода (сажи), поэтому проведен анализ содержания примеси O2 в H2 из СГК «Электрон-ВМ» в СМ МКС по данным телеметрической информации.

Использованы результаты 42 136 замеров с 2004 г. (установка новых внешних газоанализаторов содержания O2 в H2) по настоящее время. За это время в составе СГК работали 4 блока жидкостных (технологический блок (ТБ), в котором реализованы все технологические процессы), включая работающий сегодня. Результаты получены для тока питания электролизера 16-50 А (производительность H2 80-250 л/час) и температуры в электролизере 18-30 С (температура рассчитана по данным о токе питания электролизера, напряжении на электролизере и температуре хладагента из внешней системы терморегулирования на входе в ТБ).

Парциальное давление O2 в H2 составляет 0,08-1,50 мм рт. ст., среднее 0,37 мм рт. ст. Распределение: 0,08-0,20 мм рт. ст. – 18,7% данных, 0,20-0,40 мм рт. ст. – 53,4%, 0,40-0,60 мм рт. ст. – 16,3%, 0,60-0,80 мм рт. ст. – 9,7%, 0,80-1,00 мм рт. ст. – 1,2%, 1,00-1,50 мм рт. ст. – 0,7%. Корреляция парциального давления O2 в H2: по току электролиза – снижение с ростом тока электролиза, по температуре в электролизере – отсутствует.

Пересчет парциального давления O2 в H2 (через производительность по H2) на поток O2 в H2: 12-169 мл/час, средний 62,6 мл/час. Распределение: 12-40 мл/час – 18,7% данных, 40-90 мл час – 59,3%, 90-110 мл/час – 16,5%, 110-169 мл/час – 5,5%. Корреляция потока O2 в H2: увеличение с ростом тока электролиза и с ростом температуры в электролизере.

Главные источники появления O2 в H2.

• Растворение O2 в электролите (в O2 линии ТБ), с последующей дегазацией электролита в H2 линии ТБ (электролит из O2 и H2 линий ТБ смешивается после разделителей газожидкостной смеси и далее снова подается в две линии). Подача электролита в электролизер 22 л/час (по 11 л/час в O2 и H2 линиях), абсолютное давление в разделителе

газожидкостной смеси 145 кПа, растворимость O2 в 25% растворе КОН (при 101,3 кПа) 0,00489 мл/мл дают максимально возможный поток O2 в H2 = 39 мл/час.

• Диффузия O2 через пористую диафрагму между кислородной и водородной камерами в электролизере. 12 электролизных ячеек, диаметр диафрагмы 200 мм, толщина 0,5 мм, пористость 0,67, коэффициент извилистости пор 1,5, коэффициент диффузии O2 в 25% растворе КОН 0,0317 см2/час, абсолютное давление в электролизере 150 кПа дают поток O2 в H2 = 7,8 мл/час. Наиболее вероятно, при выделении O2 имеет место перенасыщение электролита растворенным O2, поэтому рассчитанный поток диффузии следует умножать на коэффициент перенасыщения (который, вероятно, растет с ростом тока электролиза – с ростом производительности по O2).

Расчет конструктивных параметров функциональных узлов кислородной системы прерывной подачи

Рыбина А.С., Матюшев Т.В., Немцева А.С., Максимова И.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время проектируются и вводятся в эксплуатацию новые высокоманевренные самолеты, при полете на которых длительные перегрузки достигают 45 секунд. При перегрузках на высокоманевренных ЛА члены экипажа из-за психофизиологических факторов испытывают субъективное ощущение нехватки получаемого кислорода, из-за чего повышается частота и глубина дыхания, и соответственно увеличивается легочная вентиляция

Существующие КС рассчитаны на величину легочной вентиляции объемом до 32 л/мин. Для маневренной авиации необходимо обеспечить избыточное давление в маске не только на высотах более 12 км, но и при действии больших и длительных перегрузок, при которых лёгочная вентиляция может значительно возрастать. Поэтому требуется расширение функциональных возможностей кислородного оборудования.

Таким образом, цель работы – обоснование и разработка алгоритмического обеспечения проектирования перспективной кислородной системы прерывной подачи кислорода с объемом расхода кислорода до 150 л/мин в среде проектирования «Simulink».

Для достижения поставленной целы решались следующие задачи:

• обоснование и разработка методики определения функциональных характеристик кислородной системы с увеличенным до 150 л/мин объемом расхода кислорода;

• разработка алгоритмов определения функциональных характеристик узлов кислородной системы;

• разработка программного алгоритма в среде проектирования Simulink.

При разработке алгоритма расчета конструктивных параметров необходимо было провести анализ существующих кислородных систем и определить состав и структуру основных соотношений статического расчета кислородного редуктора прямого действия, газового регулятора давления прямого действия с клапаном обратного хода, легочного автомата давления.

Расчет конструктивных параметров кислородной системы проводился в среде программирования «Simulink». В зависимости от величины объемной скорости O2 были определены конструктивные параметры и технические характеристики функциональных узлов.

Полученные результаты позволили количественно определить зависимость функциональных характеристик редуктора кислородной системы прерывной подачи с увеличенным объемом расхода кислорода до 150 л/мин от изменения объемной скорости кислорода. Существенным результатом работы является построение модели в имитационной среде Simulink, которая может стать основой для методического и алгоритмического обеспечения проектирования редуктора кислородных систем, повышающих защиту летчика от неблагоприятных факторов высотного полета на критических режимах работы. Увеличение объемной скорости кислорода с 32 л/мин до 150 л/мин приводит к изменению параметров: площадь проходного сечения клапана увеличивается в 4,5 раза; диаметр клапана и высота поднятия клапана над седлом увеличиваются в 2 раза; жесткость клапанной пружины и

установочное усилие клапанной пружины увеличиваются в 3,5 раза. Параметры мембранной пружины не изменяются.

Система прогнозирования, обнаружения и локализации пожара на борту космического аппарата

Савельев П.Д., Шангин И.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время на борту МКС используется комплекс из нескольких систем, отвечающих за начало оперативной работы по борьбе с произошедшим возгоранием, которая включает в себя два основных пункта:

1. Оповещение экипажа и первичные меры.

«Сигнал-ВМ» – установка представляет собой блочно-модульную систему, состоящую из датчиков дыма по всему модулю «Звезда», огнетушителя и противогазов. При срабатывании одного датчика на пульте управления указывается место расположения датчика и загорается табло красного цвета "наличие дыма", включается звуковая сирена. При срабатывании двух и более датчиков на дисплеях загорается "пожар", также отключается вентиляция, система получения кислорода и системы с мощными вентиляторами.

2. Тушение пожара.

На МКС используется комплекс профилактических и активных мер, разработанный РКК «Энергия», МЧС и рядом других организаций, который направлен на предупреждение пожароопасных ситуаций, а в случае возгорания комплекс позволит справиться с пожаром [1,2].

Однако, как показала практика, при условии сильного задымления и пожаре электронных плат, экипажу трудно найти источник возгорания, а само горение не прекращается длительное время. На станциях больших масштабов человеческий фактор будет негативно влиять на соблюдение всех мер предосторожности этого комплекса.

Предлагается разработка комплексной системы борьбы с пожаром, которая будет состоять из двух частей: подсистема прогнозирования и обнаружения пожара на основе компьютерной модели и подсистема автоматического пожаротушения для блоков с электроникой на основе газожидкостной смеси.

Подсистема обнаружения пожара на борту заключается в создании объёмной температурной карты космической станции, основанной на базе данных, пополняющейся в реальном времени с помощью цифровых термометров и пирометров в блоках и узлах, а также в разработке ИИ, который научится предупреждать опасные повышения температуры в блоках систем с последующим оповещением экипажа, чтобы тот смог своевременно среагировать на угрозу.

Подсистема пожаротушения включает в себя рабочую смесь на основе перфторэтилизопропилкетона и нейтрального газа, которая безопасна для электроники и экипажа из-за особых физико-химических свойств. Система также будет иметь возможность повторного использования рабочего тела путём регенерации, а также сможет утилизировать продукты химической реакции [3].

Литература:

1. Романов С.Ю. «Противопожарные средства космической станции» // Аэрокосмический курьер. 1999. № 5.

2. Романов С.Ю., Семёнов А.В., Андреева Т.В. «Системы и средства обеспечения пожарной безопасности российского сегмента МКС» // Каталог "Пожарная безопасность". 2004. С. 78-80.

3. Костин А.А., Пальмов С.В. «Novec1230 или «Сухая вода» и её применение» // Форум молодых ученых. 11(27) 2018. Ч-1. С. 909.

Интеграция зеленого финансирования в проекты космодромов: шаг к устойчивому будущему

Салимгареева В.Р., Милто Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Космическая индустрия, несмотря на свои успехи и потенциал, сталкивается с серьезными экологическими проблемами. Разработка и эксплуатация космодромов часто сопровождаются высоким углеродным следом, загрязнением окружающей среды и значительными затратами на ресурсы. В условиях глобального изменения климата и растущего внимания к устойчивому развитию интеграция зеленого финансирования в проекты космодромов становится не только актуальной, но и необходимой.

Зеленое финансирование включает в себя инвестиции в проекты, которые способствуют снижению негативного воздействия на окружающую среду и увеличению энергоэффективности.

Примеры применения зеленого финансирования в проектах космодромов:

1. Использование альтернативных источников энергии.
2. Применение принципов устойчивого строительства.
3. Внедрение инновационных технологий.
4. Создание зеленых зон и ландшафтный дизайн.
5. Развитие программы устойчивого транспорта.

Зеленое финансирование охватывает финансовые потоки, направленные на проекты, способствующие экологической устойчивости. Интеграция зеленого финансирования может помочь в решении этих проблем, обеспечивая средства для разработки устойчивых технологий и практик.

Существует несколько моделей зеленого финансирования, которые могут быть применены к проектам космодромов:

1. Государственные органы могут предоставлять финансирование для проектов, направленных на сокращение углеродных выбросов и улучшение экологических показателей.
2. Эмиссия зеленых облигаций может привлечь частные инвестиции для финансирования устойчивых проектов.
3. Сотрудничество с частными компаниями может привести к совместным инвестициям в инновационные технологии и устойчивые практики.
4. Платформы краудфандинга могут быть использованы для привлечения средств от частных инвесторов, заинтересованных в поддержке экологически чистых инициатив.

Интеграция зеленого финансирования в проекты космодромов представляет собой важный шаг к устойчивому развитию космической отрасли. Для успешной интеграции зеленого финансирования в проекты космодромов необходимо:

1. Разработка стратегий устойчивого развития.
2. Установка партнерства между государственными органами, частным сектором и научными учреждениями для более эффективного использования ресурсов и внедрения инновационных технологий.
3. Обеспечение прозрачности и доступности информации.
4. Стимулирование научных исследований в области устойчивых технологий.

Это не только поможет минимизировать негативное воздействие на окружающую среду, но и создаст новые экономические возможности. Важно продолжать исследования и развивать партнерства, чтобы обеспечить успешную реализацию зеленых инициатив в космической сфере. Устойчивое будущее космодромов возможно, и зеленое финансирование — это ключ к его достижению.

Литература:

1. Дворецкий А.Е. Зеленое финансирование как современный тренд глобальной экономики/Вестник академии. - 2017. №2. с. 60-65.
2. Электронный ресурс - режим доступа: https://1fin.ru/Finansovyy_slovary/Ekonomicheskoe_razvitie_predpriyatiya.
3. Группа всемирного банка: «Зеленое финансирование» в России: создание возможностей для «зеленых» инвестиций аналитическая записка. -2018, г. Москва, Россия.

4. Мировая экономика и международные отношения, 2017, том 61, N 10, с. 16–24.
5. А.А. Ключаров, Е.П. Олейников "Инновации ракетно-космической техники РФ" - Актуальные проблемы авиации и космонавтики - 2019. Том 1.

Дистилляция воды из урины с консервантом без смывной воды в системе регенерационного водообеспечения космической станции

Сальников Н.А., Бобе Л.С., Рукавицин С.Н.
АО «НИИхиммаш», г. Москва, Россия

Для эффективного функционирования систем водообеспечения в ходе перспективных автономных пилотируемых миссий необходимо обеспечить снижение затрат массы и энергии на получение регенерированной воды [1, 2]. В 2023-2024 гг. на МКС проводятся работы по модернизации оборудования СПК-У [3]. На первом этапе работы направлены на увеличение ресурса сменного оборудования и снижение его массы, что достигается за счет применения современных комплектующих и новых решений в части управления, но данных мероприятий недостаточно для адаптации системы к перспективным пилотируемым проектам. Поэтому прорабатывается возможность изменения технологии проведения консервации урины.

Следующий этап модернизации СПК-У позволяет отказаться от использования смывной воды и тем самым повышает экономичность связки систем СПК-У – СРВ-У по затратам массы и энергии. В то же время отказ от смывной воды ведет к повышению концентрации растворенных веществ в консервированной урине, и возникает необходимость исследований по оценке возможности регенерации воды из консервированной урины без смывной воды с применением используемой в настоящее время центробежной аппаратуры.

Проведены исследования по регенерации воды из урины, при консервации которой не добавлялась смывная вода, и проведена оценка коэффициента извлечения воды. Установка состояла из вакуум-насоса, центробежного вакуумного дистиллятора, термоэлектрического теплового насоса, теплообменника для сброса тепла конденсата, емкостей и насоса отвода остатка. При исследованиях применялся макет двухступенчатого центробежного вакуумного дистиллятора. Выявлено, что параметры регенерации воды из урины с коэффициентом извлечения 0,85, при консервации которой не добавлялась смывная вода, эквивалентны дистилляции урины со смывной водой при коэффициенте извлечения 0,90. При этом концентрат (остаток) был стабильным. Выпадения осадка из концентрата не наблюдалось. Разложения мочевины не происходило.

Отказ от использования смывной воды в системе СПК-У не создает препятствий регенерации воды из урины. Регенерация воды из урины (без использования смывной воды в ходе консервации) с коэффициентом извлечения 0,87 эквивалентна по параметрам штатному процессу регенерации воды с коэффициентом извлечения 0,90. Кроме того, отказ от смывной воды дает существенную экономию массы (до 0,25 кг/л консервированной урины), что позволяет рассматривать возможность применения модернизированной СПК-У совместно с СРВ-У в ходе длительных автономных пилотируемых миссий.

Литература:

1. Бобе Л.С., Самсонов Н.М., Новиков В.М., Кочетков А.А., Солоухин В.А., Телегин А.А., Андрейчук П.О., Протасов Н.Н., Синяк Ю.Е. Перспективы развития систем регенерации воды обитаемых космических станций // Известия академии наук. Энергетика. - 2009. № 1. С. 69-78.
2. Бобе Л.С., Кочетков А.А., Романов С.Ю., Андрейчук П.О., Железняков А.Г., Синяк Ю.Е. Перспективы развития регенерационного водообеспечения пилотируемых космических станций // Пилотируемые полеты в космос. - 2014. № 2(11). С. 51-60.
3. Бобе Л.С., Сальников Н.А., Павлов А.В., Рыхлов Н.В., Рукавицин С.Н., Шамшина Н.А., Железняков А.Г. Результаты работы и перспективы по совершенствованию системы приема и консервации урины на российском сегменте МКС // Материалы XV Международной научно-практической конференции «Пилотируемые полеты в космос». - Звездный городок, ноябрь 2023. - С. 16-18.

Математическое обеспечение методов и средств психофизиологического контроля космонавта для пилотируемой Лунной программы

Сафронова К.П.
МАИ, г. Москва, Россия

Разработка новых медико-технических средств на основе технологий точного приборостроения (в частности, авиационной и космической медицины) столкнулась с проблемой идентификации шумов других, возможно нужных, физиологических сигналов из общего зарегистрированного массива информации [1, 2]. Причем данная проблема для Земли, пилотируемого космического полета и пребывания на Лунной базе имеет разную физическую сущность, что связано с неблагоприятными факторами, которые космонавт испытывает в пребывании в условиях измененной гравитации [3].

Предлагается вариант математического моделирования фильтрации, преобразования и определения медико-технического сигнала, снятого со средства неинвазивного психофизиологического контроля космонавта, в условиях измененной гравитации, в том числе на обитаемой Лунной базе. В докладе показано, что в математических моделях должны использоваться физические и физиологические сущности каждого зарегистрированного сигнала. Разрабатываемые алгоритмы обеспечат выбор эффективного метода идентификации каждого сигнала и их последующую обработку. Также предлагается внедрить элемент системы поддержки и принятия решений для математического расчета вероятности возникновения того или иного клинического события, в частности, возникновение стресса. Кроме того, так как при анализе и составлении алгоритма программ необходимо учитывать некоторые физиологические особенности, необходимо внедрить элементы системы искусственного интеллекта.

Также авторы считают необходимым ввод в систему математического обеспечения средств психофизиологического контроля космонавта для пилотируемой Лунной программы блок, содержащий элементы системы поддержки принятия решений.

Литература:

1. Р.М. Рангайян, Анализ биомедицинских сигналов. Практический подход / Пер. с англ. под ред. А.П. Немирко. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. – 440 с. – ISBN 978-5-9221-0730-3.

2. Гаврилов Н.И., Турлапов В.Е. Оценка качества визуализации медицинских и научных данных в величинах отношения пикового сигнала к шуму // Вестник ННГУ. 2012. №5-2.

3. Непрерывный круглосуточный медицинский контроль психофизиологического состояния и координат космонавтов с использованием беспроводной сети. Макарова С.М., Падалко С.Н., Строгонова Л.Б., Терентьев М.Н., Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. №2. С. 177-181.

Анализ многоразовых транспортных космических систем

Сахаров Д.С.
ПАО «РКК «Энергия», г. Королёв, Россия

В настоящее время остро стоит вопрос расширения рынка пусковых услуг, предоставляемых Россией, в целях обеспечения развертывания орбитальной группировки автоматических космических аппаратов, а также запуска систем для проведения исследований Луны с окололунной орбиты и на ее поверхности. Одним из наиболее перспективных направлений развития систем выведения является применение многоразовых систем на всех этапах полета.

Мировое космическое сообщество имеет богатый опыт применения многоразовых транспортных систем, как первых ступеней ракеты-носителя, так и возвращаемых космических кораблей.

На основании данного опыта проведен сравнительный анализ различных аппаратов, с целью оценки и классификации применяемых технических решений для дальнейшего использования в рамках конкретизации критически важных задач и при разработке методики проектирования многоразовых верхних ступеней многоразовой ракеты-носителя с учётом этих задач.

Основной целью применения вышеуказанной методики является проектирование многоразового второго ракетного блока для работы с первой ступенью перспективной многоразовой ракеты-носителя на сжиженном природном газе для выведения спутниковых систем на орбиту Земли и транспортно-технического обеспечения долгосрочного орбитального аппарата или комплекса.

Основными направлениями анализа являются следующие вопросы:

- конструкторско-силовая схема блока;
- масса выводимой полезной нагрузки;
- концепция возвращения на поверхность Земли;
- математическая модель возвращения на поверхность Земли;
- объем и срок межполетного обслуживания блока;
- стоимость одного применения блока.

В рамках работы рассматриваются не только верхние ступени, но и возвращаемые первые ракетные блоки ракет-носителей, так как технические решения, примененные при их разработке, могут быть использованы при проектировании многоразового второго ракетного блока.

Литература:

1. SpaceX, Starship users guide, SpaceX, 2020.
2. NASA, «The Space Shuttle» NASA, 2 6 2023. [В Интернете]. Available: https://www.nasa.gov/reference/the-space-shuttle/#hds-sidebar-nav-1.
3. В.П. Лукашевич и И.Б. Афанасьев, Космические крылья, Москва: Лента Странствий, 2009.
4. Boeing, «X-37B Orbital Test Vehicle» Boeing, 13 12 2014. [В Интернете]. Available: https://web.archive.org/web/20141213042734/http://www.boeing.com/boeing/defense-space/ic/sis/x37b_otv/x37b_otv.page.
5. И. Афанасьев, «Локомотивы нового поколения,» Русский космос, № 15, pp. 34-39, 2020.

Использование пульсирующих тепловых труб для охлаждения космического инфракрасного телескопа

Судуров А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Датчики инфракрасных телескопов требуют криогенные температуры для работы. В условиях космического пространства привычными одноконтурными решениями достичь таких температур не предоставляется возможным. Однако, пульсирующие тепловые трубы (ПТТ) замкнутого типа в тандеме с пассивной системой теплоотвода солнечного излучения могут быть использованы для отвода тепла от теплообменных панелей инфракрасных датчиков.

ПТТ – это устройство, состоящее из трёх частей: испарителя, холодильника и адиабатической секции, а сама трубка имеет серию витков, частично заполнена рабочей жидкостью. Постоянно формирующиеся пузырьки газа, расширяясь, выталкивают жидкость, и перемещаясь вместе с ней в холодную зону, конденсируются, уменьшаясь в объеме.

ПТТ представляют большой интерес в криогенике по причине их крайне высокого коэффициента теплопереноса и быстрого отклика. На эффективность работы ПТТ влияет множество факторов, таких как тепловая нагрузка, температура окружающей среды, процент заполнения, ориентация в пространстве, число витков, длина адиабатической линии, и др. Эксперименты показывают высокую эффективность данного типа устройств при использовании в криогенике.

Серьезную проблему в использовании ПТТ представляет микрогравитация, однако эксперименты показали, что ПТТ с диаметром каналов, больше предела, где капиллярные эффекты теряют значимость работают при установке в любой ориентации, в том числе, и в невесомости. Однако, учитывая специфику работы телескопов, которые чувствительны к малейшим вибрации, исследованию подлежит вибрация, создаваемая устройством.

Отдельного внимания требует исследование характеристик рабочего тела ПТТ при криогенных температурах, так как свойства жидкостей могут сильно изменяться с изменением температуры.

Характеристики ПТТ рассчитываются следующим образом: поток рабочего тела считается потоком жидких и газовых пробок, и уравнения законов сохранения массы, энергии и импульса составляются для жидких и газовых пробок и решаются численно. Однако, данная модель слишком проста и даёт серьёзные расхождения с экспериментальными данными. Для улучшения модели, в неё добавляются жидкостная плёнка, рассматриваются условия образования центров парообразования и неоднородность температуры контуров трубок.

Эксперименты показали, что при криогенных температурах, водород, взятый в качестве рабочей жидкости, в экспериментах показывает результат близкий к расчетному.

Таким образом, ПТТ замкнутого типа являются перспективными разработками для нужд космической инфракрасной оптики и представляют научный интерес при использовании в качестве теплоотвода при использовании с оборудованием, требующим операционных температур криогенного уровня. Большую значимость будут иметь эксперименты по исследованию поведения рабочей жидкости при низких температурах и в условиях микрогравитации.

1. Sun X., Han D., Li S., Gan Zh., Jiao B. and Pfotenhauer J., Modelling of hydrogen filled pulsating heat pipes considering Taylor bubble generation, IHPS, Pisa, Italy, June 10-14, 2018

2. Slobodeniuk M., Bertossi R., Ayel V., Romestant C. and Bertin Y., Effect of non-condensable gases on the flat plate pulsating heat pipe under various gravity conditions, IHPS, Gelendzhik, Russia, September, 07-10, 2021

3. DENG H., GAN Zh., SUN X., HAN D., WANG Sh., JIAO Bo., Pfotenhauer J.M., Experimental study on a pulsating heat pipe with different adiabatic section at liquid hydrogen temperature, IHPS, Jeju, Korea, June 12-16, 2016

Математическое моделирование испытаний пластически деформируемого амортизатора, изготовленного с применением аддитивных технологий

Сумерин А.А., Щеглов Г.А.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Создание элементов конструкций различной техники, предназначенных для поглощения энергии при ударах, колебаниях и иных внешних воздействиях, а также поиск эффективных форм и решений для амортизаторов остается актуальной задачей в настоящее время. Амортизаторы нашли применение практически во всех областях техники. Наиболее близкими к исследуемой теме являются краш-боксы автомобилей. Данные элементы сминаются при ударе, тем самым поглощая кинетическую энергию. Такие элементы могут быть в несколько раз легче многоразовых, намного дешевле в производстве и эксплуатации, сохраняя при этом требуемые энергопоглощающие характеристики [1]. Для предсказуемости характера деформирования на краш-боксе изготавливаются инициаторы деформации в виде отверстий, заломов и т.д. Изготовление таких амортизаторов связано с некоторыми трудностями, так как инициаторы могут иметь сложную форму, примеры которой можно видеть в [2]. Для дополнительного поглощения энергии такие амортизаторы могут заполняться пенным наполнителем [3].

Использование аддитивных технологий позволяет получать амортизаторы любой формы, что является неоспоримым преимуществом по сравнению с традиционными методами изготовления. Это позволяет исследовать различные конструкции деформируемых элементов, открывает дополнительные возможности для последующей оптимизации со снижением массы при сохранении требуемых энергопоглощающих характеристик.

Предлагается вариант испытательного стенда для подтверждения характеристик одноразового амортизатора.

Проведено математическое моделирование удара и смятия краш-бокса в пакете LS-Dyna программного комплекса Ansys. Проведен анализ амортизаторов, используемых в современной автомобильной промышленности, и предложена конструкция краш-бокса, изготавливаемая с использованием аддитивных технологий. Была получена картина деформирования, распределения пластических деформаций и напряжений. Получены зависимости длины краш-бокса и кинетической энергии груза от времени. Характеристики

материала краш-бокса AlSiMg10 были получены из результатов испытаний сплава на растяжение на кафедре СМ12 МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Проведен анализ напряженно-деформированного состояния элементов конструкции стенда при моделировании деформации различных краш-боксов. Получена картина распределения напряжений и пластических деформаций. Разрушения и пластических деформаций материала деталей стенда не наблюдается.

Предлагаемый стенд позволяет испытывать амортизаторы любой формы в широком диапазоне размеров. Конструкция обеспечивает поступательный характер деформирования исследуемого элемента. Использование аддитивных технологий при изготовлении одноразовых амортизаторов расширяет возможности для исследований различных форм инициаторов деформации, что позволяет добиться снижения массы элемента при сохранении требуемых энергопоглощающих характеристик.

Литература:

1. Сумерин А.А., Щеглов Г.А. Моделирование работы стоек шасси летательного аппарата с пластически деформируемыми амортизаторами. Москва, Инженерный журнал: наука и инновации, 2023, № 6, 14 с.

2. Хусаинов А.Ш., Никитин А.Н. Моделирование деформации краш-боксов современных автомобилей. Ульяновск, Вестник УлГТУ. Машиностроение, 2012, с. 28-32.

3. Зузов И.В., Зузов В.Н. Моделирование продольного смятия передних лонжеронов кузова легкового автомобиля с учетом наполнителей и инициаторов деформаций. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2012, № 2, с. 42-45.

Определение предельно возможных отклонений характеристик рулевых приводов методом математического и полунатурного моделирований

Третьяков Н.К.

ГосМКБ «Радуга», г. Москва, Россия

Разработка современных образцов БЛА невозможна без наземной отработки его сложных систем, состоящих из отдельных подсистем, каждая из которых требует отдельных условий к проведению эксперимента. Одной из таких сложных систем БЛА является система автоматического управления (САУ), в состав которой входят блоки бортовой аппаратуры системы автоматического управления (БАСАУ) как подсистемы САУ [1]. С целью наземной отработки функционирования логики САУ и отладки информационного взаимодействия между БАСАУ создаются комплексы полунатурного моделирования (КПМ). В состав КПМ как правило входят БАСАУ, вычислительная техника и стендовое оборудование [2]. Некоторые элементы БАСАУ могут быть заменены на соответствующую математическую модель (ММ), созданную с учетом характеристик, полученных при проведении испытаний БАСАУ на стендовом оборудовании при различных режимах работы.

Одним из элементов заменяемым на ММ является рулевой привод (РП). Характеристики для построения точной ММ РП получают на специальном стендовом оборудовании, называемом нагрузочным устройством шарнирных моментов (НУШМ) [2]. На НУШМ установлена следящая система, позволяющая получить амплитудные фазочастотные характеристики (АФЧХ), скоростные и моментные характеристики с учетом расчетных моментов, действующих на управляющие поверхности БЛА в полёте. Комплексное проведение сеансов ПНМ с НУШМ позволяет оценить работу РП с учетом различных манёвров БЛА, что увеличивает точностные характеристики получаемой ММ.

При выявлении неполадок в контуре стабилизации, а именно в РП, во время выполнения опытного полёта, необходимо провести математическое моделирование близкое к условиям прошедшего опытного полёта с изменением таких характеристик РП как: время запаздывания отработки входного сигнала; «залипание» штока в крайнем положении; постоянное отклонение штока от положения нуля, а также другие известные проблемные характеристики конкретного РП. Задача состоит в определении запаса устойчивости БЛА при нештатной работе РП. Итерационным методом можно вычислить максимальные значения отклонений характеристик РП, при дальнейшем изменении которых БЛА теряет устойчивость. После, подобранные при помощи математического моделирования предельные значения

характеристик необходимо проверить на КПМ. Если БЛА теряет устойчивость, то нужно итерационным путем определить безопасное значение заданной характеристики или наоборот.

Наземная отработка возможных отклонений характеристик подсистем БЛА позволит выявить угрозы для устойчивого полёта и предпринять меры для их устранения, что в свою очередь увеличивает вероятность успешного проведения опытного полёта. Такой подход увеличивает время проведения наземных испытаний, однако, потенциально снижает количество опытных полётов и, соответственно, стоимость разработки БЛА, делая данную работу актуальной. Скорость и точность определения предельных отклонений можно значительно увеличить, автоматизировав процесс путем внедрения в структуры ММ и ПНМ нейросетевых технологий.

1. Гусейнов А.Б., Ляпунов В.В., Трусов В.Н. Проектирование систем управления крылатых ракет. – М.: Изд-во МАИ, 2020.– 192 с.

2. Абадеев Э.М., Ляпунов В.В. Динамическое проектирование систем автономного управления беспилотными летательными аппаратами. – Дубна: Государственный университет «Дубна», 2017. – 265 с.

Требования к аппаратуре для проведения медико-биологического эксперимента на борту автоматического космического аппарата

Трусов И.Н., Шангин И.А.
МАИ, г. Москва, Россия

С целью определения воздействия на биологические объекты неизвестных факторов пребывания в условиях измененной гравитации применяются автоматические космические аппараты (КА). В соответствии с стратегией освоения космического пространства российским космическим агентством выдвинута инициатива создания РОС и лунной станции. Разработка новых человеко-обитаемых сред и аппаратуры для МБЭ в автоматических КА тесно связаны. МБЭ в АКА позволяют получить данные о влиянии ФКП на БО. Полученные данные используются для повышения замкнутости СЖО человека и выживаемости экипажа. В связи с чем, появляется необходимость отработки технологии выращивания культурных растений и адаптации видового многообразия к ФКП.

При разработке предлагаемой аппаратуры появляется необходимость учета следующий факторов: выгодность производимой продукции, эффективность культивирования, среднесуточное энергопотребление, поддержание оптимальной температуры и относительной влажности газовой и корнеобитаемой среды, полезное физиологическое излучение. Успешность проведения КЭ требует учета и выполнения этих факторов. В связи с чем, появляется необходимость использования СТВР способной обеспечить высокую эффективность культивирования.

Полученные в результате КЭ данные позволят провести интеграцию фотолитотрофного БЗ в СЖО человека. Создание необходимых условий жизнедеятельности приближенных Земным обеспечивает работа СРС. Использование БЗ позволит повысить коэффициент замкнутости СЖО, что приведет к исключению необходимости периодической замены элементов СРС и закладыванию в конструкцию орбитальных и планетарных станций мест хранения продуктов питания, воды (питьевая и техническая), дыхательной смеси. Низкая замкнутость СЖО человека исключает целесообразность реализации ДКП из-за сложности реализации замены регенерационных технических компонентов и поставкой нерегенерируемых веществ. Приоритетным направлением в разработке БСЖО является интеграция фотолитотрофов в СРС орбитальной и будущих планетарных станций к СОП.

Литература: Mariano Bizzarri, Paolo Gaudenzi, Antonio Angeloni, «The biomedical challenge associated with the Artemis space program» https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.07.021; Брагина Ю.В., Беседина Н.Г., Даниленкова Л.В., Камышева Е.А., Ларина О.Н., Бурлакова А.А., Камышев Н.Г. (2023) Влияние факторов космического полета на поведение самцов Drosophila melanogaster. Интегративная физиология, т.4, №1, с 103-110, https://doi.org/10.33910/2687-1270-2023-4-1-103-110; В.Б. Понизовская, М.Ю. Дьяков, А.Б. Антропова, Е.Н. Билабенко, В.Л. Мокеева, В.К. Ильин. «Влияние условий космического

полета на жизнеспособность микромицетов». УДК 582.28+579.65. Вестник московского университета. Серия 16. Биология. 2017.Т.72. №1. С 9-15; Космические системы жизнеобеспечения: учебное пособие для вузов РФ/ В.Ф. Рожнов; МАИ (гос.техн.ун-т).- Москва: МАИ-ПРИНТ, 2009.-343 с.: ил.-Библиогр.: с.329-333 (79 назв.).- ISBN 978-5-7035-2141-0.;Рожнов В.Ф. Системы регенерации среды обитания космических кораблей и станций. Человек и среда обитания: учебное пособие/ В.Ф. Рожнов, А.Е. Белявский; МАИ (нац. исслед. ун-т).-Москва: МАИ, 2019.-255 С.: ил., табл.-Библиогр.: с.250-253 (74 назв.).-ISBN 978-5-4316-0662-5;Строгонова Л.Б., Столярчук В.А., Макарова С.М., Васин Ю.А., «Лунная база, проблемы обитаемости», УДК 523.3 электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск №67; Ю.А. Беркович, Н.М. Кривобок, С.О. Смолянина, А.Н. Ерохин. Космические оранжереи: настоящее и будущее. — М.: Фирма «Слово», 2005 — 368 с.

Проектирование систем отделения полезной нагрузки от ракеты-носителя без использования пиротехнических элементов

Туфан Ант, Козедра П.А., Ермаков В.Ю., Глотов М.К.
МАИ, г. Москва, Россия

Системы отделения (СО) играют ключевую роль при выполнении космических полетов. Они отвечают за удержание нескольких полезных нагрузок (ПН) при одновременном запуске от одной ракеты-носителя (РН) и их освобождение в конце активного участка полета. При этом возможно отклонение вектора скорости центра масс (ЦМ) и вращение относительно любой из поперечных осей, проходящих через ЦМ. Отклонение вектора скорости возникает вследствие поперечных колебаний корпуса РН во время отделения ПН, наличия эксцентриситета тяги последействия последней ступени, эксцентриситета действующих сил СО, разновременности срабатывания СО и др. [1].

Основным требованием, предъявляемым к СО, является обеспечение минимальных отклонений от расчетных значений параметров движения, которое сказывается на необходимости обеспечения вывода ПН на орбиту, близкую к расчетной.

В зависимости от характера действующих сил СО можно разделить на расталкивающие и тормозящие. В первом случае отделение осуществляется расталкиванием ПН и последней ступени РН по направлению их продольных или поперечных осей. Этот способ осуществляется при продольной компоновке ПН в составе РН. К основным расталкивающим СО относятся пневмотолкатели, пневмочеки и СО бандажного типа. Во втором случае – торможением последней ступени с помощью, например, ракетных двигателей твердого топлива и аэродинамических сил, образуемых за счет увеличения лобового сопротивления отделяемой части РН [1].

Вышеперечисленные СО функционируют в нормальных условиях полета. Существуют, кроме того, аварийные ситуации, приводящие к необходимости отделения определенных элементов конструкции и срабатывания СО, связанных со спасением экипажа. В таких случаях могут использоваться комбинированные СО, принцип работы которых заключается в сочетании расталкивания и торможения с разворотом двигательной установки последней ступени непосредственно перед ее выключением в положение, при котором линия действия тяги проходит через ЦМ системы «последняя ступень + ПН» [2]. В противном случае значительный по величине импульс тяги последействия приведет к появлению угловых возмущений, которые с высокой вероятностью снижают точность вывода ПН на заданную орбиту.

Цель исследования – проектирование механических систем для безударного отделения ПН от РН без использования пиротехнических элементов, в том числе: сравнительный анализ различных вариантов СО; выбор рациональных решений по конструктивному исполнению СО применительно к РН; математическое моделирование динамики отделения ПН от РН по направляющим при срабатывании СО.

В настоящей работе проведены исследования по проектированию СО без использования пиротехнических элементов. Представлены результаты математического моделирования динамики отделения ПН от РН для различных вариантов СО.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (FSFF-2023-0007).

Литература:

1. Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В. и др. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 376 с.

2. Iannelli P., Angeletti F., Gasbarri P. A model predictive control for attitude stabilization and spin control of a spacecraft with a flexible rotating payload // Acta Astronautica. 2022. Vol. 199. pp. 401-411. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.07.024.

Перспективы использования теории марковских процессов для расчёта показателей надёжности изделий ракетно-космической техники

Уперчук Р.А.

Самарский университет, г. Москва, Россия

В современной ракетно-космической практике наблюдается недостаток методик расчёта надёжности конкретных изделий, за исключением пиротехнических или электронных устройств. Это связано с тем, что данная сфера выпускает продукцию преимущественно единичного производства.

Конструктивно многие изделия (в особенности – пилотируемой космонавтики) могут включать в свой состав различные восстанавливаемые элементы, что находит отражение на расчётах надёжности. Наиболее часто применяемый метод структурных схем надёжности не позволяет учесть эффект восстановления системы. Логико-вероятностные методы и методы расчёта надёжности изделий с сетевой структурой при попытке учёта восстановления приводят к рекурсии и значительной громоздкости расчётов. Метод статистических испытаний (Монте-Карло) хорошо подходит для имитационного моделирования крупных массивов данных, при этом особенности функционирования самой системы не учитываются.

Теория марковских процессов позволяет проводить корректные расчёты показателей надёжности (вероятности безотказной работы, средней наработки на отказ, коэффициента готовности) с учётом восстановления без усложнения вычислительного процесса. В частности, она включает в себя метод решения дифференциальных уравнений (ДУ) Чепмена-Колмогорова и топологический метод [1]. При проведении расчётов принимаются допущения об экспоненциальном распределении отказов и о непрерывном функционировании системы [2].

Типовые методики расчёта надёжности могут включать в себя 4 этапа. На первом этапе выполняется составление конструктивной и функциональной схемы изделия и проводится анализ видов, последствий и критичности отказов. На втором шаге строится граф состояний системы. На третьем шаге составляются и решаются ДУ Чепмена-Колмогорова или находятся коэффициенты полиномиальных функций (в зависимости от используемого метода). Наиболее эффективным методом решения системы ДУ в рамках теории марковских процессов выступает использование прямого и обратного преобразований Лапласа. На заключительном этапе рассчитываются необходимые показатели надёжности изделия.

В рамках исследования была проведена апробация расчётов вероятности безотказной работы и средней наработки на отказ для иллюминаторов космических станций. Полученные результаты подчёркивают эффективность применения методов теории марковских процессов для расчётов надёжности изделий ракетно-космической техники.

Литература:

1. Половко, А.М. Основы теории надёжности [Текст] / А.М. Половко, С.В. Гуров / 2-е изд., перераб. и доп. – СПб: БХВ-Петербург, 2006. – 704 с.: илл.

2. Вентцель, Е.С. Теория случайных процессов и её инженерные приложения [Текст] / Е.С. Вентцель, Л.А. Овчаров. – 5-е изд., стер. – М.: Кнорус, 2014. – 448 с.: илл.

Методика оценки эффективности космических средств мониторинга некаталогизируемого космического мусора

Усовик И.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Интенсивность мировой космической деятельности растет. Каждый год ставятся рекорды по количеству пусков ракет космического назначения и выводимых ими космических аппаратов, и как следствие неизбежно растет количество космического мусора. Наибольшие риски для космических средств представляют некаталогизируемые объекты космического мусора, размеры которых меньше нижней границы каталогизации и больше границы размера с энергией критического ущерба. Для области низких околоземных орбит это диапазон размеров примерно от 1 до 10 см, для более высоких орбит верхняя граница увеличивается и может достигать 50 и более см. Мониторинг такого космического мусора является критически важным для верификации моделей и ситуационной осведомленности, что позволяет обеспечить безопасность космических операций. Использование наземных средств обладает рядом недостатков и не позволяет определить целый ряд параметров, необходимых для практического использования.

В докладе рассмотрены основные принципы мониторинга некаталогизируемого космического мусора с использованием космических средств на основе использования дистанционных и контактных средств.

Проанализирована ретроспектива проведенных экспериментов на пилотируемых кораблях, орбитальных станциях и автоматических космических аппаратах.

Представлена разработанная методика оценки эффективности космических средств мониторинга на основе результатов моделирования потоков частиц через поля зрения и контактные поверхности. Проведены расчеты для различных орбит функционирования и разработаны предложения по количественному и качественному составу космической системы мониторинга некаталогизируемого космического мусора.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-79-01252, https://rscf.ru/project/23-79-01252/.

Применение тороидальных вентиляторов как способ снижения шума вентиляционных систем на орбитальных станциях

[1]Хаустов А.И., [1]Кротов К.В., [2]Чащин А.Я.
[1]МАИ; [2]ОКБ Сухого, г. Москва, Россия

Многолетний опыт эксплуатации орбитальных станций показал, что одним из значимых неблагоприятных факторов, действующий на человека в длительном космическом полете является шум. На борту орбитальной станции (ОС) основными источниками шума являются вентиляторы системы кондиционирования [1]. В настоящее время проводится множество исследований по поиску методов снижения шума вентиляторов. Одним из перспективных направлений в этой области является применение вентиляторов с тороидальной формой лопастей [2].

Для подтверждения эффективности снижения шума за счет использования тороидальных вентиляторов разработаны 3D модели вентиляторов с тороидальной и стандартной формой лопастей, соответственно. Вентилятор со стандартной формой лопастей является копией вентилятора, работающего в американском сегменте (АС) ОС МКС. Тороидальный вентилятор спроектирован на те же аэродинамические характеристики (напор, подача), что и вентилятор со стандартной формой лопастей и вписан в проточную часть вентиляционной системы АС ОС.

Для определения напорно-расходных (НРХ) и шумовых характеристик вентиляторов выполнено численное моделирование течения воздуха в ANSYS FLUENT с использованием акустической аналогии Фокса Вильямса-Хоукингса. В результате моделирования выявлено, что вентилятор с тороидальной формой лопастей позволяет снизить уровень шума на 13% при тех же значениях напора и подачи.

Для апробирования результатов численного моделирования проведены испытания стандартного и тороидального вентиляторов на уровень шума методом звуковой

интенсиметрии. Испытательный стенд разработан в соответствии с ГОСТ 31353.4-2007. Прототипы вентиляторов изготовлены методом аддитивных технологий фотополимерной печати. Измерение уровня шума вентиляторов производилось шумомером Bruel&Kjaer 2240 после достижения устойчивого течения воздуха в элементах стенда при одинаковых значениях напора, подачи и частоты вращения. Частота вращения измерялась фотоэлектрическим тахометром, перепад давления (напор) – дифференциальным манометром, а подача вентилятора – расходомером. Рабочая точка вентиляторов регулировалась с помощью дросселирующего устройства.

По результатам испытания, выявлено, что уровень шума тороидального вентилятора оказался на 9% меньше уровня шума вентилятора со стандартной формой лопастей, что подтверждает результаты численного расчета и эффективность применения тороидальных вентиляторов для снижения уровня шума вентиляционных систем ОС.

Литература:

1. Богатова Р.И., Агуреев А.Н., Волков А.А. и др. Проблема шума в пилотируемых космических аппаратах. Тез. докл. XI конференции по космической биологии и авиакосмической медицине. М., 1998. С. 199.

2. Кайли Фой. Массачусетский Технологический Институт. Тороидальные формы лопастей. [Электронный ресурс] / Режим доступа: https://news.mit.edu/2022/lincoln-laboratory-inventions-win-rd-100-awards-0921.

Оптимизация траектории космического аппарата для исследования Солнца с использованием гравитационных манёвров у Земли и Венеры

Шевченко В.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Использование гравитационных манёвров (ГМ) около естественных небесных тел позволяет значительно расширить область освоения Солнечной системы при текущем уровне развития космической техники. Приращение характеристической скорости КА, получаемое за счёт орбитальной энергии планет, предоставляет возможность значительно изменить наклонение орбиты при существенной экономии энергетических затрат на перелёт.

В работе рассмотрена сквозная оптимизация двух возможных типов траекторий выведения КА на гелиоцентрическую орбиту с фиксированным наклонением (30 градусов) к плоскости солнечного экватора. Схема перелёта включает один ГМ у Земли и последовательность четырёх ГМ у Венеры. Первые три ГМ у Венеры переводят КА на резонансные с Венерой орбиты. Для первого типа траектории используются резонансные орбиты, когда КА сближается с Венерой в окрестности одной и той же точки её орбиты. При этом на резонансной траектории КА делает целое число витков n вокруг Солнца, а Венера – m целых витков. Порядок резонанса на такой траектории считается равным n:m. Для второго типа траектории КА может попадать в окрестность Венеры для реализации ГМ в противоположных точках её орбиты (пи-резонансные орбиты). Все ГМ считаются пассивными. Для первого типа перелётной траектории была выбрана следующая последовательность порядков резонанса: 1:1; 4:3; 3:2, для второго типа – 1:1; 1,5:1,5; 1:1.

Задача оптимизации траектории выведения КА заключается в нахождении оптимальных программ управления вектором тяги и функции включения/выключения ЭРДУ с использованием критерия оптимизации – максимизации массы КА, выводимой на конечную гелиоцентрическую орбиту с фиксированным наклонением. В качестве метода сквозной оптимизации применяется принцип максимума Понтрягина, который позволяет свести задачу оптимального управления к 6-точечной краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений с 41 удовлетворяемым условием.

Для первой траектории получены следующие результаты: оптимальная дата старта – 27 января 2027 года, импульс скорости РБ «Фрегат» (3314,4 м/с) обеспечивает ГИС при старте с опорной орбиты 1397,6 м/с. Время перелёта Земля-Земля составляет 430 суток, Земля-Венера – 58,7 дней. Величина ГИС при первом подлёте к Венере – 15,448 км/с. КА затрачивает 298,58 кг ксенона. Конечная масса КА составляет 1604,6 кг. Длительность всей миссии составляет 1837 суток (5,03 лет).

Для второй траектории оптимальной датой старта является 28 января 2027 года. Время перелёта Земля-Земля составляет 429,7 суток, Земля-Венера – 58,6 дней. Импульс скорости РБ равен 3314 м/с, он обеспечивает ГИС при отлёте КА из окрестности Земли 1395 м/с. Величина ГИС при первом подлёте к Венере – 15,513 км/с. На реализацию данной миссии ЭРДУ КА требуется 301,8 кг топлива. Конечная масса КА составляет 1601,1 кг. Длительность миссии составляет 1276 суток (3,5 лет).

Анализ приведенных характеристик показывает, что использование пи-резонансной орбиты с порядком резонанса 1,5:1,5 позволяет без существенного уменьшения конечной массы КА значительно сократить время транспортной операции (в 1,44 раза).

1. Константинов М.С. Сравнительный проектно-баллистический анализ использования химической и электроракетной двигательных установок в проекте солнечного зонда//Космические исследования. 2019. Том 57. №5. С. 1-15.

2. M.S. Konstantinov, M. Thein, Method of interplanetary trajectory optimization for the spacecraft with low thrust and swing-bys. Acta Astronautica, 2017, 297-311.

Особенности применения программы FLOEFD и Star-CCM+ для теплового расчета теплового аккумулятора

Шеленкова Т.А., Панин Ю.В.

АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Россия

Современные аддитивные технологии позволяют производить конструкции тепловых аккумуляторов (ТА) [1] со сложными внутренними структурами, что приводит к усложнению моделирования их работы. Оценить эффективность работы ТА и корректность выбранных конструктивных решений можно на основании анализа распределения температурных полей и положения границы раздела фаз, получаемых с помощью теплового расчета.

Распространенным способом решения задачи теплового расчета ТА является приближенный метод в одномерной или двумерной

постановке [2]. Но результаты двумерного моделирования могут значительно отличаться от показателей реальной конструкции ТА. Одно из решений данной проблемы было рассмотрено в работе [2], где предлагалось распространять результаты плоскостных расчетов на объемную модель с учетом данных экспериментальной отработки. Недостатком данного способа является возможность применения расчетной модели только для однотипной конструкции, а также невозможность учета тонких нерегулярных внутренних структур.

Однако решение может быть найдено применением современных программных комплексов, имеющих возможность проведения компьютерной симуляции процесса работы, ТА с учетом фазового перехода теплоаккумулирующего материала (ТАМ). Например, в программе

Star-CCM+ возможен тепловой расчет ТА с учетом фазового перехода, но существуют трудности при работе со сложными полноразмерными моделями ТА с многоэлементными тонкими структурами. Связано это с количеством конечных элементов и нехваткой ресурсов стандартного ПК. В качестве решения данной проблемы предложен вариант использования менее ресурсоемкой программы – FLOEFD. Однако применение FLOEFD, не обладающей всеми необходимыми физическими моделями для расчета фазового перехода, требует специальной адаптации с обоснованными допущениями.

В настоящей работе предложено расчет ТА во FLOEFD осуществлять введением скачка функции удельной теплоемкости ТАМ. Такой метод известен по монографии Алексеева В.А., а также упоминается в статье [3]. Корректность его применения обоснована сравнительным анализом простейшей конструкции ТА – параллелепипеда из ТАМ, где к одной стенке осуществляется подвод тепла, а остальные стенки адиабатические.

В результате расчета в Star-CCM+ и FLOEFD получено распределение температуры по объему ТА и положение границы раздела фаз во времени. Сопоставление и сравнение результатов показывает допустимость применения FLOEFD для расчета фазового перехода ТА, т.к. погрешность значений указанных показателей не более 5%.

Внедрение компьютерной симуляции позволяет выбрать удовлетворяющий тепловым требованием вариант ТА, а использование программы FLOEFD для моделирования фазового

перехода ТА позволяет использовать полноценные трехмерные модели ТА и сократить время для проведения расчета.

Литература:

1. Сеньшина Т.А., Холяков А.Е., Панин Ю.В., Борщев Ю.П. Обзор применения аддитивных технологий в тепловых агрегатах с фазопереходными процессами и пути совершенствования их конструкции на основе этих технологий// Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.2023. №3, С.81-87.

2. Алексеев В.А. Основы проектирования тепловых аккумуляторов космических аппаратов – Курск: Науком, 2016. 248 с.

3. Васильев Е.Н., Деревянко В.А. Расчет температурных полей в тепловом аккумуляторе с фазовым переходом // Материалы XXI междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева. В 2 ч. / Под общ. ред. Ю.Ю. Логинова. Красноярск, 2017 г. С.230–232.

Необходимая тяга и мощность для зависания десантного модуля с несущим винтом над поверхностью Венеры

Шеремет А.А., Воронцов В.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Для исследования атмосферы Венеры предложен десантный модуль с несущим винтом. Разработка десантного модуля для исследования представляет собой сложную задачу, требующую тщательного рассмотрения аэродинамических характеристик несущего винта.

Для зависания модуля и отрыва от поверхности необходимо учитывать не только тягу, но и мощность. Несущий винт создает тягу, уравнение которой, формально похоже на уравнение подъемной силы, но вместо этого используется угловая скорость, обусловленная вращением несущего винта и площадью ометаемой поверхности, радиус несущего винта и коэффициент тяги (поскольку несущий винт создает тягу, а не подъемную силу), которая не может превышать 0,03 для винтов с высокой аэродинамической оптимизацией.

Максимальное значение коэффициента тяги находится в диапазоне от 0,008 до 0,028 [1] в зависимости от степени оптимизации винта. Для нахождения тяги для венерианского десантного модуля с несущим винтом, использовались следующие исходные данные:

- вес аппарата – 300 кг;
- плотность атмосферы на поверхности – 65 кг/м3;
- предположим, что несущий винт имеет оптимизированную конструкцию, поэтому коэффициент тяги – 0,028;
- количество несущих винтов – 1;
- угловая скорость вращения винта – 300 об/мин или 32 рад/с;
- ускорение свободного падения на Венере – 8.87 м/с2.

После всех операций тяга составляет 2926 Н, что соответствует тяге 330 кг, которой достаточно для ускорения вверх и маневрирования венерианского модуля при его весе 300 кг. Когда тяга несущего винта возрастает и становится несколько больше веса модуля, он плавно отрывается от поверхности.

Учитывая массу модуля, требуемая подъемная сила составляет 2661 Н. Исходя из известной подъемной силы, требуемая мощность для зависания вертолёта равна 8490 Вт. Данная мощность позволит модулю зависнуть на определенной высоте без возникновения «эффекта земли, эффекта близости поверхности», который возникает когда нисходящий поток от несущего винта направленный вниз создаёт зону давления выше нормы под винтом, потому что воздух ударяется о поверхность и не может "вырваться", увеличивая подъемную силу.

Направление №6
«Искусственный интеллект в аэрокосмической отрасли»

Применение нейронных сетей для улучшения производительности моделей прогнозирования остаточного ресурса бортовых систем

Mohamad Y.B.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассмотрен выбор подходящего метода прогнозирования для оценки состояния здоровья оборудования и прогнозирования остаточного срока его службы на основе алгоритмов глубокого обучения.

Проведен анализ различных методов прогнозирования, основанных на глубоком обучении, для оценки технического состояния бортового оборудования и прогнозирования его оставшегося срока службы. Предложено построение гибридной модели прогнозирования, объединяющей преимущества рекуррентных нейронных сетей LSTM (Long Short-Term Memory) и сверточных нейронных сетей CNN (Convolutional Neural Network) [1, 2]. Модель оптимизирована с помощью технической обработки данных, отбора признаков и изучения корреляций между признаками, а также техники снижения размерности, а также использования подходящих функций активации и настройки параметров нейронной сети, которые в совокупности способствуют улучшению производительности модели прогнозирования [3].

Эффективность предложенных в работе решений подтверждена на данных турбореактивного двигателя NASA [4, 5] (выборка 100 двигателей), состоящих из многомерных временных рядов. Модель оценивалась с использованием средней абсолютной ошибки (MAE), среднеквадратичной ошибки (RMSE) и средней абсолютной процентной ошибки (MAPE), которые являются тремя наиболее распространенными метриками для оценки производительности регрессионной модели [5].

Литература:

1. Dong, D., X.-Y. Li, and F.-Q. Sun. Life prediction of jet engines based on LSTM-recurrent neural networks. in 2017 prognostics and system health management conference (PHM-Harbin). 2017. IEEE.

2. Guo, Y., Y. Zhou, and Z. Zhang, Fault diagnosis of multi-channel data by the CNN with the multilinear principal component analysis. Measurement, 2021. 171: p. 108513.

3. Kong, Z., et al., Convolution and long short-term memory hybrid deep neural networks for remaining useful life prognostics. Applied Sciences, 2019. 9(19): p. 4156.

4. Saxena, A. and K. Goebel, Turbofan engine degradation simulation data set. NASA Ames Prognostics Data repository, NASA Ames Research Center, Moffett Field. NASA Ames Prognostics Data repository NASA Ames Research Center Moffett Field, 2008.

5. Shcherbakov, M.V., et al., A survey of forecast error measures. World applied sciences journal, 2013. 24(24): p. 171-176.

Метод генерации обучающей выборки для машинного обучения в задаче коммивояжера

[1]Авраменко А.Д., [2]Судаков В.А.
[1]Финансовый университет; [2]ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Россия

Задача коммивояжёра остаётся важной в логистике, особенно при больших размерностях, где точное решение недостижимо за разумное время. Развитие нейросетевых методов открывает новые возможности, но требует обучения на больших объёмах данных, которые часто недоступны. Для эффективного обучения необходимо генерировать синтетические данные, включая случайные графы с известными оптимальными маршрутами. В данной работе исследуется асимметричная задача коммивояжёра с полносвязным графом и целочисленной матрицей смежности. Рассматриваются различные подходы к созданию синтетических данных, с акцентом на методах, основанных на правилах, для сохранения необходимых характеристик. Целью работы является разработка методов генерации

синтетических данных, приближённых к реальным условиям, для эффективного обучения моделей в задаче коммивояжёра. Создание данных с заранее известным решением представляет собой новаторский подход, подчёркивающий важность и новизну исследования.

Литература:
1. Некрасов В.П. Элементы дискретной математики: учебно-методическое пособие, Екатеринбург, Уральский филиал СибГУТИ, 2001. – 89 с.
2. Potvin Jean-Yves, The traveling salesman problem: a neural network perspective // Centre de Recherche sur les Transports, Université de Montréal, 1993.
3. Bogyrbayeva A., Yoon T., Ko H., Lim S., Yun H., Kwon C. A deep reinforcement learning approach for solving the Traveling Salesman Problem with Drone // Transportation Research Part C: Emerging Technologies, Volume 148, 2023, 103981.
4. Goodfellow I. J., Pouget-Abadie J., Mirza M., Xu B., Warde-Farley D., Ozair S., Courville A., Bengio Y. Generative Adversarial Networks // Advances in Neural Information Processing Systems 3(11), 2014.
5. Авраменко А.Д., Судаков В.А. Создание синтетических графов для задачи коммивояжёра // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2024. No 8. 16 с.

Использование GNN совместно с GAN для решения задачи коммивояжера

Баданина Н.Д.
РЭУ им. Г.В. Плеханова, г. Москва, Россия

Задача коммивояжера (TSP) часто рассматривается в области оптимизации и вычислительной математики и имеет широкое применение для решения бизнес-задач. Сложность поиска оптимального решения растет по мере увеличения числа городов. Традиционные подходы, такие как поиск методом перебора и динамическое программирование, становятся вычислительно неоптимальными для больших графов с более чем 10 000 узлами. [1]

Машинное обучение может быть хорошей альтернативой классическим методам для получения почти оптимальных решений со значительным сокращением времени вычислений. Графовые нейронные сети (GNN) уже были успешно применены к TSP путем изучения представлений узлов и ребер в графе. [2] В этой статье исследуется, как генеративно-состязательные сети (GAN) могут быть использованы для создания высококачественных решений для TSP.

GAN представляют собой класс алгоритмов машинного обучения, в которых две нейронные сети, генератор и дискриминатор, соревнуются друг с другом в игре с нулевой суммой. Генератор создает данные, имитирующие реальное распределение, в то время как дискриминатор оценивает достоверность сгенерированных данных. [3]

Идея использования GAN для TSP заключается в создании возможных туров, которые приближаются к распределению оптимальных или близких к оптимальным решений. Сеть генераторов нацелена на создание правильных туров, в то время как дискриминатор оценивает качество этих туров на основе определенных критериев, таких как общее расстояние.

Генератор создает тур, который представляет собой последовательность индексов городов, представляющих потенциальное решение для TSP. Дискриминатор оценивает этот тур, сравнивая его с известными оптимальными или высококачественными турами (если таковые имеются) или оценивая на основе таких критериев, как общее расстояние.

Одной из основных проблем является обеспечение того, чтобы генератор генерировал корректные туры городов без повторений.

С другой стороны, задачу TSP можно описывать как проблему классификации границ. GNN в этой задаче учится предсказывать, должна ли граница между двумя городами быть частью оптимального тура, прогнозируя вероятность того, что каждое ребро будет частью оптимального тура.

GNN ориентированы на изучение представлений и составление прогнозов на основе графических структур и могут быть интегрированы с GAN для расширения возможностей генерации. Генератор в GAN может использовать архитектуру GNN для создания туров,

которые соответствуют структуре графа. Дискриминатор может использовать GNN для лучшей оценки структурных свойств сгенерированных туров.

Используя сильные стороны GAN в создании сложных распределений данных, появляется возможность разработать модели, которые будут обеспечивать оптимальные и выполнимые туры для решения задачи TSP с большим количеством узлов. Интеграция информации, полученной с помощью GNN, еще больше расширяет этот подход.

Литература:

1. Hanjun Dai, Elias B. Khalil, Yuyu Zhang, Bistra Dilkina, Le Song, 2017. Learning Combinatorial Optimization Algorithms over Graphs.
2. Yimeng Min, Yiwei Bai, Carla P. Gomes, 2023. Unsupervised Learning for Solving the Travelling Salesman Problem.
3. Баданина Н.Д. Влияние синтетических данных на качество обучения GAN моделей. // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции L Гагаринские чтения 2024. — М.: Издательство «Перо», 2024, с. 161-162.

О периодических и условно-периодических движениях в задаче А.Ю. Ишлинского

Байков А.Е., Лавриненко К.М.

МАИ, г. Москва, Россия

Пусть два основных тела одной массы движутся вокруг общего центра масс по круговой орбите. Наряду с ними рассмотрим два малых тела одной массы, движущиеся в плоскости орбиты основных тел так, что центр масс первых всё время движения совпадает с центром масс вторых. Малые тела на основные не влияют, но испытывают взаимное притяжение, и предполагается, что влияние основных тел на малые носит возмущающий характер. Тогда малые тела совершают внутренние движения. В [1] проблема исследования внутренних движений была названа задачей А.Ю. Ишлинского.

В [1,2] приближённо-аналитическими и численными методами были обнаружены периодические внутренние движения малых тел, близкие к круговым. Затем в [3] методом усреднения было показано, что система также допускает периодические орбиты, которые не порождаются круговыми, и условно-периодические орбиты двух типов: ротационные и либрационные. Однако доказательство существования периодических и условно-периодических решений точных уравнений движения представлено не было.

Для того чтобы получить строгие результаты, мы обращаемся к переменным Делоне, позволяющим записать уравнения движения в гамильтоновой форме [4]. Канонические замены переменных упрощают функцию Гамильтона до такого вида, что её невозмущённая часть отвечает интегрируемой по Лиувиллю системе. Тогда существование большого числа условно-периодических движений полной системы следует из теоремы Колмогорова [5].

Периодические внутренние движения, близкие к круговым орбитам задачи двух тел, можно построить методом малого параметра, их существование следует из теоремы Пуанкаре. В завершение доклада мы приводим схему доказательства существования периодических внутренних движений малых тел, не рождающихся из круговых.

Литература:

1. В.В. Белецкий. Об одной задаче А.Ю. Ишлинского // ПММ. 2003. Т. 67. Вып. 4. С. 549–555.
2. Bakker, L.F., Freeman, N.J. Relative equilibria and periodic orbits in a Circular Planar (2+2)-Body Problem. Celest Mech Dyn Astron 135, 58 (2023).
3. А.Е. Байков, А.Ю. Майоров. Плоская круговая ограниченная задача четырёх тел: исследование внутренних движений // X Поляховские чтения: Материалы международной научной конференции по механике, 23-27 сентября, 2024 г., Санкт-Петербург, Россия. — СПб: Издательство ВВМ, 2024. С. 193–197.
4. Г.Н. Дубошин. Небесная механика. Основные задачи и методы. — М.: Наука, 1968. 800 с.
5. В.И. Арнольд, В.В. Козлов, А.И. Нейштадт. Математические аспекты классической и небесной механики // Динамические системы – 3, Итоги науки и техн. Сер. Соврем. пробл. мат. Фундам. направления, 3, ВИНИТИ, М., 1985, с. 5–290.

Использование технологий ИИ для повышения эффективности формирования запросов на языке SQL

Безверхий М.А., Кондрашов Ю.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

С развитием технологий требования к скорости разработки SQL-запросов существенно возрастают, усложняя задачу соответствия этим требованиям. Существующие инструменты, которые обеспечивают автодополнение и проверку синтаксиса, лишь частично решают проблему, так как не учитывают специфику структуры баз данных и контекст их использования. Это приводит к необходимости значительных временных затрат аналитиков и разработчиков на написание запросов вручную.

Основная проблема заключается в высокой трудоемкости создания SQL-запросов, особенно при работе с базами данных, содержащими большое количество таблиц и связей между ними. Это снижает общую эффективность работы специалистов и может вызывать задержки в получении данных, необходимых для принятия управленческих решений.

Для решения этой проблемы в данной работе предлагается использовать технологии искусственного интеллекта (ИИ) для автоматизации процесса формирования SQL-запросов. Разработанное программное обеспечение позволяет генерировать запросы на основе текстовых описаний на естественном языке, принимая во внимание структуру базы данных и контекст, а также обеспечивая стандарт передачи сообщений для ИИ с целью получения более релевантной информации. Это дает возможность значительно сократить время разработки запросов и уменьшить зависимость от опыта и квалификации отдельных специалистов.

Литература:

1. Корнеев В.В., Гареев А.Ф., Васютин С.В., Райх В.В. Базы данных. Интеллектуальная обработка информации. — М.: Нолидж, 2001.
2. Хомоненко А.Д., Цыганков В.М., Мальцев М.Г. Базы данных: учебник для высших заведений. — СПб.: Корона-Принт, 2004.
3. Гудфеллоу Я., Бенджо И., Курвилль А. Глубокое обучение. — ДМК Пресс, 2018.

Маятниковые движения твёрдого тела с вибрирующей точкой подвеса

Беличенко М.В., Холостова О.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В задаче о динамике твёрдого тела с неподвижной точкой значительный интерес представляют частные случаи движения: стационарные вращения, маятниковые движения. Наличие вибраций точки подвеса качественно меняет динамику системы. Множество работ посвящено исследованию частных случаев движения твёрдого тела с вибрирующей точкой подвеса: положений относительного равновесия и стационарных вращений. В рамках данной работы рассматривается вопрос о существовании маятниковых движений твёрдого тела с вибрирующей точкой подвеса.

Маятниковое движение – это неравномерное движение тела вокруг оси, фиксированной как в пространстве, так и в теле. Поиск таких движений показал, что они возможны вокруг главной оси инерции тела. Движение вокруг осей, не являющихся таковыми, накладывает ограничение на структуру момента внешних сил, случаев удовлетворения которого обнаружено не было.

Наиболее подробно рассмотрены четыре случая: движение точки подвеса вдоль прямой или по окружности без учёта силы тяжести, движение точки подвеса по вертикальной прямой или вдоль горизонтальной окружности с учётом силы тяжести. Для случая вибраций точки подвеса вдоль прямой получено, что существуют маятниковые движения тела с центром масс в главной плоскости инерции вокруг третьей главной оси инерции с нулевой координатой центра масс, перпендикулярной оси вибраций. Эти движения соответствуют маятниковым движениям твёрдого тела с неподвижной точкой, описанных Б.К. Млодзеевским. Также получено, что маятниковые движения могут происходить для несимметричного тела вокруг главной оси инерции, содержащей центр масс. Такие движения отсутствуют у тела с неподвижной точкой и являются специфическими для динамики твёрдого тела с вибрирующим подвесом.

В случае движения точки подвеса по окружности показано, что воздействие таких вибраций на динамику тела эквивалентно воздействию вибраций вдоль прямой, но с отрицательной интенсивностью.

Другие случаи наложения воздействия гравитации и вибраций разрушают симметрию задачи относительно вертикальной оси, и требуют допущений для своего решения. С помощью геометрических соображений получены маятниковые движения для случая вибраций точки подвеса вдоль горизонтальной прямой, вдоль эллипса вне поля силы тяжести, а также для горизонтального, вертикального и наклонного эллипсов при учёте силы тяжести.

Исследование выполнено в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) за счет гранта Российского научного фонда № 24-11-00162, https://rscf.ru/project/24-11-00162/.

Метод формирования локально диагностируемых контуров технических систем на основе трансверсалей индикаторной матрицы

[1]Биндиман А.П., [2]Мартиросов Д.С., [2]Каменский С.С.
[1]МАИ, г. Москва, Россия;
[2]АО «НПО Энергомаш», г. Химки, Россия

В ряде работ по диагностике сложных технических систем на основе измеряемых параметров и математической модели рабочих процессов изложен метод локализации неисправности, получивший название «метод структурного исключения» [1]. На практике этот метод применяется для определения технического состояния жидкостных ракетных двигателей при натурных испытаниях (НИ).

Впоследствии метод структурного исключения с двух исключаемых уравнений был распространен на исключение более двух уравнений математической модели [1]. Основная идея этого метода множественного структурного исключения в следующем.

Математическая модель представлена замкнутой системой из N уравнений. Наблюдение за работой контролируемого объекта осуществляется путём измерения ограниченного числа этих параметров, например, первых M из них. Тогда исходную систему уравнений можно представить в виде объединения двух систем уравнений: подсистемы F1 из M уравнений, которая, вообще говоря, может быть незамкнутой, и системы F2 из N-M уравнений с N-M неизмеряемыми неизвестными, для которой замыкающими параметрами являются измеренные значения параметров. Естественно предположить, что неисправность в ОК может возникнуть в одном и только одном контуре и приводит к нарушению одного из уравнений нём.

В результате итерационного процесса, поочередно выбирающего подмножества измеряемых параметров, организуется формирование локально диагностируемых контуров, которые по существу являются результатом исключения ряда уравнений за счет измерения неизвестных параметров математической модели.

Измерения можно рассматривать как замыкающие параметры системы F2, возникающей после исключения уравнений исходной системы F, и корректность такого замыкания, при котором обеспечивается структурная невырожденность системы F2, зависит только от соответствия множества измерений множеству исключаемых уравнений.

Система уравнений структурно вырождена [2], если соответствующей якобиан равен нулю при любых значениях ненулевых элементов. Критерием структурной вырожденности является отсутствие в матрице Якоби системы полной трансверсали, т.е. в ней нельзя при перестановке строк или столбцов сформировать диагональ без нулевых элементов. Используя этот признак, структурную вырожденность можно также определить с помощью индикаторной матрицы, элементы которой равны 1, если неизвестный параметр содержится в соответствующем уравнении, и 0 – в противном случае. Для формирования полной трансверсали может быть использован алгоритм Холла [3].

Практическое применение метода множественного структурного исключения показало, что процедура определения возможных совокупностей исключаемых уравнений, а следовательно, состава диагностируемых контуров, носит характер перебора, что для больших систем уравнений выражается в значительных затратах как машинного времени, так и времени

экспертного анализа результатов. Кроме того, в процессе НИ некоторые измерения могут стать недостоверными и исключены из процедуры контроля, что приведёт к поиску нового состава диагностируемых контуров, что при онлайн-диагностике отнимает время.

Литература:

1. Мартиросов Д.С. Функциональная диагностика ЖРД. Теория, модели, методы, эксперимент. – М.: Изд-во МАИ, 2021. 164 с: ил.

2. C.W. Gear. Differential-algebraic equation index transformations. SIAM, J. Sci. Stat. Comp., 9(1988).

3. Писсанецки Дж. Технология разреженных матриц. - М.: Мир, 1988.

О наискорейшем перемещении космического аппарата с солнечным парусом между произвольными точками леерной связи

Васькова В.С., Родников А.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается задача перемещения легкого космического аппарата (КА), оснащенного солнечным парусом (СП) вдоль троса, концы которого закреплены на двух тяжелых гелиоцентрических станциях, описывающих одну орбиту. В работах [1,2] было показано, что такой КА вполне может быть использован для организации транспортного сообщения между станциями, так как при допустимых современными технологиями показателях парусности продолжительность перелета на расстояние 1-100 км может составлять порядка нескольких часов.

Как и в упомянутых публикациях, в настоящей работе трос принимается идеально гибким, невесомым и нерастяжимым, то есть реализующим идеальную одностороннюю леерную связь. Если считать, что КА не покидает плоскость орбиты станций и не оказывает существенного влияния на их динамику, его движение в орбитальной системе отсчета ограничивается некоторым эллипсом с фокусами в точках закрепления троса.

Очевидно, что реализация ранее рассмотренного перемещения по наиболее удаленной от Солнца дуге, соединяющей крайние вершины эллипса, не решает всех проблем транспортного сообщения между станциями. В докладе изучается возможность перелета КА с СП между любыми парами точек на этой дуге с нулевыми начальной и конечной относительными скоростями. Определяется его продолжительность при неизменно ориентированном парусе. Предлагается алгоритм управления парусом, обеспечивающий наискорейшее перемещение между выбранными точками. В последнем случае движение разделяется некоторой точкой переключения на два участка: где СП всегда располагается так, чтобы обеспечить наибольшую проекцию силы солнечного давления на вектор относительной скорости КА, и где СП должен быть повернут так, чтобы обеспечить максимальную проекцию силы солнечного давления на направление, противоположное скорости. При этом сама точка переключения выбирается исходя из того, что при нулевой начальной скорости конечная также должна быть нулевой. Уравнения движения оказываются интегрируемыми, а их анализ, как правило, сводится к вычислению значений некоторых интегралов.

Принимая в качестве базовой математическую модель СП, в которой его поверхность частично поглощает и частично отражает солнечные лучи, проводится ряд численных экспериментов по определению точек переключения и поиску минимально возможной продолжительности перемещения в зависимости от значений коэффициента отражения, в частности, для идеального паруса, и от эксцентриситета эллипса.

Литература:

1. Vaskova V. S., Rodnikov A. V. On a Sailed Spacecraft Motion along a Handrail Fixed to Two Heliocentric Space Stations. Russian Journal of Nonlinear Dynamics, 2023, Vol. 19, No. 3, pp. 359-370.

2. Vaskova V. S., Rodnikov A. V. A Model Problem of Motion along the Handrail Constraint by a Solar Sail. Cosmic Research, 2024, Vol. 62, No. 3, pp. 293-301.

Эффект трансгрессии в механических системах малой размерности

Видов Н.М., Кулешов А.С.
МГУ, г. Москва, Россия

В конце 80-х годов прошлого века в работах Я.В. Татаринова [1, 2] был описан эффект, названный им эффектом трансгрессии. Изучаются нелинейные колебания консервативной неголономной системы около состояния равновесия. Хорошо известно, что такие состояния у неголономных систем не изолированы, а образуют многообразия в фазовом пространстве (причина этого явления – не неинтегрируемость связей, а их дифференциальное представление). Если размерность многообразия равновесий равна числу связей, то в динамике с независимыми частотами уравнения связей "интегрируемы в среднем", то есть в подходящих определяющих координатах движение происходит вблизи координатных плоскостей, причем отклонение от них имеет второй порядок малости и носит колебательный характер. Если размерность многообразия равновесий больше числа связей, то во втором приближении возникает тривиальное смещение вдоль многообразия со скоростью первого порядка малости, а начиная с четвертого приближении может возникнуть эффект дополнительной эволюции вдоль многообразия равновесий, так что об "интегрируемости в среднем" говорить уже не приходится. Именно этот эффект дополнительной эволюции вдоль многообразия равновесий и был назван в работах Я.В. Татаринова [1, 2] эффектом трансгрессии. Изучение подобных эффектов предполагалось проводить путем привлечения метода нормальных форм. Эффект трансгрессии был изучен в задаче о движении почти голономного маятника [3], в задаче о движении стержня по цилиндру [4] и в задаче о качении шара в углублении [5]. В докладе изучается эффект трансгрессии еще в одной задаче – задаче о скольжении пластинки по лезвию в поле Бруна. В данном случае исследование эффекта трансгрессии можно провести без использования метода нормальных форм.

Литература:

1. Татаринов Я.В. Сложение нелинейных колебаний с эволюцией вблизи многообразия равновесий обратимых систем // Вестник Московского университета. Серия 1. Математика, механика. 1990. № 5. С. 93 – 95.

2. Татаринов Я.В. Следствия неинтегрируемого возмущения интегрируемых связей: нелинейные эффекты вблизи многообразия равновесий // Прикладная математика и механика. 1992. Т. 56. Вып. 4. С. 604 – 614.

3. Кулешов А. С., Улятовская И. И. Эффект трансгрессии в задаче о движении почти голономного маятника. Вестник Санкт-Петербургского университета. Серия 1. Математика. Механика. Астрономия. 2020. Т. 7. Вып. 2. С. 356 – 360.

4. Кулешов А. С., Видов Н. М. Эффект трансгрессии в задаче о движении стержня по цилиндру. Вестник Санкт-Петербургского университета. Серия 1. Математика. Механика. Астрономия. 2023. Т. 10. Вып. 3. С. 568 – 581.

5. Кулешов А. С., Видов Н. М. Эффект трансгрессии в задаче о качении шара в углублении // Вестник Санкт-Петербургского университета. Серия 1. Математика. Механика. Астрономия. 2024. Т. 11. Вып. 3. С. 549 – 556.

Исследование орбитальной устойчивости периодических движений с малыми амплитудами в плоской круговой ограниченной задаче четырёх тел

Волков Е.В., Бардин Б.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В плоской круговой ограниченной задаче четырёх тел исследуется движение тела, имеющего пренебрежимо малую массу. Предполагается, что тело малой массы движется в гравитационном поле трёх массивных тел. Массивные тела располагаются в точках либрации Лагранжа, т.е. данные тела движутся по круговым орбитам и находятся в вершинах равностороннего треугольника. Также предполагается, что все четыре тела движутся в одной плоскости, а точки либрации, в которых располагаются массивные тела являются устойчивыми в линейном приближении. Все исследования проводятся в предположении, что массы двух этих тел равны. В такой постановке задачи существуют частные решения, которые описывают положения относительного равновесия тела пренебрежимо малой массы во

вращающейся вместе с массивными телами системе координат. Строгий нелинейный анализ устойчивости данных положений относительного равновесия тела пренебрежимо малой массы проводился в работе [1]. Вблизи устойчивых положений относительного равновесия существуют периодические движения тела пренебрежимо малой массы. В работе [2] численно проведён линейный анализ орбитальной устойчивости этих периодических движений, а в работе [3] был проведён строгий нелинейный анализ орбитальной устойчивости данных периодических движений.

В настоящей работе для периодических движений тела пренебрежимо малой массы, рождающихся из устойчивого положения относительного равновесия, проведено аналитическое исследование орбитальной устойчивости в линейном приближении при малых значениях амплитуды этих движений. Предположение о малости амплитуд позволило ввести малый параметр и применить методику, предложенную в работе [4]. Аналитически получены границы области неустойчивости (области параметрического резонанса). В данной области короткопериодические движения орбитально неустойчивы. Результаты аналитического исследования, проведённого в данной работе, хорошо согласуются с результатами работ [2-3], где выводы об орбитальной устойчивости были получены на основании численного анализа. Полученный в данной работе аналитический результат дополняет результаты указанных работ при малых значениях амплитуды.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-11-00162, https://rscf.ru/project/24-11-00162/ в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

Литература:

1. Bardin B.S., Volkov E.V. Stability Study of a Relative Equilibrium in the Planar Circular Restricted Four-Body Problem. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering 927, 2020.

2. Sukhov E.A., Volkov E.V. Numerical Orbital Stability Analysis of Nonresonant Periodic Motions in the Planar Restricted Four-Body Problem. Russian Journal of Nonlinear Dynamics. 2023. Vol. 19. no. 3.

3. Bardin B.S., Sukhov E.A., Volkov E.V. Nonlinear orbital stability of periodic motions in the planar restricted four-body problem // Russian Journal of Nonlinear Dynamics. 2023. V. 19, no. 4. P. 545–557.

4. Маркеев А.П. О нелинейных колебаниях гамильтоновой системы при резонансе 2:1 // Прикладная математика и механика. 1999. Т. 63, Вып. 5. С. 757–769.

Оптимизация схем модуляции при передаче данных в протоколах автомобильных самоорганизующихся сетей (VANET)

Герасимов Д.С.
МАДИ, г. Москва, Россия

Современная транспортная инфраструктура оснащена большим количеством технологических решений, из которых необходимо выстроить эффективную и безопасную систему, которая позволит сделать безопасным перемещение всех участников дорожного движения внутри неё. Автомобильные самоорганизующиеся сети (VANET) являются важной частью интеллектуальной транспортной системы, внутри которой она сможет выстроить взаимодействие для информирования друг друга и прогнозирования ситуаций, которые возможны на дорогах, посредством технологий V2X, V2I и VTV.

Организация сети подразумевает оборудование транспортной инфраструктуры специальными приборами, которые будут поддерживать связь между участниками дорожного движения и объектами транспортной инфраструктуры, находящимися по всей автомагистрали.

На текущий момент, VANET в России находятся на уровне частных компаний. Для решения локальных проблем некоторые компании используют pLTE (частные сети LTE), которые изолированы от систем связи общего пользования. Они не используется для крупномасштабных моделей, а для решения более узкого круга задач, включая тестирование беспилотного транспорта внутри системы.

Крупномасштабные модели сетевых потоков имеют решающее значение при оценке эффективности авто сетей в различных пространственных масштабах. Экспоненциальный рост потребительского спроса на транспортные потоки большого объема, привел к повышенным требованиям к спектральной эффективности и помехоустойчивости систем передачи данных. Помехи серьезно ухудшают работу систем подвижной связи, в которых частота спектра является ограниченным ресурсом.

Одним из способов решения данной проблемы является деление зоны покрытия на несколько частей, так как это дает возможность использовать одни и те же частотные каналы в разных зонах. Это позволило бы обслужить большее число пользователей в зоне и снизить потребление энергии.

В динамических системах мощность помех также меняется с течением времени. В таком случае стационарная модель становится неприменимой и помехи моделируются как нестационарный случайный процесс.

В рамках работы предлагается исследовать возможности различных схем модуляции для осуществления передачи данных и определения эффективности каждой из них.

Численные результаты показали, что среди представленных схем квадратурная фазовая модуляция QPSK обладает высочайшей устойчивостью к периодическим помехам благодаря своей постоянной огибающей и плавным фазовым переходам. Другие же схемы продемонстрировали значительное снижение производительности при умеренных уровнях мощности помех.

Данные результаты могут послужить основой для улучшения различных характеристик при построении авто сетей для наиболее стабильной и правильной работы всей транспортной системы.

Литература:

1. D.S. Gerasimov, M.V. Yashina Accumulation of Interference of Modulation Schemes of Communications in Saturated Traffic Flows // 2023 Intelligent Technologies and Electronic Devices in Vehicle and Road Transport Complex (TIRVED), 2023, DOI: 10.1109/TIRVED58506.2023.10332683, Electronic ISBN:979-8-3503-1762-6, Print on Demand (PoD) ISBN:979-8-3503-1763-3. Индексация: WoS, Scopus

2. Д.С. Герасимов, М.В. Яшина. Исследование воздействия периодических помех в системах связи автомобильных сетей при различных схемах модуляции // Сборник трудов XX Международной научно-практической конференции «Инновационные, информационные и коммуникационные технологии» (ИНФО-2023). Москва, 2023. С. 256-260. Индексация: РИНЦ

Математическое моделирование механизмов с удаленным центром вращения инструмента и их структурный синтез

Гожальский Д.И., Кузнецов В.С., Филиппов Г.С., Чернецов Р.А.
ИМАШ РАН, г. Москва, Россия

Введение. Принятая стратегия научно-технологического развития Российской Федерации [1, 2], устанавливает высокие стандарты для отечественного машиностроения. В частности, измерительные приборы, пригодные для изучения свойств агрессивных сред [3] и робототехнические медицинские комплексы [4], требующие обеспечения обеспечить удаленный центр вращения для инструмента.

Ради выполнения поставленных условий, предлагается рассмотреть синтез механизмов, основанных на параллелограммах, с применением ременных и конических передач [7], с целью обеспечения равенство углов поворота входного и выходного звеньев.

Структурный синтез механизма на основе дифференцирования уравнения связей. В работе был рассмотрен структурный синтез механизмов, с удаленным центром вращения инструмента, а также представлено решение обратной задачи о положениях.

При структурном синтезе применим схему, в которой имеется начальная вращательная кинематическая пара, а также три последовательно расположенные промежуточные кинематические вращательные пары, оси которых параллельны друг другу и перпендикулярны начальной оси кинематической пары. В механизме, равенство углов поворота начального и конечного звеньев обеспечивается наличием двух шарнирных

параллелограммов FECG и ABDC. По формуле Сомова-Малышева механизм имеет 4 степени свободы и еще 2 обеспечиваются за счет инструмента.

Вывод. Таким образом был выполнен структурный синтез механизма с удаленным центром вращения инструмента, обладающий шестью степенями свободы, проведены численные эксперименты и доказана их достоверность.

1. Стратегия научно-технологического развития Российской Федерации, утверждена Указом Президента Российской Федерации от 1 декабря 2016 г. № 642.

2. Ларюшкин П.А. исследование особых положений механизма параллельной структуры с шестью степенями свободы типа гексаглайд // справочник. Инженерный журнал. 2022. № 6(303). С. 31–37.

3. Ганиев Р.Ф., Глазунов В.А., Филиппов Г.С. Актуальные проблемы машиноведения и пути их решения. Волновые и аддитивные технологии, станкостроение, роботохирургия // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2018. № 5. С. 16–25.

4. Антонов А.В., Глазунов В.А. обратная задача о положении механизма параллельной структуры. // передача, обработка, отображение информации. 2020. С. 15-19.

5. Глазунов В.А., Албагачиев А.Ю., Шалюхин К.А., Скворцов С.А., Рашоян Г.В., Алешин А.К., Романов А.А. Разработка механизма параллельной структуры с зубчатыми зацеплениями и учетом сил трения в них. Механика и трибология транспортных систем (мехтриботранс-2021). 2021. с. 26-31.

6. G. Ilewicz, J. Wojnarowski. Kinematics of Constant Point Mechanism of Cardiosurgical Telemanipulator // 13th World Congress in Mechanism and Machine Science, Guanajuato, México, 19-25 June, 2011.

7. Чернецов Р., Велиев Е., Глазунов В., Скворцов С., Ковалева Н. Определение числа степеней свободы механизмов с постоянной точкой ввода инструмента. //Станкоинструмент. 2019. №4 (017). С. 80-83.

Моделирование задачи поиска объекта группой БЛА с применением глубокого обучения с подкреплением

Головин Д.А., Шапкин Д.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Современные беспилотные летательные аппараты (БЛА) играют все более важную роль в поиске различных объектов и мониторинге окружающей среды. Тенденция в использовании беспилотной авиации показывает, что некоторые задачи требуют выполнения не единичным БЛА, а группой. В связи с этим, разработка программного обеспечения для управления группой БЛА, способной эффективно выполнять поставленные задачи, становится актуальным научным направлением.

Задача поиска, к примеру, человека, очага возгорания и т.д. в реальном времени группой БЛА может решаться с помощью некоторых технологий, таких как машинное зрение, интеллектуальный анализ данных с сенсоров, обмен данными между БЛА, а также машинное обучение в управлении группой. В данной работе описаны ключевые моменты создания программного обеспечения для управления группой БЛА при автономном выполнении задачи поиска. Разработка и моделирование производилось в среде Unity ML-Agents.

В работе поставлены и решены следующие задачи:

• использование методов обучения с подкрепления для управления группой БЛА;

• создание случайного окружения для моделирования различных ситуаций, в которых могут оказаться БЛА;

• моделирование и обучение агентов (БЛА) при различных параметрах обучения для выявления наилучшей конфигурации модели.

Много внимания уделено алгоритмам планирования траекторий и оптимизации маршрутов БЛА для минимизации времени поиска. Также при моделировании учтен облет препятствий и предотвращение столкновений БЛА в воздухе внутри группы.

Полученные результаты показывают перспективность предложенной системы, которая может использоваться для быстрого реагирования на чрезвычайные ситуации. Применение

автономных авиационных систем для поиска позволит существенно сократить время обнаружения и повысить безопасность, как спасателей, так и пострадавших.

Литература:

1. Birk, B. Wiggerich, H. Bülow, M. Pfingsthorn, S. Schwertfeger, Safety, security, and rescue missions with an unmanned aerial vehicle (UAV). J. Intell. Robot. Syst. 64, (2011).
2. D. Aksaray, A. Jones, Z. Kong, M. Schwager, C. Belta, Q-learning for robust satisfaction of signal temporal logic specifications, in Proceedings of the IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC, 2016).
3. Q. Gao, D. Hajinezhad, Y. Zhang, Y., Kantaros, M., Zavlanos, Reduced variance deep reinforcement learning with temporal logic specifications, in Proceedings of the 10th ACM/IEEE International Conference on Cyber-Physical Systems (ICCPS, 2019).
4. M. Sewak, “Deep Q Network (DQN), Double DQN, and Dueling DQN”, Deep Reinforcement Learning, Springer, 2019.

Внедрение технического зрения для увеличения безопасности полетов гражданских воздушных судов

[1]Гостев А.В., [2]Абрамов Я.С., [2]Шмаков Е.И.

[1]МАИ; [2]ОКБ им. А.И. Микояна, г. Москва, Россия

В данной работе рассмотрен вопрос внедрения цифровых технологий [1], в частности технического зрения, использующего технологии искусственного интеллекта, с целью улучшения безопасности полетов гражданских воздушных судов [2].

Внедрение современных технологий, способных снизить риск возникновения нештатных ситуаций или минимизировать последствия от авиационных происшествий – одна из важнейших задач при создании авиационной техники. Одним из инструментов снижения рисков возникновения нештатных ситуаций является компьютерное зрение.

Компьютерное зрение – теория создания искусственных систем, способных производить обнаружение, слежение и классификацию объектов. Машинное зрение – применение компьютерного зрения для промышленности и производства [3]. Способность распознавать материальные объекты – наиболее важная функция данной технологии.

В работе предлагается внедрить систему технического зрения, состоящую из: системы оптических сенсоров, сканирующих пространство в видимом и инфракрасном диапазоне; лидара необходимого для измерения глубины пространства; блока обработки информации; блоков взаимодействия с системами навигации самолёта; блока взаимодействия с системой отображения информации.

Задачи системы технического зрения: определение фактического положения небесных тел относительно положений, рассчитанных согласно запланированного маршрута следования самолёта; определение сложных форм ландшафта и контрольных точек на местности; определение координат по данным о подложке местности, полученным в инфракрасном диапазоне или с помощью лидара; сравнение данных, полученных системой технического зрения, с данными инерциальной и спутниковой навигационной системы, данными радиовысотометр и данными системы GPWS (Ground Proximity Warning System); отображение данных, полученных системой технического зрения.

Перспективными направлениями развития являются:

• имитация работы приборов ночного видения на основе данных с инфракрасных камер или лидаров;

• выдача визуальных подсказок летчикам в реальном времени на основе проанализированных данных о положении самолета относительно опорных точек ландшафта и установленных процедур проведения полетов.

Литература:

1. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники / А.Г. Братухин, С.А. Серебрянский, Д.Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.

2. Гостев, А.В. Предиктивный анализ возможности регулярной эксплуатации сверхзвуковых пассажирских самолетов / А.В. Гостев, А.С. Кузнецов, Р.М. Сафин // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения: тезисы 1-й Международной научно-технической конференции, Москва, 29 августа – 09 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). – Москва: Издательство "Перо", 2022. – С. 148-150. – EDN ITGJZM.

3. Годунов А.И. Взаимосвязь машинного (технического) зрения с компьютерным зрением при идентификации малогабаритного беспилотного летательного аппарата / А.И. Годунов, С.В. Шишков, Р.Р. Бикеев // Труды международного симпозиума «Надежность и качество». – 2015. – Т.1. – С. 213-217. – EDN UCGYXT.

Исследование устойчивости по Якоби нелинейного двойного маятника с помощью анализа его траекторий в конфигурационном пространстве

Данич М.А.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Для оценки устойчивости динамических систем чаще всего используют метод Ляпунова [1]. Однако данный метод не позволяет определить: устойчива ли система на всей траектории. Полученные результаты могут быть существенно дополнены анализом устойчивости по Якоби [2]. Оценить устойчивость на всей траектории возможно с помощью анализа интегральных кривых в конфигурационном пространстве, которые являются зависимостью одной обобщенной координаты от другой. Такой подход позволяет определить в какой конкретный момент динамическая система переходит от регулярного движения к хаотическому. Интегральные кривые в конфигурационном пространстве могут показать, насколько нелинейная система чувствительна к малым изменениям начальных условий. Данные кривые получаются в результате численного решения уравнений движения динамической системы и отображаются на плоскости в виде массива значений обобщенных координат.

Исследование устойчивости движения нелинейных динамических систем является актуальной задачей для проектирования автоматических устройств управления. Анализ траекторий в конфигурационном пространстве позволяет исследовать детерминированные системы, которые способны демонстрировать хаотическое поведение. Основные положения современной теории детерминированного хаоса представлены, например, в работе [1]. Определение критерия, по которому детерминированная система переходит от регулярного поведения к хаотическому является достаточно трудоёмкой задачей. Наиболее популярным, но в тоже время простейшим и содержательным объектом исследования в данной сфере является нелинейный двойной маятник [2]. В работах [3] специально проанализировано влияние начальных условий на характер поведения нелинейного двойного маятника (движение регулярное или хаотическое). Задачи, посвященные повышению точности математического моделирования динамических систем с хаотическим поведением, рассмотрены в работе [1]. Результаты аналитического, численного (включая определение экспонент Ляпунова) и экспериментального исследования двойного маятника приведены в работе [1]. Построение кривых в конфигурационном пространстве, а также определение закономерностей между отображением этих кривых и устойчивостью нелинейного двойного маятника представлены в [1].

Целью данной работы является оценка устойчивости нелинейной динамической системы – двойного маятника, составленного из двух одинаковых математических маятников, в зависимости от начальных условий, построение и анализ кривых в конфигурационном пространстве. Дифференциальные уравнения движения системы получены с использованием уравнений Эйлера–Лагранжа. Реализуемый подход основан на методах численного интегрирования нелинейных дифференциальных уравнений с реализацией в вычислительной среде MATLAB.

Литература:

1. Шкапов П.М., Сулимов В.Д., Данич М.А // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Естественные науки», 2024, No 4

2. Сулимов А.В. Анализ устойчивости по Якоби и восстановление параметров двойного маятника с демпфированием // Инженерный журнал: наука и инновации, 2023, вып. 7. http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-7-2287

3. Шкапов П.М., Сулимов А.В., Сулимов В.Д. Вычислительная диагностика неустойчивых по Якоби динамических систем с использованием гибридных алгоритмов глобальной оптимизации // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Естественные науки», 2021, № 4 (97), с. 40-56.

Об эволюции кеплеровских элементов астероида во внешней круговой задаче трех тел

Доброславский А.В., Красильников П.С.

МАИ, г. Москва, Россия

Численный анализ внешней круговой ограниченной задачи трех тел хорошо известен [1]. В докладе дано новое представление возмущающей силовой функции в виде степенного ряда по отношению больших полуосей. Коэффициенты ряда имеют компактный вид и выражаются через гипергеометрические функции Гаусса и Клаузена. Это разложение описывает пертурбационную функцию как однозначную аналитическую функцию, которую можно эффективно раскладывать в ряды по кеплеровским элементам орбиты. Одна из целей доклада – доказательство асимптотичности степенного ряда в областях его расходимости.

Рассматривается пространственная круговая ограниченная задача трех тел, в которой пассивно гравитирующий астероид движется по оскулирующей эллиптической орбите вокруг Солнца и Юпитера, вращающихся друг относительно друга по круговой орбите. Невозмущенная орбита астероида в задаче считается кеплеровским эллипсом, испытывающим возмущения о стороны Юпитера. Был исследован "внешний" вариант задачи трех тел, когда большая полуось невозмущенной орбиты астероида больше радиуса орбиты Юпитера.

Пертурбационная функция была усреднена по быстрым переменным задачи: долготе Юпитера и средней долготе астероида, следуя работе [2]. Результат усреднения был преобразован в степенной ряд и ряд Фурье, коэффициенты которых выражены через гипергеометрические функции Гаусса и Клаузена. Из системы уравнений в оскулирующих элементах были найдены первые интегралы задачи: большая полуось орбиты астероида, интеграл Лидова-Козаи и интеграл энергии. С помощью интеграла Лидова-Козаи система была редуцирована до системы с одной степенью свободы.

Для построения фазовых портретов редуцированной системы редуцированной системы с степенном ряде были взяты 4 члена. Фазовые портреты построены в плоскости оскулирующих кеплеровских элементов: эксцентриситета и аргумента перицентра орбиты астероида. С помощью формулы Коши-Адамара был численно исследован радиус сходимости степенного ряда в плоскости оскулирующих кеплеровских элементов при фиксированном значении константы интеграла Лидова-Козаи.

Рассмотрен вопрос о поведении степенного ряда в областях расходимости степенного ряда. Численно показано, что этот ряд является асимптотическим по Пуанкаре на конечном промежутке времени. Был сделан вывод, что точность приближения ряда его частичной суммой – малая величина высокого порядка. Поэтому, для исследования эволюции кеплеровских элементов орбиты астероида в областях расходимости ряда, можно использовать классические методы теории возмущений, основанные на идее усечения этого ряда.

Литература:

1. Вашковьяк М.А. Эволюция орбит в ограниченной круговой двукратно осредненной задаче трех тел. I. Качественное исследование. // Космические исследования. 1981. Т. 19. N 1. с. 5–18.

2. Красильников П.С., Доброславский А.В. Усредненная круговая пространственная ограниченная задача трех тел: внутренний вариант, новые результаты. // ДАН. Математика, Информатика, Процессы Управления, 2023, Т. 512, с. 33–41.

Приведение систем классической механики к системам Лиувилля

Ермилов А.А., Кулешов А.С.
МГУ, г. Москва, Россия

В данной работе рассматриваются несколько известных систем классической механики (задача о движении материальной точки в поле сил с потенциалом специального вида, задача Эйлера – Пуансо движения тяжелого твердого тела с закрепленным центром масс, задача Якоби о геодезических на эллипсоиде, задача о качении шара Чаплыгина и задача Суслова о движении твердого тела с неподвижной точкой при наличии неголономной связи), которые путем замены переменных принимают вид систем Лиувилля с двумя степенями свободы. В результате исследование динамики таких систем можно проводить с помощью методов теории топологического анализа с разделением переменных по Лиувиллю, которые были предложены в работах Я.В. Татаринова [2, 3, 4] и В.М. Алексеева [9]. Опираясь на лиувиллеву структуру рассматриваемых систем, для систем Лиувилля с двумя степенями свободы можно проводить анализ бифуркационных диаграмм, описывающих бифуркации совместных уровней двух первых интегралов, существующих у этих систем.

Литература:

1. Liouville J. Sur quelques cas particulieres ou les equations du mouvement d'un point materiel peuvent s'integrer // Journal de Math´ematiques Pures et Appliqu´ees. 1846. Т. 11. P. 345–378.

2. Татаринов Я.В. Лекции по классической динамике. М.: Издательство Московского университета. 1984. 296 с.

3. Татаринов Я.В. Построение компактных инвариантов многообразий, отличных от торов, в одной интегрируемой неголономной задаче // Успехи математических наук. 1985. Т. 40. № 5. С. 216.

4. Татаринов Я.В. Разделяющиеся переменные и новые топологические явления в голономных и неголономных системах // Труды семинара по векторному и тензорному анализу. 1988. Т. 23. С. 160–174.

5. Кисляков А.С., Макаревич М.М., Татаринов Я.В. Топологический анализ нового интегрируемого варианта неголономной задачи Суслова // Вестник Московского университета. Серия 1. Математика. Механика. 2006. № 6. С. 34–41.

6. Якоби К. Лекции по динамике. Л.-М.: ГРОТ. 1936.

7. Болсинов А.В., Фоменко А.Т. Траекторная классификация геодезических потоков двумерных эллипсоидов. Задача Якоби траекторно эквивалентна интегрируемому случаю Эйлера в динамике твердого тела // Функциональный анализ и его приложения. 1995. Т. 29. Вып. 3. С. 1–15.

8. Чаплыгин С.А. О катании шара по горизонтальной плоскости // Математический сборник. 1903. Т. 24. Вып. 1. С. 139–168.

9. Алексеев В.М. Обобщенная пространственная задача двух неподвижных центров. Классификация движений // Бюллетень ИТА АН СССР. 1965. Т. 10. № 4. С. 241–271.

10. Ермилов А.А. Топологический анализ одной системы Лиувилля. Курсовая работа за третий курс. М.: МГУ. 2021.

11. Ермилов А.А. О приведении некоторых систем классическрой механики к системам Лиувилля. Курсовая работа за четвертый курс. М.: МГУ. 2022.

12. Чаплыгин С.А. К теории движения неголономных систем. Теорема о приводящем множителе // Математический сборник. 1911. Т. 28. Вып. 2. С. 303–314.

Методика вероятностной оценки возможности преодоления зон поражения перехватчика управляемым летательным аппаратом

Закиров Р.В.
ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха, Россия

Традиционный способ оценки возможности перехвата управляемого летательного аппарата (УЛА) единичным перехватчиком (ПР) заключается в решении дуэльной задачи [1], смысл которой состоит в проведении электронных пусков с различными начальными условиями.

Предложенный ранее подход требует многократного повторения процесса перехвата УЛА в условиях случайных внешних воздействий и дальнейшего использования метода Монте-

Карло. Для получения достоверных статистических данных при использовании этого метода требуются огромные вычислительные мощности. Другой недостаток данного метода — невозможность создания сложных форм взаимодействия между объектами. В связи с этим предложена методика, которая позволяет оценить возможность преодоления зон поражения ПР за одно моделирование.

В общем случае движение УЛА и ПР является пространственным, описывается полной системой нелинейных дифференциальных уравнений движения совместно с уравнениями связи, описывающими работу систем управления. В предположении, что система управления работает идеально, переходные процессы протекают мгновенно и не рассматривается движение УЛА и ПР вокруг центра масс. Проведем оценку перехвата УЛА.

Перехват УЛА перехватчиком осуществляется в три этапа. На 1 этапе происходит отработка начального рассогласования и заканчивается обеспечением минимального значения угловой скорости линии УЛА – ПР. На 2 этапе наведения контур управления стремится поддержать угловую скорость линии визирования, близкую к нулю. На последнем 3 этапе (в районе точки встречи) перехватчик наводится по мгновенной точке встречи непосредственно на УЛА [2]. Отметим, что при резких маневрах УЛА на последнем этапе самонаведения угловая скорость линии УЛА – ПР резко возрастает, что приводит в конечном счете к срыву самонаведения перехватчика и дальнейшему промаху. Поэтому предлагается рассматривать только область встречи вместо полного моделирования движения ПР.

Поражение УЛА перехватчиком рассматривается как два события. Первое событие заключается в том, что УЛА в момент встречи мгновенно развивает нормальное ускорение и начинает маневр. Положение точки встречи начинает непрерывно перемещаться. Значение промаха ПР зависит от соотношения перегрузок в поперечном направлении. Второе событие заключается в том, что поражающие элементы боевой части ПР, разорвавшейся именно в данной точке при рассчитанном промахе, поразят УЛА. Таким образом, вероятностная оценка возможности преодоления зоны поражения ПР будет рассчитываться по формуле полной вероятности суммы вероятностей отдельных маневров УЛА.

Литература:

1. Горченко Л.Д. Баллистика перехвата: Научно-методические материалы. / Л.Д. Горченко, А.В. Дудко – М: ВА РВСН им. Петра Великого, 1998. – 44 с.

2. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами.

3. Ф.К. Неупокоев – М.: Воениздат, 1991. – 343 с.

Применение методов машинного обучения для балансировки нагрузки на вычислительных потоках при построении сеточных моделей

Заяц Е.Е.

МАИ, г. Москва, Россия

В задачах вычислительной аэродинамики и компьютерного моделирования напряженно-деформированного состояния конструкций объектов авиации процесс генерации сеточных моделей является высоко требовательным к вычислительным ресурсам, поэтому применение и оптимизация технологий параллельных вычислений критически важны для повышения эффективности моделирования. Однако неправильная декомпозиция области может привести к ухудшению параллельной эффективности из-за дисбаланса нагрузки и большого количества затрат на коммуникативные вызовы для обмена данными между потоками, обрабатывающими граничащие области.

При построении расчетной сетки выбор оптимальных параметров декомпозиции вручную требует большого количества времени и усилий. Для автоматизации этого процесса предлагается применять методы машинного обучения как источник предсказаний наилучшего способа разбиения сетки на основе характеристик задачи.

В работе исследуется применение методов машинного обучения в задаче построения сеточных моделей для расчетов по методу контрольных объемов на этапе декомпозиции расчетной области с целью балансировки нагрузки на вычислительных потоках. Построение сеточных моделей осуществляется с использованием программного пакета с открытым исходным кодом OpenFOAM с применением технологии параллельных вычислений OpenMPI.

В качестве метода машинного обучения был выбран Random Forests — алгоритм, основанный на принятии решений деревьями, который способен обучаться на табличных данных. Для обучения модели был создан набор данных, содержащий результаты генерации сеток для различных геометрий, включая область аэродинамического течения в окрестностях профиля с многозвенным закрылком и лонжерон крыла.

В результате тестирования алгоритма построены сеточные модели на основе трехузловых и четырехузловых элементов, исследованы скорости построения сеточных моделей, проанализированы разные стадии работы алгоритма и выбраны направления его оптимизации.

Условия ограниченности множеств достижимости и управляемости для линейных систем с дискретным временем и суммарными ограничениями первого порядка на скалярное управление

Ибрагимов Д.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

При решении задач стабилизации, как правило, производится линеаризация исходных динамических систем. В совокупности с использованием релейного или импульсного управления изначальные дифференциальные уравнения заменяются на конечно-разностные, а время из непрерывного преобразуется в дискретное. В связи с этим оказывается актуальной задача построения множеств достижимости и 0-управляемости как предельных, так и за конечное число шагов. В частности, данные множества могут быть использованы для синтеза оптимального управления или для проверки разрешимости задачи стабилизации в общем [1, 2].

В аэрокосмической отрасли наиболее значимыми являются ограничения, связанные с запасами топлива или суммарным ресурсом управляющих воздействий. Так, например, при коррекции орбиты спутника необходимо учитывать, что принципиально невозможно произвести его дозаправку. По этой причине запас топлива, расходуемый на каждую коррекцию, является строго лимитированным. Математически это выражается в том, что на управление накладываются суммарные ограничения первого порядка.

На данный момент известно, что для такого рода систем множества достижимости и 0-управляемости за конечное число шагов являются выпуклыми многогранниками [5]. В данной работе представлены строгие условия, сводящиеся к исследованию матриц системы, при которых аналогичные предельные множества будут ограниченными. Также предложен метод построения априорной оценки данных множеств в виде многогранников.

Эффективность полученных теоретических результатов демонстрируется на примере анализа системы управления спутником, находящимся в окрестности круговой орбиты. Управление осуществляется при помощи двигателей малой тяги, общий запас топлива предполагается ограниченным.

Литература:

1. Yang H., Xia Y., Geng Q. Stabilization on Null Controllable Region / In: Analysis and Synthesis of Delta Operator Systems with Actuator Saturation. Studies in Systems, Decision and Control. 2019. V. 193. P. 39--65. DOI:~10.1007/978-981-13-3660-7_3;

2. Amato F., Cosentino C., Tommasi G. D., Pironti A., Romano M. Input–Output Finite-Time Stabilization of Linear Time-Varying Discrete-Time Systems // IEEE Transactions on Automatic Control. 2022. V. 67. No. 9. P. 4438--4450.DOI:~10.1109/TAC.2022.3161374.

3. Болтянский В.Г. Оптимальное управление дискретными системами. М.: Наука, 1973;

4. Пропой А.И. Элементы теории оптимальных дискретных процессов. М.: Наука, 1973. 256 с.

5. Ибрагимов Д.Н., Осокин А.В., Сиротин А.Н., Сыпало К.И. О свойствах предельных множеств управляемости для класса неустойчивых линейных систем сдискретным временем и l1-ограничениями // Известия РАН. Теория и системыуправления. 2022. № 4. С. 3–21. DOI: 10.31857/S0002338822040102

Оценка затрат характеристической скорости при решении задачи захоронения среднеорбитального объекта с учётом гравитационного резонанса

Иванов С.Г., Гришко Д.А.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Рекомендации по выбору орбит захоронения (ОЗ) среднеобритальных космических объектов приведены только в американском национальном стандарте ODSMP. Международных нормативных документов с общими для всех операторов требованиями к ОЗ для объектов в этом регионе не существует. Из-за отсутствия согласованного управления операторы каждой из представленных в этом регионе навигационных космических систем решают задачу захоронения, руководствуясь лишь своими требованиями к управлению. Традиционно формируемые ОЗ – околокруговые орбиты с высотами, отличающимися от высот рабочих орбит на 500-1000 км и от высот ОЗ соседних систем на 1000-1500 км. Этот подход должен обеспечить безопасное существование всех объектов в регионе. Однако, в ряде исследований показано, что при определённых значениях орбитальных параметров, сформированная ОЗ может деградировать под действием резонанса, вызванного гравитационным влиянием Луны и Солнца. В резонансном состоянии орбита вытягивается в эллипс и может пересекать орбиты других объектов, увеличивая риск столкновения с действующими навигационными спутниками или с другими пассивными объектами. Это означает, что операторы, заинтересованные в безопасном управлении, должны выбирать ОЗ, устойчивые на максимально возможном интервале времени.

Контролируемый резонанс орбиты может быть использован для увода объекта из среднеорбитального региона. В данной работе рассматривается задача оценки возможных затрат характеристической скорости для формирования устойчивой ОЗ, а также для поддержания неустойчивой резонирующей орбиты вплоть до достижения объектом плотных слоёв атмосферы Земли.

Для модельного объекта, находящегося на высоте 27570 км, соответствующей высоте орбит захоронения системы GPS, были исследованы условия возникновения резонанса. Проведены оценки манёвров коррекции орбитальных параметров для формирования устойчивой или неустойчивой ОЗ с применением различных подходов: коррекция долготы восходящего узла (ДВУ) с использованием естественной прецессии, прямая коррекция ДВУ, прямая коррекция аргумента перицентра (АП). Показано, что наиболее предпочтительным методом формирования ОЗ является прямая коррекция АП: возможные затраты характеристической скорости лежат в диапазоне 35-115 м/с в зависимости от исходной орбиты.

При исследовании резонансного состояния объекта были найдены параметры орбиты, обеспечивающие максимальную скорость деградации. Проведены численное исследование выбора стратегии формирования и поддержания резонансной орбиты для приведения объекта до границы плотных слоёв атмосферы посредством резонанса. Найдено решение, при котором исследуемый объект сводится с орбиты за 17-18 лет, однако теоретические затраты на выполнение такой стратегии составляют около 1.5 км/с.

Поиск стратегии управления для уменьшения требуемых затрат характеристической скорости требует дальнейшей проработки.

Литература:

1. R. Domínguez-González, N. Sánchez-Ortiz, C. Francesco et al. Disposal strategies analysis for MEO orbits // Proceedings of the International Astronautical congress,

2. C.-C. Chao. Applied Orbit Perturbation and Maintenance. The Aerospace Press, El Segundo, California

3. А.А. Баранов, Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты. М: Спутник +

4. С.Г. Иванов, Д.А. Гришко, А.А. Баранов. Изменение долготы восходящего узла средних орбит с постоянной большой полуосью и различным эксцентриситетом // Инженерный журнал: наука и инновации

Создание ИИ-компонентов в российской инженерной платформе Engee

Капырин Н.И.
ЦИТМ «Экспонента», г. Москва, Россия

Создание «умных» компонентов для моделей средствами машинного обучения и их встраивание в инженерные модели – обычно два различных процесса. Мы показываем, как их объединить в рамках одной платформы Engee.

В докладе представлен подход для разработки ИИ-компонентов в российской инженерной платформе Engee, которая предоставляет инженерам клиент-серверный интерфейс к системе расчетов и моделирования. Инженер может загрузить данные на мощную удаленную вычислительную платформу, обучить нужный ИИ-алгоритм, разместить его в качестве блока внутри модели, соединив с любыми другими вычислительными блоками, а потом сгенерировать код для контроллера и запустить модель с ИИ-компонентами на внешнем стенде.

Платформа Engee является единственной полноценной заменой комплекса MATLAB/Simulink и всех сопровождающих библиотек. Обычный подход к проектированию подразумевает воплощение технического задания напрямую в коде. Модельно-ориентированный подход, воплощенный в Engee, подразумевает перевод ТЗ в явное промежуточное представление – модель, и генерацию финального проекта из этой модели. Модель объединяет текстовые и графические подсистемы и позволяет трассировать все элементы, блоки, сигналы порты и код, создавая таблицы покрытия требований.

Техническое задание обычно задается в свободной форме – через императивные инструкции, математические выражения, графики, псевдокод или через требования совместимости с готовыми компонентами. Машинное обучение позволяет порождать компоненты напрямую из экспериментальных данных.

Разработка ИИ-компонентов требует специальных технических приемов, многократно ускоряющих «обучение». Такие тонкие манипуляции обычно реализуются в виде исходного кода.

Первой частью нашего подхода является «программирование» процесса обучения нейросетей в Engee с использованием Julia-библиотеки Flux. Из этой нейросети будет очень просто сгенерировать код на Си, либо на Julia, или же разместить нейросеть в виде нескольких наглядных компонентов на графической модели.

Что позволяет нам реализовать второй этап – размещение реализованной нейросети на «холсте» Engee в графической диаграмме системы. Поместим алгоритм нейросети в окружение блок-схемы предобработки и постобработки данных, интеграторов, моделей интерфейсов и конструкций из физических блоков, наиболее точно имитирующих реальные физические явления. Таким образом мы создаем модельное окружение для всестороннего тестирования ИИ-блоков перед их переносом на целевую встраиваемую платформу.

В качестве первого примера мы представим процесс создания датчиков косвенных измерений. Покажем создание датчика наработки на отказ – величины, которую можно оценить лишь косвенно по предыстории накопленных измерений.

Схожим образом создаются суррогатные модели – вычислительные блоки, в которых помещается упрощенная форма расчетных алгоритмов, которые слишком долго или дорого рассчитывать в нужном для моделирования объеме. Если модель выполняется слишком долго, из нее можно породить данные для обучения суррогатной модели. Этот метод продемонстрирован на примере модели системы искусственной вентиляции легкого (ИВЛ) и разработки контроллера для управления этой системой.

Третьим примером в докладе представлена схема организации цифрового двойника – сложной технической системы, которая циклически «дообучается» по оперативным данным и позволяет рассчитать прогноз работы системы на любом нужном временном горизонте для реализации предиктивного управления (model predictive control, MPC).

Гомогенизация свойств композиционных материалов с использованием микрокомпьютерной томографии и методов глубокого обучения

[1]Карамов Р.И., [1]Карамов Р.И., [2]Ломов С.В., [2]Сволфс Йентл, [1]Сергеичев И.В.
[1]Сколтех, г. Москва, Россия;
[2]KU Leuven, г. Левен, Бельгия

Для численной гомогенизации механических свойств гетерогенных материалов важно корректно применять периодические граничные условия (ПГУ). Однако это может вызывать сложности при использовании моделей, основанных на реальных данных, таких как цифровые двойники, из-за хаотической природы материалов. Если геометрия репрезентативных объемных элементов на противоположных гранях отличается, нарушая периодичность РОЭ, возникают структурные несоответствия на границах. Это, в свою очередь, приводит к искусственным колебаниям напряжений и деформаций, что негативно сказывается на точности предсказания поведения материалов, в том числе механических свойств.

В данной работе представлено численное моделирование (гомогенизация) композиционных материалов, армированных случайно ориентированными короткими стеклянными волокнами (средняя длина волокон 50 мкм, средний диаметр волокон 10 мкм, 20% массовой доли волокон). Трехмерные изображения внутренней структуры материала были получены с помощью рентгеновской компьютерной томографии с разрешением 1,5 мкм/пиксель. Для генерации периодической структуры разработана и обучена модель глубокого обучения на базе генеративно-состязательных сетей (GAN) [1]. Архитектура модели была модифицирована за счет добавления функции ошибки периодичности и специального "критика", отвечающего за сохранение периодичности. Это позволило достичь до 95% периодичности структуры в сгенерированных изображениях РОЭ.

Для преобразования сгенерированных трехмерных изображений в конечные элементные модели использовались программы VoxTex [2] и Avizo. С помощью VoxTex создавались воксельные модели с регулярной сеткой, а в Avizo были сгенерированы тетрагональные модели волокон, которые затем внедрялись в регулярную модель матрицы с использованием функции «embedded» в ABAQUS.

Использование сгенерированных периодических структур показало, что гомогенизация с ПГУ дает результаты, находящиеся в пределах экспериментальной погрешности. Анализ моделирования РОЭ разных размеров и граничных условий в ABAQUS подтвердил, что при уменьшении размеров РОЭ усиливается влияние искусственных напряжений и деформаций из-за увеличения соотношения поверхности к объему материала. При больших размерах РОЭ использование периодических граничных условий не приводит к значительному повышению точности расчетов и сравнимо с результатами, полученными при граничных условиях Дирихле или Неймана.

Литература:

1. Karamov R., Lomov S.V., Sergeichev I., Swolfs Y., Akhatov I. Inpainting micro-CT images of fibrous materials using deep learning. Comput Mater Sci 2021;197:110551. https://doi.org/10.1016/j.commatsci. 2021.110551.

2. Straumit I., Lomov S.V., Wevers M. Quantification of the internal structure and automatic generation of voxel models of textile composites from X-ray computed tomography data. Compos Part A Appl Sci Manuf 2015;69:150–8. https://doi.org/10.1016/j.compositesa. 2014.11.016.

Использование символьной регрессии для аппроксимации решений задачи оптимального межпланетного перелёта с малой тягой

Корнеев К.Р.
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Россия

В работе исследуются решения задачи межпланетного перелёта космического аппарата (КА) с идеально регулируемым двигателем малой тяги между круговыми компланарными орбитами с варьируемым соотношением полуосей. Минимизируется квадратичный функционал, возникающий при рассмотрении задачи с ограниченной электрической мощностью [1]. Для исследования решений используется символьная регрессия [2] – интерпретируемый метод машинного обучения.

Для модели двигателя с постоянной скоростью истечения известны аналитические формулы для оценки времени перелёта [3], для модели двигателя с ограниченной мощностью аналитическое решение известно только для осреднённой задачи [4]. Целью работы является демонстрация метода аппроксимации решений задачи перелётов с малой тягой при помощи символьной регрессии для малого числа витков, т.е. без использования осреднения. Ограниченный набор варьируемых параметров: соотношение радиусов орбит, длительность перелёта, угловая дальность и значение функционала стоимости.

Для изучения решений с малым числом витков численно находится множество оптимальных согласно принципу максимума Понтрягина [5] траекторий. Такие траектории определяются значениями сопряжённых переменных в начальный момент времени. Для отдельно взятой траектории угловая дальность и соотношение полуосей считаются внешними параметрами, а значение функционала, числа обусловленности. время перелёта и значения сопряжённых переменных в начальный момент времени относятся к исследуемым параметрам.

Модель символьной регрессии является эволюционным алгоритмом с большим числом популяций. Отдельно взятый экземпляр модели содержит граф символьных операций над переменными и константами. Во время обучения модель применяет операции на подвыборке из популяции: мутация, кроссовер, упрощение или оптимизацию констант. В соревновательном эволюционном процессе отбираются наиболее удачные формулы аппроксимации.

Массив данных разделяется на обучающую и тестовую выборки, для оценки качества работы метода на неизвестных значениях параметров. В качестве оценки используется среднеквадратичное отклонение модели на тестовой выборке. Модель обучается на угловой дальности и соотношении радиусов в качестве входных параметров и аппроксимирует один из исследуемых параметров.

Результатом работы являются символьные аппроксимации для задачи межпланетного перелёта с малой тягой. Данные аппроксимации являются интерпретируемыми и компактными, что упрощает анализ структуры решений. Аппроксимации начальных значений сопряжённых переменных можно использовать в качестве начального приближения при оптимизации межпланетных перелётов. Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 24-11-00038 "Эффективные методы проектирования траекторий и управления движением малых космических аппаратов в дальнем космосе".

Литература:

1. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета с малой тягой. Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1966. 678 p.

2. Cranmer M. Interpretable Machine Learning for Science with PySR and SymbolicRegression.jl. arXiv, 2023.

3. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. Москва: б. и., 1968. 108 p.

4. Das Chagas Carvalho F., Da Silva Fernandes S., De Moraes R.V. A numerical study for optimal low-thrust limited power transfers between coplanar orbits with small eccentricities//Comp. Appl. Math. 2016. Vol. 35, № 3. P. 907–936.

5. Понтрягин Л.С. et al. Математическая теория оптимальных процессов. 3-е изд ed. Москва: Наука, 1976. 392 p.

Управление динамикой космических систем с использованием метода стабилизации связи

Коффи А.Н.

РУДН, г. Москва, Россия

Теория управления – это математическая теория, позволяющая определить законы направления, действия данной системы. Система управления – это динамическая система, на которую можно воздействовать с помощью команд или управляющих сил или моментов. На практике мы сталкиваемся с очень многими проблемами управления во всех дисциплинах: например, припарковать свой автомобиль, вывести самолет или спутник на геостационарную

орбиту, оптимизировать информационные потоки в сети, кодировать и декодировать цифровое изображение или текстовое сообщение, регулировать термостат, перерабатывать нефть., борьба с эпидемией, проведение лазерной хирургической операции или даже оптимизация прибыли на фондовых рынках. Проблема управления состоит в том, чтобы перевести систему из заданного начального состояния в определенное конечное состояние, возможно, соблюдая определенные ограничения. Целью выполнения задачи управления может быть путем минимизации определенного критерия (оптимальное управление) или, в качестве альтернативы, стабилизация системы, чтобы сделать ее нечувствительной к определенным помехам (стабилизация). В области аэрокосмической промышленности теория управления имеет первостепенное значение для наведения космических аппаратов, вывода на орбиту, перевода на орбиту или даже наведения при входе в атмосферу.

В итоге задача управления космических аппаратов сводится к анализу и решению систем дифференциально- алгебраических уравнений (ДАУ). В частности, системы ДАУ подвержены геометрическим и физическим связям, содержащимся в постановке задачи. Для решения систем ДАУ было предложено несколько методов. Очевидный подход состоит в дифференцировании по времени уравнений связей. Затем геометрические или кинематические связи с учетом уравнений динамики преобразуются в математически эквивалентную задачу ОДУ, прежде чем применять некоторые хорошо известные методы численного интегрирования. Этот подход позволяет провести снижение индекса ДАУ. Однако основная проблема этого метода заключается в том, что численное решение системы может не удовлетворять ограничениям исходной задачи ДАУ из-за накопления ошибок, известного как явление дрейфа. и не обязательно сохраняется вычислительными процедурами, используемыми для их решения. По данным литературы, существуют два основных типа методов решения этой проблемы. Методы первого класса направлены на сведение описания системы к минимальному количеству координат путем нахождения набора независимых координат. Это методы проекции. Система описывается в форме пространства состояний. Среди этих методов можно назвать полное приведение системы к чисто ОДУ-форме, которую можно получить с помощью координатного разбиения. Второй класс методов состоит в редукции индекса исходной задачи. Он вводит дополнительные неизвестные, что приводит к расширению исходной системы, а затем к применению методов стабилизации связей.

В данной работе рассматривается общая динамическая модель системы твердых тел как задача ДАУ. Манипулируя уравнениями связей, строится математически эквивалентная система ДАУ с двумя переменными. Решение задачи управления проводится с использованием системы Matlab.

Принципиальная архитектура автоматической интеллектуальной системы с автоматическим оцениванием достоверности информации

Кубраков Д.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Обострение конкуренции требует повышения эффективности предприятий авиационной отрасли как производителей авиационной техники, так и перевозчиков. Повышение эффективности должно достигаться повышением качества управления, включая повышения качество переработки информации, которое предполагает учёт фактора достоверности информации.

Разработка предложений архитектуры интеллектуальной системы с автоматическим оцениванием достоверности информации является частью исследования, направленного на разработку методов автоматического оценивания достоверности информации. Ранее в исследовании уточнена обобщенная формулировка роли достоверности информации в информационных процессах и отработан метод определения состава факторов достоверности информации в условиях организации. Определено назначение и принципиальное содержание входных ресурсов метода оценивания достоверности информации. Для продолжения формирования метода оценивания достоверности необходимо знание обстоятельств, архитектуры информационной работы с оцениванием достоверности информации.

Архитектура является частью исходных данных для выработки замысла на метод оценивания достоверности информации.

Оценивание достоверности информации:

1) является составной части информационной работы направленной на принятие управленческих и информационных решений;

2) проводится экспертным путём с использованием технических информационных систем.

Опыт информационно-аналитической работы в больших организациях дает указания на состав традиционных средств обеспечения и классы знаний для оценивания достоверности информации.

Цель – обеспечить знанием названной архитектуры развертывание способа оценивания достоверности информации в метод, пригодный для реализации в автоматической интеллектуальной системе. Задачи:

1) обобщить требования знаний предметной области, необходимых (используемых) для оценивания достоверности информации;

2) подобрать способы их реализации;

3) выработать архитектуру автоматического оценивания достоверности информации.

Источники для работы – теоретические монографии о интеллектуальных информационных системах (теория автоматизации), о информационной работе с оцениванием достоверности информации, а также уточненное понимание объема понятия достоверности информации, полученное на предшествующих этапах исследования.

Архитектура рассматривается в смысле ГОСТ 57100.

Основной элемент – модуль оценивания достоверности информации (вызывает средства оценивания пертинентности и несомненности, и затем свертки показателей в оценку).

Внешние элементы:

- потребители оценок достоверности;
- сведения, данные, проекты решений;
- БД обстановки;
- знания предметной области, целей и задач системы;
- знания процедур оценивания факторов достоверности и вывода итоговой оценки.

Модуль оценивания достоверности манипулирует данными и знаниями, полученными по запросам, интерпретируя знания соответствующих процедур.

Разработанная архитектура адекватна назначению и современным теориям интеллектуальных систем, и позволяет ограничить размерность задачи при синтезе метода автоматического оценивания достоверности информации в интеллектуальных системах соответствует требованиям органов управления предприятий авиационной отрасли.

Литература:

1. Левкин И.М., Микадзе С.Ю. Добывание и обработка информации в деловой разведке– СПб: Университет ИТМО, 2015.–460 с.

2. Курносов Ю.В. Аналитика: методология, технология и организация информационно-аналитической работы / Ю.В. Курносов, П.Ю. Конотопов. -М.: РУСАКИ, 2004.-512с.

Исследование возможности прецизионного баллистического прогнозирования параметров движения на борту малого космического аппарата

Лазарев Н.Д., Игнатов А.И.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Потребность в оперативном получении информации с орбиты Земли привела к необходимости развертывания большого количества малых космических аппаратов. Накладываемые требования на поддержание аппаратом определенной орбиты приводят к необходимости в серьезном баллистическом обеспечении. Требуется автономно прогнозировать траекторию на борту МКА с высокой точностью при существенных ограничениях вычислительных возможностей аппарата.

В рамках вычислительных и баллистических ограничений, накладываемых на МКА, определены правила адаптации бортового кода, такие как:

1. минимизация количества сложных и повторяющихся операций: тригонометрических, возведение в степень, операций с плавающей точкой;

2. использование целочисленных операций;

3. элементы кода (в особенности циклы, условия, функции), не используемые в соответствии с баллистическими ограничениями, должны быть удалены;

4. динамическое использование памяти микроконтроллера;

5. ограничение шага сохранения параметров движения в ПЗУ МК, использование интерполяционных методов для восстановления полной информации о траектории;

6. на промежуточных итерациях многошагового метода интегрирования малые величины (величины, изменение которых за промежуток времени равных шагу, не вносят погрешность, превосходящую 10 м) не пересчитываются.

Проведен анализ возмущающих факторов, приводящих к погрешности в определении местоположения. Учету в математической модели в рамках поставленной задачи подлежат: 20 гармоник гравитационного поля, силы притяжения Луны и Солнца, сопротивление об атмосферу.

Разработаны и оптимизированы модули расчёта ускорения свободного падения и расчёта плотности верхней атмосферы. В качестве модели атмосферы используется сокращенная версия модели NRLMSIS-00. Составлена модель притяжения со стороны Луны и Солнца в геоцентрической инерциальной системе координат.

С использованием разработанных и оптимизированных модулей сформирована математическая модель движения МКА в геоцентрической инерциальной системе координат (англ. Geocentric Celestial Reference System GCRS). При разработке модели учитывалась прецессия и нутация земной оси в соответствии с поправками международного астрономического союза от 2000 и 2006 годов (IAU2006/2000), а также смещение полюсов Земли, определяемое Международной службой вращения Земли (МСВЗ).

Литература:

1. Agner Fog, Optimizing software in C++. An optimization guide for Windows, Linux, and Mac platforms. / Technical University of Denmark., 2024. – 179 с.

2. Эффективное программирование современных микропроцессоров и мультипроцессоров: Лекции / С.Е. Киреев, К.В Калгин. – Новосибирский государственный университет, 2021.

3. «ПАРАМЕТРЫ ЗЕМЛИ 1990 ГОДА» (ПЗ-90.11)/ в — 3-е изд. — Москва: ВТУ ГШ ВС РФ, 2020 — 64 с.

4. David Vallado, Fundamentals of Astrodynamics and Applications – Hawthorne, USA: Microcosm Press, 213. – 1135 с. – ISBN ISBN 978-1881883203.

5. Gerard Petit, Brian Luzum IERS Conventions. - IERS Technical Note No. 36. - Germany: 2010. - 179 с.

Параметрическая оптимизация нечетких систем управления

Лунева А.А., Лунева С.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время при решении задач управления помимо классических подходов все чаще применяются альтернативные методы, связанные с применением искусственного интеллекта, а также нечеткой логики. Нечеткая логика применяется для синтеза так называемых нечетких регуляторов, позволяющих с достаточной точностью аппроксимировать любые другие типы регуляторов.

Работа посвящена изучению нечетких систем управления – систем управления с нечетким регулятором, использующим механизм нечеткой логики и представленным в виде нечеткой системы вывода. Особенностью нечетких систем управления является способность обрабатывать информацию, которая не может быть точно определена, содержит шумы или является недостаточной для полного определения состояния объекта управления. Также нечеткие системы управления могут быть использованы, когда модель объекта слишком сложна для ее точного описания.

В докладе рассматривается нечеткая система управления с нечетким регулятором, представленным системой типа Такаги-Сугено. На вход системе поступают сведения о

состоянии объекта управления и возможных внешних воздействиях и шумах, а выходом системы является управляющее воздействие.

Для составления нечетких систем, используемых в нечетких регуляторах, приглашаются эксперты. Однако далеко не всегда при решении задач есть возможность пригласить такого эксперта, кроме того, составление нечеткой системы может быть очень трудоемкой задачей. В связи с этим, актуальной является проблема разработки подхода, позволяющего составить нечеткую систему без приглашения эксперта.

В докладе рассматриваются методы параметрического синтеза оптимальной нечеткой системы. Сформулированы и программно реализованы алгоритмы решения задачи оптимизации параметров нечеткой системы при помощи новых методов. Для демонстрации алгоритмов решается задача о приведении подводного аппарата в горизонтальное положение. Полученные результаты затем сравниваются с результатами, полученными с применением существующих методов.

1. Passino K.M., Yurkovich S., Fuzzy control (Addison Wesley, 1998).

2. Бадалова А.Г., Пантелеев А.В. Управление рисками деятельности предприятия. – М.: Вузовская книга, 2-е изд., 2016. – 131 – 152 сс.

3. Веремей Е.И. Линейные системы с обратной связью: учебное пособие. – СПб.: Лань, 2013.

4. Пантелеев А.В., Бортаковский А.С. Теория управления в примерах и задачах. – М.: Высшая школа, 2003. – 584 с.

5. Пантелеев А.В., Скавинская Д.В. Метаэвристические алгоритмы глобальной оптимизации – М.: Вузовская книга, 2019. – 104 – 109 сс.

Об орбитальной устойчивости периодического движения гамильтоновой системы с двумя степенями свободы в некоторых вырожденных случаях

Максимов Б.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Рассматривается задача об орбитальной устойчивости периодического движения гамильтоновой системы с двумя степенями свободы. Функция Гамильтона явно не зависит от времени и аналитична в окрестности замкнутой траектории фазового пространства, отвечающей периодическому решению.

В [1] Маркеевым А.П., был разработан конструктивный алгоритм нормализации гамильтоновой системы в задаче об орбитальной устойчивости периодических движений. На основе методов теории КАМ и второго метода Ляпунова, также Маркеевым А.П. были получены условия орбитальной устойчивости и неустойчивости в нерезонансном и резонансных случаях, когда можно ограничится исследованием до членов четвертой степени в разложении Гамильтониана [2].

В данной работе предполагается, что гамильтониан содержит только формы четных степеней относительно координат и импульсов. Получены условия орбитальной устойчивости и неустойчивости в критических случаях при наличии резонансов третьего и шестого порядков, когда в разложении функции Гамильтона необходимо учитывать члены шестой степени.

В качестве приложения рассмотрена задача об орбитальной устойчивости тяжёлого твёрдого тела с неподвижной точкой в однородном поле тяжести, главные моменты инерции которого находятся в отношении A=C=4B, где A, B, C – главные моменты инерции тела относительно неподвижной точки. При такой геометрии масс всегда возможны плоские маятниковые колебания или вращения тела относительно горизонтально расположенной экваториальной оси инерции. В работах [3-4] были получены строгие выводы об орбитальной устойчивости маятниковых колебаний почти для всех значений параметров. Неисследованными остались лишь сильно вырожденные случаи, когда имеют место резонансы до шестого порядка включительно, а вопрос об устойчивости решается на основании членов не ниже шестой степени включительно в разложении функции Гамильтона. Используя полученные в данной работе достаточные условия орбитальной устойчивости и неустойчивости гамильтоновых систем в вырожденных случаях, были получены строгие

выводы об орбитальной устойчивости маятниковых колебаний при резонансах третьего и шестого порядков.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-11-00162, https://rscf.ru/project/24-11-00162/.

Литература:

1. Маркеев А.П. Алгоритм нормализации гамильтоновой системы в задаче об орбитальной устойчивости периодических движений // Прикладная математика и механика. 2002, том 66, №6, С. 929-938.

2. Маркеев А.П. Исследование устойчивости периодических движений автономной гамильтоновой системы в одном критическом случае // Прикладная математика и механика. 2000, том 64, №5, С. 833-847.

3. Bardin B.S., Maksimov B.A. The orbital stability analysis of pendulum oscillations of a heavy rigid body with a fixed point under the Goryachev - Chaplygin condition // J. Math. Sci., 2023, Vol. 275, Issue 1, pp. 66-77.

4. Бардин Б.С., Максимов Б.А. Об орбитальной устойчивости маятниковых периодических движений твердого тела с одной неподвижной точкой, главные моменты инерции которого находятся в отношении 1:4:1 // Прикладная математика и механика. 2023, том 87, №5, С. 784-800.

Оптимизация стратегии прохождения ограниченного по времени теста

Наумов А.В., Степанов А.Е.

МАИ, г. Москва, Россия

В докладе рассматривается задача построения стратегии прохождения ограниченного по времени теста с различными критериями качества. В частности, в качестве критерия предлагается максимизация тестируемым числа набранных за тест баллов в условиях наличия дополнительного вероятностного ограничения на время выполнения теста. Данная задача, по сути, эквивалентна квантильной постановке, для которой в случае дискретного распределения вектора случайных параметров, рассмотренного в работе, на основе доверительного метода [1] предложена эквивалентная детерминированная задача смешанного целочисленного программирования [2]. Аналогичная постановка задачи ко критерию максимизации вероятности превышения числом набранных тестируемым баллов за тест определенного фиксированного уровня рассмотрена авторами ранее в [3]. Другие постановки задачи, подобные рассмотренным в данной работе с вероятностными критериями качества, авторам не известны. Эквивалентная предложенной в работе задача математического программирования имеют большую размерность, не позволяющую эффективно использовать известные алгоритмы решения подобных задач. Авторы предлагают эффективный численный алгоритм решения исходной задачи, использующий ее структуру. Исходные данные взяты из [3]. В докладе проводится сравнительный анализ эффективности предложенного алгоритма и алгоритма решения эквивалентной задачи математического программирования.

Литература:

1. Кан Ю.С., Кибзун А.И. Задачи стохастического программирования с вероятностными критериями. – М.: Физматлит, 2009. 372 с.

2. Кибзун А.И., Наумов А.В., Норкин В.И. О сведении задачи квантильной оптимизации с дискретным распределением к задаче смешанного целочисленного программирования // Автоматика и телемеханика, 2013. № 6. С. 66–86.

3. Наумов А.В., Устинов А.Э., Степанов А.Е. О задаче максимизации вероятности успешного прохождения ограниченного по времени теста // Автоматика и телемеханика, 2024. № 1. С. 97–108.

Управление свертыванием тросовой системы, закрепленной в точке либрации L1/L2 в системе Марс-Фобос

Нерядовская Д.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Увеличение интереса к проблемам, связанным с функционированием тросовых систем в окрестностях Марса и его спутников, связано с перспективными космическими программами, ориентированными на их исследование в ближайшие десятилетия. Обзор работ по данной теме приведен в [1]. Японское агентство аэрокосмических исследований запланировало запуск программы Martian Moons eXploration на 2026 год. В задачи миссии входит сбор и доставка грунта с поверхности Фобоса на Землю. NASA разработало проект PHLOTE (Phobos L1 Operational Tether Experiment), использующий тросовую систему, закрепленную в точке либрации L1, для проведения измерений и дистанционных наблюдений поверхности Фобоса. В настоящей работе для закрепления троса рассматривается не только точка либрации L1, но и L2. При разработке космической программы необходимо детально исследовать каждый из ее этапов. Динамика тросовой системы является актуальной проблемой. В работе [2] представлен обзор современных исследований в этой области.

Целью данной работы является разработка закона управления, обеспечивающего свертывание тросовой системы, прикрепленной к орбитальному КА в точке либрации L1 или L2, без увеличения угла отклонения троса от местной вертикали.

Рассматривается тросовая система, состоящая из невесомого троса, закрепленного в точке либрации L1 или L2, и КА на его конце. Эксцентриситет орбиты Фобоса принимается равным нулю, также не учитывается движение орбитального КА вокруг точки либрации. Масса КА много меньше, чем масса Марса и Фобоса, поэтому для выведения уравнения движения используется круговая ограниченная задача трех тел. Закон изменения длины троса получен с использованием метода, предложенного в решении задачи управления тросовой системой в гравитационном поле Земли [3]. Свертывание троса предлагается разбить на три этапа: на первом и последнем этапах втягивание троса осуществляется с постоянной скоростью, на втором - скорость свертывания изменяется по заданному закону.

В результате разработан закон управления свертыванием тросовой системы, закрепленной в точке либрации L1 или L2 в системе Марс-Фобос. Численное моделирование показало, что применение закона управления позволяет свернуть трос до 100 м, при этом угол отклонения троса составляет 13 град.

Литература:

1. T. Usui, K. Bajo, W. Fujiya, Y. Furukawa, M. Koike, Y.N. Miura, H. Sugahara, S. Tachibana, Y. Takano, and K. Kuramoto, «The importance of Phobos sample return for understanding the Mars-moon system», Space Science Reviews, vol. 216, no. 49, pp. 1-18, April 2020, doi: 10.1007/s11214-020-00668-9

2. M.P. Cartmell and D.J. McKenzie, «A review of space tether research», Progress in Aerospace Sciences, vol. 44, no. 1, pp. 1-21, January 2008, doi: 10.1016/j.paerosci.2007.08.002

3. A.S. Ledkov and R.S. Pikalov, «Nonlinear control of tether retrieval in an elliptical orbit», Russian Journal of Nonlinear Dynamics, vol. 19, no. 2, pp. 201-218, 2023, doi: 10.20537/nd230401

Методы К-средних и Еве Гредеакс в задаче о приближении полей притяжения малых небесных тел: сравнение результатов применения

Никонов В.И.
ФИЦ ИУ РАН, г. Москва, Россия

В современной небесной механике в связи с проблемой астероидной опасности уделяется большое внимание изучению малых небесных тел, в частности, астероидов и комет. В частности, активно изучаются вопросы, связанные с их распределением масс и порождаемыми этими массами полями притяжения. Такие знания необходимы для проектирования и успешной реализации миссий, в том числе – в окрестности малых небесных тел и на их поверхности.

Активно используемый в настоящее время подход Вернера-Ширса [1,2], опирающийся на приближенный потенциал, содержащий большое число слагаемых, оказывается практически неприменимым для аналитического решения задачи о построении орбит.

Вместе с тем, известны подходы, опирающиеся на приближение поля притяжения небесного тела полем притяжения конечного, небольшого числа притягивающих центров. Так для динамически симметричных тел это, прежде всего, метод Еве Гредеакс, развитый в работах Е.А. Гребеникова, В.Г. Дёмина, Е.П. Аксёнова, см. например, [3].

В недавних работах [4-6] был предложен метод определения взаимного расположения точечных масс и их величин, опирающийся на метод К-средних [7], и восходящий к исследованиям Х. Штейнгауза [8]. Этот подход в общем случае не предполагает динамической симметрии тела.

В настоящей работе осуществляется сравнение параметров, получаемых в рамках метода Еве Гредеакс и метода К-средних для ряда малых небесных тел, близких к динамических симметричным, в частности, для астероидов (2063) Бахус, (433) Эрос, (216) Клеопатра. Даются оценки рассогласования вычисляемых параметров.

Литература:

1. Werner R. A. The gravitational potential of a homogeneous polyhedron or don't cut corners // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 1994. V. 59, no. 3. P. 253--278.

2. Werner R. A., Scheeres D. J. Exterior gravitation of a polyhedron derived and compared with harmonic and mascon gravitation representations of asteroid 4769 Castalia // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 1996. V. 65, no. 3. P. 313--344.

3. Дёмин В.Г. Движение искусственного спутника в нецентральном поле тяготения. М.: Наука, 1968. 352 с.

4. Burov A. A., Guerman A. D., Raspopova E. A., Nikonov V. I. On the use of the K-means algorithm for determination of mass distributions in dumbbell-like celestial bodies // Russian Journal of Nonlinear Dynamics. 2018. V. 14, no. 1. P. 45-52.

5. Буров А.А., Герман А.Д., Никонов В.И. Использование метода К-средних для агрегирования масс продолговатых небесных тел // Космические исследования. 2019. Т. 57. № 4. С. 283-289.

6. Burov A. A. Guerman A. D., Nikonova E. A., Nikonov V. I. Approximation for attraction field of irregular celestial bodies using four massive points // Acta Astronautica. 2019. V. 157. P. 225–232.

7. MacQueen J. Some methods for classification and analysis of multivariate observations. In: Le Cam, L.M., Neyman, J. (Eds.), Proc. 5th Berkley Symp. on Mathematical Statistics and Probability, vol. 1. University of California Press, 1967. P. 281-297.

8. Steinhaus H. Sur la division des corp materiels en parties // Bull. Acad. Polon. Sci. 1956. Cl.III. V. IV. P. 801-804.

Применение метаэвристических алгоритмов оптимизации для решения задачи оптимального программного управления колесным роботом

Пантелеев А.В., Надоров И.С.

МАИ, г. Москва, Россия

Задачи параметрической оптимизации при наличии ограничений возникают при решении разнообразных проблем проектирования сложных авиационно-космических систем. При этом целевые функции, отражающие требования проектировщика к системе, часто оказываются многоэкстремальными, недифференцируемыми или вычисляемыми в результате реализации многошаговых вспомогательных алгоритмов. Применение традиционных методов оптимизации первого и второго порядков для целевых функций общего вида, как правило, приводит к нахождению локальных экстремумов.

В настоящее время большое внимание уделяется разработке приближённых методов глобальной оптимизации, которые позволяют найти решение достаточно хорошего качества за приемлемое время. Разработка новых и усовершенствование существующих приближённых методов является актуальным вследствие справедливости теоремы (No free

lunch, NFL) о том, что не существует универсального метода, позволяющего наилучшим образом решить общую задачу конечномерной оптимизации.

В работе предложена модификация метаэвристического метода оптимизации, имитирующего поведение стаи мотыльков, относящегося к группе биоинспирированных методов. Сформирован пошаговый алгоритм и изучена эффективность модифицированного метода на общепринятом наборе тестовых функций многих переменных со сложной структурой поверхностей уровня. Показано преимущество модифицированного метода над оригинальной версией, даны рекомендации для выбора параметров предложенного алгоритма. Продемонстрировано, что метод позволяет найти решения достаточно хорошего качества за приемлемое с практической точки зрения время.

Приведено решение прикладной задачи поиска оптимального программного управления колесным роботом на плоскости при наличии препятствий. Целью управления является достижение заданной конечной точки при минимизации затрачиваемого времени и выполнении условия огибания запретных областей. Для нахождения закона управления как функции времени применялась кусочно-постоянная аппроксимация, позволяющая свести задачу к нахождению конечного числа неизвестных параметров. Кусочно-постоянное управление принадлежит классу законов управления с переключениями, что следует из соотношений принципа максимума для данной постановки задачи.

С помощью последовательного применения разработанного метода, алгоритма случайного поиска с последовательной редукцией области исследования и метода перекоммутации рассмотрены решения задачи быстродействия при различной структуре и параметрах составного функционала качества. Для избегания попадания робота в запретные зоны в функционале качества управления присутствуют весовые коэффициенты, учитывающие важность вклада отдельных слагаемых, отражающих точность попадания робота в заданную точку, штраф за нарушение ограничений и величину промежутка времени, отведенного для достижения цели.

1. Пантелеев А.В. Метаэвристические алгоритмы оптимизации законов управления динамическими системами. М.: Факториал, 2020. 564 с.

2. Пантелеев А.В., Каранэ М.М.С. Мультиагентные и биоинспирированные методы оптимизации технических систем. М.: Изд-во Доброе слово и Ко, 2024. 336 с.

3. Mirjalili S. Moth-flame optimization algorithm: A novel nature-inspired heuristic paradigm // Knowledge-Based Systems, 2015. Vol. 89. P. 228–249.

4. Diveev A.I., Konstantinov S.V. Study the practical convergence of evolutionary algorithms for the optimal program control of a wheeled robot// Journal of Computer and Systems Sciences International, 2018. Vol. 57. No. 4. P. 561–580.

Применение суперэллипсоидальной аппроксимации для субоптимального решения задачи корректировка посадки модуля ракеты

Подгорная В.М.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе рассматривается применение суперэллипсоидального метода для нахождения решения задачи оптимального управления для линейной дискретной системы для конкретного прикладного примера: корректировка посадки модуля ракеты. Суть задачи заключается в построении оптимального и субоптимального по быстродействию управления (такого управления, которое переводит систему из начального состояния за наименьшее число шагов в начало координат).

В виде принципа максимума были сформулированы необходимые и достаточные условия для строго выпуклых ограничений на управление [1]. Проблематика применения этого подхода заключается в разрешении условий, определяющих начальное состояние сопряженной системы. В случае эллипсоидальных и суперэллипсоидальных ограничений на управляющие воздействия, эти условия можно представить в виде системы алгебраических уравнений, имеющей единственное решение.

Если рассматривается аппроксимация выпуклого множества допустимых значений управлений некоторым суперэллипсом, решение может быть получено аналитически [2]. У

суперэллипсов больше параметров свободы по сравнению с эллипсами и при их применении повышается точность аппроксимации исходного множества. Однако, у данного метода имеется недостаток – в случае несимметричных множеств получается большая погрешность из-за того, что суперэллипс является симметричным относительно начала координат множеством.

В докладе рассматривается применение суперэллипсоидальной аппроксимации для субоптимального решения задачи управления посадкой модуля ракеты [3]. Система такого управления не является линейной. Однако, очень близко к Земле корректировку управления можно линеаризовать. В результате получается линейная дискретная система, для которой разработан суперэллипсоидальный метод, применив который, можно получить субоптимальное решение задачи.

Литература:

1. Ибрагимов Д.Н., Подгорная В.М. Формирование оптимального по быстродействию ограниченного управления для линейных дискретных систем на основе метода суперэллипсоидальной аппроксимации // АиТ. 2023. № 9. С. 37–67.

2. Подгорная В.М. О субоптимальном решении задачи быстродействия для линейной дискретной системы в случае несимметричных ограничений на управления // МиАД. 2024. Т. 14. №3. С. 63-86.

3. dos Santos, P., Oliveira, P. ADCS Design for a Sounding Rocket with Thrust Vectoring. Aerotec. Missili Spaz. 102, 257–270 (2023). https://doi.org/10.1007/s42496-023-00161-w

О некоторых геометрических идеях в методе усреднения

Полехин И.Ю.

Математический институт имени В.А. Стеклова РАН, г. Москва, Россия

Представлен тополого-аналитический метод доказательства классических результатов метода усреднения Н.Н. Боголюбова для случая, когда временной интервал бесконечен. Суть метода заключается в объединении топологических методов доказательства существования периодического решения или решения, никогда не покидающего некоторое подмножество фазового пространства, с теоремой Н. Н. Боголюбова об усреднении на конечном временном интервале. В частности, рассматриваемый подход позволяет отказаться от условия невырожденности матрицы Якоби из классических теорем метода усреднения.

Общая схема доказательств, представленных в этой работе, может быть описана следующим образом. Вместо исходной (неусредненной) системы рассматривается некоторая модифицированная система, в которой высокочастотные возмущения, подлежащие усреднению, искусственно сводятся к нулюна границе некоторой окрестности положения равновесия усредненной системы. Для этой модифицированной системы доказывается существование периодического решения, которое не покидает рассматриваемую окрестность. Для доказательства того, что это решение существует не только в модифицированной, но и в исходной системе, используется теорема об усреднении на конечном интервале времени.

Мы рассмотрим процедуру усреднения в периодическом и непериодическом случаях; обсудим и объясним геометрию, лежащую в основе классических результатов об усреднении в этих двух случаях. Мы также кратко обсудим метод усреднения для части переменных и некоторые результаты, касающиеся усреднения в окрестности эллиптического равновесия в непериодическом случае. В частности, будет введена процедура гиперболизации положения равновесия, с помощью которой могут быть получены новые результаты по усреднению на бесконечном интервале времени.

Модель ЦЛП в задаче оптимального распределения ресурсов с лексикографическим порядком критериев

Рассказова В.А.

МАИ, г. Москва, Россия

В современном мире, где ресурсы становятся все более ограниченными, а требования к их эффективному использованию растут, задача их оптимизации приобретает критическое значение. В данной работе в качестве примера рассматривается задача оптимального

распределения сырья в коксохимическом производстве. Ключевым понятием в этом виде промышленности является шихта - смесь угля разных марок, из которой производится кокс. Послойное размещение компонентов шихты называется штабелем, а часть штабеля - парой.

Рассматриваются две производственные операции – выгрузка угля в пары и подъем из пар. Операция выгрузки сырья допускает размещение в произвольное количество пар от 1 до заданного числа N. На подъем сырья ограничений по количеству пар нет. С практической точки зрения продолжительность хранения обогащённых углей не должна превышать 60 суток в летний период, а в зимний – 90. В этой связи выгрузка сырья происходит в пары с наиболее ранней датой формирования, а подъем соответственно из пар с наиболее поздней датой формирования. В случае если для некоторой операции производится выбор нескольких пар, то все они должны принадлежать одному и только одному штабелю. При этом приоритетным является выбор наименее удаленных друг от друга пар. Таким образом возникает оптимизационная задача выбора пары для выгрузки или подъема, где критерии даты формирования, множественного выбора и территориальной удаленности различных пар имеют определенные приоритеты.

Каждый возможный вариант назначения пары для выгрузки определен как бинарная переменная x. У каждой переменной есть параметры: идентификаторы штабеля и пары штабеля, отклонение даты загрузки пары от текущей даты (по количеству дней), вес сырья в паре, порядковый номер пары в рамках штабеля и коэффициент целевой функции оптимизационной модели.

Для моделирования выбора нескольких пар, в рассмотрение вводятся вспомогательные бинарные переменные y со строкой идентификаторов пар, доступных для совместного выбора, расстоянием между парами и коэффициентом целевой функции.

Наконец для выполнения условия выбора единственного штабеля в решение вводится бинарные переменные z со своими параметрами. Далее накладываются ограничения на максимальную вместимость пары с учетом сырья в наличии, количество пар в решении и их принадлежность одному штабелю. Целевая функция, минимум которой нужно найти, является суммой произведений бинарных переменных на соответствующие им коэффициенты.

Модель может быть масштабирована и адаптирована под различные области промышленности, где требуется оптимальное распределение ресурсов с учетом нескольких критериев, упорядоченных по важности.

О режимах движения тела, несущего две внутренние подвижные массы

Рачков А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Изучение динамики механических систем с внутренними подвижными элементами представляет больший теоретический и прикладной интерес. В частности, такие системы можно рассматривать в качестве простейших прототипов капсульных роботов. Динамике мобильных систем с внутренними подвижными массами посвящено много работ. Подробная библиография по данному вопросу представлена в [1].

В работах [2, 3, 4, 5] рассматривалось движение системы, состоящей из корпуса (твердого тела) и одной внутренней подвижной массы. Предполагалось, что подвижная масса совершает в вертикальной плоскости относительное круговое движение по окружности, центр которой совпадает с центром масс корпуса. В частности, были найдены все возможные режимы движения такой системы без отрыва от опорной плоскости и определены условия их существования.

В данной работе рассматриваются периодические режимы движения по горизонтальной шероховатой поверхности системы, состоящей из корпуса и двух внутренних подвижных масс, перемещающихся по круговым траекториям с постоянным по модулю скоростями. Предполагается, что центры этих окружностей совпадают с центром масс корпуса, окружности расположены в вертикальной плоскости. В области контакта корпуса и опорной поверхности действует сила сухого кулоновского трения.

Наличие двух подвижных масс делает динамику системы более сложной, но, накладывая некоторые ограничения на движения этих масс, можно перейти к эквивалентной системе, состоящей из корпуса и только одной подвижной массы. Нужно отметить, что траектория движения подвижной массы в эквивалентной системе является замкнутой кривой, конкретный вид которой зависит от наложенных ограничений. Было исследовано движение системы в одном из наиболее простых случаев, когда подвижные массы движутся в противоположных направлениях с одинаковыми по модулю угловыми скоростями кругового движения. Было показано, что в этом случае траектория подвижной массы в эквивалентной системе является либо эллипсом, либо, в предельных случаях, окружностью или отрезком прямой, что осложняет определение границ зон замедлений и условия движения без отрыва от опорной плоскости.

На основе анализа эквивалентной системы дано качественное описание всех типов периодических режимов движений корпуса. Показано, что данные режимы являются предельными и асимптотически устойчивыми. Установлено также, что наличие двух подвижных масс позволяет реализовывать более широкий класс движений. Таких, например, как безреверсивное движение, которое в системе с одной подвижной массой возможно лишь при наличии анизотропного трения, либо при движении по наклонной поверхности.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-11-00162, https://rscf.ru/project/24-11-00162/.

Литература:

1. Ф.Л. Черноусько, Н.Н. Болотник // Динамика мобильных систем с управляемой конфигурацией. М.: ФИЗМАТЛИТ. 2022. 464 с.

2. Б.С. Бардин, А.С. Панёв // О поступательном прямолинейном движении твердого тела, несущего подвижную внутреннюю массу, Современная математика. Фундаментальные направления, 65:4 2019. 557–592.

3. Bardin B.S., Panev A.S. On the Motion of a Body with a Moving Internal Mass on a Rough Horizontal Plane // Rus. J. Nonlin. Dyn., 2018, Vol. 14, no. 4, pp. 519–542.

4. Bardin B.S., Panev A.S. On dynamics of a rigid body moving on a horizontal plane by means of motion of an internal particle // Vibroengineering PROCEDIA, 2016, Vol. 8. pp 135–141.

5. Boris S. Bardin and Alexey A. Rachkov 2021 J. Phys.: Conf. Ser. 1959 012005.

Изучение динамики космической тросовой системы с солнечным парусом по калибровочным характеристикам

Родников А.В.

МАИ, г. Москва, Россия

Изучаются относительные движения космической системы, состоящей из тяжелой гелиоцентрической станции и космического аппарата (КА), оснащенного солнечным парусом (СП), соединенных между собой тросом. Трос принимается идеально гибким, невесомым и нерастяжимым. В этом случае движение КА ограничено некоторой сферой с центром в точке закрепления троса на станции. В [1] установлено, что если СП можно считать идеальным, то силы солнечной радиации, действующей на СП, в ряде случаев оказывается достаточно для перемещения КА между произвольными точками сферы за приемлемое для практики время.

Однако, в реальной ситуации СП не является идеальным и его фактические характеристики могут отличаться от проектных. Для того, чтобы оценить возможности уже развернутого СП, можно его калибровать, то есть построить функцию, представляющую зависимость величины действующей на СП силы солнечного давления от угла между ее направлением и солнечными лучами. Очевидно, эта функция будет определена только для острых углов, не превышающих некоторое максимально возможное значение. Зная такую «калибровочную характеристику», можно, например, оценить возможность перемещения между двумя произвольно выбранными точками сферы, в частности, если СП неизменно ориентирован во все время движения, начинающегося и заканчивающегося с нулевой скоростью.

Если допустить возможность достаточно быстрого изменения ориентации СП, то перемещение между выбранными точками сферы можно существенно ускорить. Для этого, используя упомянутую калибровочную характеристику, можно построить функцию,

представляющую зависимость максимально возможной проекции силы солнечного давления на вектор относительной скорости КА от угла между этим направлением и солнечными лучами. Эта функция будет определена не только для острых, но и для тупых углов, не превышающих некоторое предельное значение. Такая «производная калибровочная характеристика» позволяет, интегрируя уравнения движения КА, определять закон и продолжительность наискорейшего перемещения, в том числе с нулевыми начальной и конечной скоростями.

1. Rodnikov A.V. Coastal navigation by a solar sail // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2020. V. 868. Art. ID. 012021. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012021.

Численное исследование структуры ударных волн в смесях газов с использованием системы моментных уравнений

Сергеева Н.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Течение в ударной волне является одним из многих примеров течений высокой степени неравновесности, изучение которых является весьма актуальной задачей. Имеется ряд теоретических работ, посвященных исследованию структуры ударных волн. Например, в работе [1] исследуются ударная волна в многоатомных газах на основе статистических моделей и модельных кинетических уравнений. Также имеются экспериментальные работы, в которых исследуются, в основном, смеси одноатомных газов [2]. Среди различных методов исследования структуры волн стоит отметить модельные кинетические уравнения, которые позволяют строить системы моментных уравнений в макроскопических параметрах.

Таким образом, целью работы является разработка физико-математической модели многокомпонентной среды в форме системы моментных уравнений.

Модельное кинетическое уравнение, описывающее многокомпонентные среды получено в работах [3,4]. На его основе выведена система моментных уравнений, позволяющая описывать смеси газов.

Выполнено тестирование модели на примере задачи плоской ударной волны для газов, содержащих одно- и многоатомные компоненты. Расчет показал удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными и расчетами статистическими методами [1]. Полученные профили ударных волн удовлетворительно согласуются с профилями, полученными модельным кинетическим уравнением, хотя размерность модельных уравнений в два раза меньше моментных уравнений.

1. B.N. Todorova, Craig White, René Steijl Modeling of nitrogen and oxygen gas mixture with a novel diatomic kinetic model AIP Advances 10, 095218.2020.

2. Бочкарев А.А., Ребров А.К., Тимошенко Н.И. Структура ударной волны в смеси Ar–He // Изв. СО АН СССР. 1976. № 3. Вып. 1. С. 76.

3. Ю.А. Никитченко, С.А. Попов, Н.И. Сергеева, Система модельных кинетических уравнений для многокомпонентного газа, ТВТ, 2023, том 61, выпуск 5, 736– 743.

4. Никитченко Ю. А., Сергеева Н. И. Модельное кинетическое уравнение для смеси одно- и многоатомных газов // Вестник Государственного университета просвещения. Серия: Физика-Математика. – 2024. № 1. - с. 56–67. DOI: 10.18384/2949-5067-2024-1-56-67.

Метод уточнения внешней оценки предельного множества 0-управляемости линейной дискретной системы с комплексно-сопряженными собственными значениями

Симкина А.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В данной работе рассматривается линейная автономная дискретная система с комплексно-сопряженными собственными значениями матрицы системы и ограниченным управлением. Для рассматриваемой системы решается задача построения предельного множества 0-управляемости. Предельное множество 0-управляемости представляет собой множество тех начальных состояний, из которых систему можно перевести в начало координат за произвольное конечное число шагов посредством выбора допустимого управления. Для предельных множеств 0-управляемости известны необходимые и достаточные условия

ограниченности [4], но лишь в случае скалярного управления. Задача построения множеств управляемости и достижимости тесно связана с задачами управления динамическими системами, в которых существуют ограничения на управление, например, реактивный двигатель имеет ограниченный запас топлива. Особый интерес методы построения и аппроксимации предельного множества 0-управляемости представляют в случае решения задачи быстродействия, которая рассматривается в работе [5]. Можно для ряда начальных состояний определить, разрешима ли задача быстродействия в принципе, если известно предельное множество 0-управляемости или его внешняя оценка.

Для случая комплексных собственных значений системы, аргумент которых кратен числу "пи", доказана теорема о структуре предельного множества управляемости в явном виде. Доказаны теоремы, в которых замыкание предельного множество 0-управляемости в рассматриваемом случае является неподвижной точкой сжимающего отображения и пределом последовательности множеств 0-управляемости за N шагов. Сжимающее отображение задано в метрическом пространстве компактов с расстоянием Хаусдорфа. Коэффициентом сжатия выступает модуль комплексного числа (то есть собственного значения матрицы системы) в минус первой степени. Данная работа является продолжением статей [1-2], в которых также делался упор на построение внешних оценок посредством метода сжимающих отображений, а в данном докладе уточняется оценка для случая комплексно-сопряженных собственных значений. С использованием представленных в докладе теорем для произвольных комплексно-сопряженных собственных значений удается получить сколь угодно точные оценки предельного множества 0-управляемости на основе ранее исследованного частного случая.

Литература:

1. Берендакова А.В., Ибрагимов Д.Н. О методе построения внешних оценок предельного множества управляемости для линейной дискретной системы с ограниченным управлением //АиТ. 2023. №2, стр.3-34.

2. Берендакова А.В., Ибрагимов Д.Н. Метод построения и оценивания асимптотических множеств управляемости двумерных линейных дискретных систем с ограниченным управлением // Труды МАИ, №126 2023.

3. Ибрагимов Д.Н., Порцева Е.Ю. Алгоритм внешней аппроксимации выпуклого множества допустимых управлений для дискретной системы с ограниченным управлением // Моделирование и анализ данных. 2019. №2. С.83-98

4. Сиротин А.Н., Формальский А.М. Достижимость и управляемость дискретных систем при ограниченных по величине и импульсу управляющих воздействиях // АиТ. 2003. № 12. С. 17–32.

5. Ибрагимов Д.Н. О задаче быстродействия для класса линейных автономных бесконечномерных систем с дискретным временем, ограниченным управлением и вырожденным оператором // АиТ. 2019. №3. С.3--25.

Применение цифровых двойников при разработке и производстве авиадвигателей

Соловьева Е.О., Иванов А.В.

Филиал АО «ОДК» «НИИД», г. Москва, Россия

В современном мире цифровые технологии становятся неотъемлемой частью производственных процессов. Одним из наиболее перспективных направлений является использование цифровых двойников, которые позволяют повысить эффективность управленческих решений и снизить сроки изготовления продукции.

Рассмотрен опыт использования автоматизированной системы (АС) aPriori в зарубежных многоотраслевых корпорациях, в частности в сфере аэрокосмической техники. Выделены основные направления применения АС:

1. цифровизация технологических процессов;
2. автоматизация расчета себестоимости на всех этапах жизненного цикла;
3. автоматизация работы с поставщиками.

Приведено сопоставление существующих методик по расчету трудоемкости ДСЕ. Отмечена важность решения задач на ранних этапах проектирования.

Приведена структура АС aPriori, которая включает в себя следующие модули обработки данных:

1. Анализатор геометрии, служащий для определения в 3D модели значимых для расчета геометрических объектов.
2. Цифровая фабрика, включающая в себя базы данных оборудования, материалов, инструмента, оснастки, технологических цепочек и др.
3. Расчетный модуль, выполненный в виде отдельной среды для настройки и создания технологических процессов и их циклов.

В рамках пилотного проекта филиала АО «ОДК» «НИИД» совместного с АО «ИТС» были выполнены расчеты трудоемкости и проведена оценка технологичности в АС. Для анализа трудоемкости 5-ти ДСЕ газотурбинного двигателя, в цифровую фабрику были добавлены данные по материалам, оборудованию, инструменту, а также созданы цифровые двойники существующих технологических процессов. При сопоставлении результатов расчета по существующим методикам с результатами расчета на принципах цифровых двойников отмечены:

- высокая сходимость результатов автоматизированного расчета (до 6%) с фактическими значениями;
- скорость расчета в АС менее 2-х минут;
- функциональности и гибкость программы для решения конструкторских и технологических задач.

На примере пилотного проекта продемонстрирована важность использования цифровых двойников при разработке и производстве высокотехнологичной продукции, а также необходимость разработки российского аналога aPriori.

Модель прогнозирования для временных рядов с использованием байесовского подхода и гауссовских процессов для оценки мощности группы ветроэлектрических установок

Стрижак С.В., Кошелев К.Б.
ИСП РАН, г. Москва, Россия

Прогнозирование временных рядов является актуальной задачей в авиации, в энергетике, в климатологии, в экономике. Временные ряды характеризуют ряд физических и экономических процессов. Методы прогнозирования бывают краткосрочные, среднесрочные, долгосрочные. Статистические модели обычно предсказывают величины на 1-3 точки вперед, что является недостаточным для многих прикладных задач. Для гарантированной точности прогноза на большое количество точек вперед целесообразно применять вероятностные модели прогноза во времени, так как они содержат доверительный интервал. Неопределенность прогнозируемых величин может быть выражена с помощью разных мер вероятности (PDF, CDF, квантили, интервалы, дисперсия, другие).

В данной работе рассматривалась постановка задачи предсказания выработки мощности электроэнергии для группы ветроэлектрических установок (ВЭУ), оснащенных системой сбора данных. Имелись исторические данные (скорость ветра, направление ветра, температура воздуха, вырабатываемая мощность P, другие параметры) за 2 года с кратностью записи в 1 час. Общее количество записей было N=17250. Необходимо было разработать вероятностную модель прогноза электроэнергии на 24 часа вперед с доверительным интервалом в 90%.

После изучения исходных данных потребовалось устранить выбросы и пропуски в данных. Для построения модели прогноза использовалась модель гауссовской регрессии для функции мощности ВЭУ в зависимости от погодных данных при наличии величины шума.

Использовалась байесовская теория для вычисления апостериорного распределения мощности ВЭУ, т.е. полученное значение после наблюдений, которое представляло собой произведение априорной вероятности и правдоподобия. Для удобства распределение вероятности прогноза мощности нормировалось с помощью логит-нормаль преобразования и изменялось в диапазоне [0-1].

Вероятностная разреженная вариационная модель на основе гауссовского процесса включала в себя модель полносвязанной нейронной сети для нахождения средней функции и функцию ковариации. Для представления модели нейронной сети использовалась конечная функция, которая представляла собой композицию афинных функций и функций активации. Функция ковариации имела квадратичное экспоненциальное ядро.

В процессе решения подобных задач на вычислительном сервере всегда необходимо оценивать ресурсы оперативной памяти и доступное дисковое пространство. Для понижения размерности модели задавались специальные точки модели в количестве M, которые удовлетворяли соотношению M<<N. В итоге формировался вектор набора точек Z. Апостериорное распределение мощности ВЭУ записывалось относительно новых переменных. Для нахождения параметров модели решалась задача о нахождении максимума целевой функции правдоподобия. Модель нейронной сети включала в себя входной слой [1,512], 2 скрытых слоя [512,512], один выходной слой [512,1]. Функция активации задавалось ReLu. Модель обучалась на части исторических данных. Далее на вход модели подавались тестовые данные и делался прогноз значения P для одной ВЭУ. По результатам обучения и прогнозирования вычислялось среднее значение функции мощности и величина дисперсии. Модель обучалась с помощью Adam оптимизатора, lr=1e-3, количество эпох 200. Количество точек модели варьировалось от 600 до 1000.

В результаты прогнозирования были получены графики для величины мощности P значения метрик MAE, RMSE для одиночной ВЭУ. Далее значения прогноза мощности P складывались для всей группы из 8 ВЭУ. Значение ошибки не превышало 6%.

Решение коэффициентной обратной задачи для системы уравнений Навье-Стокса с использованием физически-информированного машинного обучение

Стрижак С.В., Кошелев К.Б.
ИСП РАН, г. Москва, Россия

Физически-информированное машинное обучение (PIML) является составной частью в проектах создания цифровых двойников в авиации, в энергетике, в нефтедобыче. Разработчикам цифровых двойников необходимо создавать точные и быстрые модели для принятия решений в реальном времени. Данное направление активно развивается и связано с решение прямых и обратных задач математической физики. В основе PIML используются нейронные сети и нейронные операторы разной архитектуры, которые имеют информацию об исходной системе ОДУ и УРЧП через функцию потерь. Системы ОДУ и УРЧП могут описывать поведение нелинейной динамической системы и физического процесса во времени.

В данной работе рассматривалась возможность применения PIML для решения коэффициентной обратной задачи для системы уравнений Навье-Стокса. Для этого исследовалась задача обтекания цилиндра несжимаемым ламинарным потоком жидкости.

Имелись исходные данные численного расчета обтекания тела в двухмерной постановке с образованием вихревой дорожки Кармана в следе. Расчет был проведен в области с размерами Lx_min, Lx_max=1.0, 8.0 и Ly_min, Ly_max= -2.0, 2.0. Рассматривался временной интервал от 0 до 8 секунд. Задавались исходные данные: u=1 м/с, диаметр цилиндра D=1 м, кинематическая вязкость среды nu=0.01, Re=100. Расчет выполнен с использованием спектрального hp-элементного кода. Количество элементов выбиралось равным 449x199. При этом данные расчета могли быть потенциально зашумлены для значений компонент скорости.

Целью исследования было нахождение двух неизвестных коэффициентов lambda1, lambda2 в исходных уравнениях Навье-Стокса с использованием подхода PIML. Исходя из записи системы уравнений Навье-Стокса всегда имеется точное решение для параметров lambda1=1, lambda2=1/Re.

Для построения математической модели использовался гауссовский процесс для описания поведения функции потенциала течения, гауссовское экспоненциальное ядро для работы с данными. Значения компонент скорости описывалось гауссовским процессом с использованием значений элементов ковариационной матрицы. Для нахождения гиперпараметров функции ядра требовалось свести к минимуму отрицательную функцию правдоподобия. Для определения функции правдоподобия необходимо было вычислить

элементы ковариационной матрицы K, которые находились по значениям скорости. Неявный метод Эйлера использовался для вычисления двух компонент скорости с шумом во времени в уравнениях Навье-Стокса.

Для аппроксимации системы уравнений Навье-Стокса использовалась полносвязанная нейронная сеть и бессеточный метод. В расчетной области задавалось необходимое количество точек коллокации. Функция потерь включала в себя слагаемые от значения невязок для уравнений, слагаемые для проверки вычисления точности значений на границах расчетной области и в начальный момент времени.

Архитектура нейронной сети включала в себя входной слой с 3 параметрами (t, x,y), 6 скрытых слоев, в каждом слое задавалось по 5 нейронов, выходной слой для предсказания двух компонент скорости и давления. Дополнительно рассчитывались значения неизвестных lambda1, lambda2. Обучение модели выполнялось на 7000 точках коллокации, с методом оптимизации Adam, параметром lr=1e-3, количеством эпох для обучения равным 10000.

По результатам предсказания строились картины течения для полей скорости и давления в разные моменты времени, оценивались величины абсолютной ошибки в сравнении с численным решением, строились графики значений lambda1, lambda2.

Стек ПО: Python, TensorFlow, DeepXDE.

Численный нелинейный анализ орбитальной устойчивости периодических движений, рождающихся из гиперболоидальной прецессии динамически симметричного спутника

Сухов Е.А.

МАИ, г. Москва, Россия

Рассматриваются угловые движения динамически симметричного спутника – твёрдого тела, центр масс которого движется по круговой орбите в центральном ньютоновском гравитационном поле. Пространственная ориентация спутника задаётся углами Эйлера в подвижной орбитальной системе отсчёта, оси которой направлены по нормали, трансверсали и касательной к орбите, а начало отсчёта совпадает с центром масс спутника. Угол собственного вращения является циклической координатой, а движение спутника описывается автономной гамильтоновой системой относительно углов прецессии и нутации. Система допускает частное решение, называемое гиперболоидальной прецессией [1], при которой ось динамической симметрии спутника сохраняет ориентацию в орбитальной системе отсчёта, а в абсолютном пространстве описывает гиперболоид вращения. Из теории Ляпунова следует, что в малой окрестности гиперболоидальной прецессии существуют периодические движения, описывающие колебания оси динамической симметрии спутника вблизи положения относительного равновесия. В окрестности прецессии данные движения могут быть построены аналитически в виде рядов по малому параметру – амплитуде колебаний [2]. При произвольных значениях амплитуды построить и исследовать подобные периодические движения возможно лишь численно. Вопрос о существовании и орбитальной устойчивости данных движений в линейном приближении исследовался в работах [3, 4, 5].

В работе выполнен нелинейный анализ орбитальной устойчивости короткопериодических движений, рождающихся из гиперболоидальной прецессии спутника. Для численного исследования орбитальной устойчивости при произвольных значениях параметров задачи был использован новый численный метод, предложенный и апробированный в работах [6, 7, 8]. Указанный метод позволяет исследовать орбитальную устойчивость периодических движений, задаваемых численно в виде набора начальных данных. Результаты исследования представлены в форме диаграмм устойчивости в пространстве параметров задачи.

Исследование выполнено в МАИ за счет гранта РНФ № 24-11-00162.

1. Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. М: Изд-во МГУ, 1975. 308 с.

2. Ляпунов А.М. Общая задача об устойчивости движения // Собр. соч. Т. 2. М.–Л.: Изд-во АН СССР, 1956.

3. Сокольский А.Г., Хованский С.А. Периодические движения, близкие гиперболоидальной прецессии спутника на круговой орбите // Космические исследования. 1979. Т. 17. 2. С. 208–217.

4. E. Sukhov. Analytical and Numerical Computation and Study of Long-periodic motions Originating from Hyperboloidal Precession of a Symmetric Satellite // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 1959. no. 040021.

5. E.A. Sukhov. Bifurcation analysis of periodic motions originating from regular precessions of a dynamically symmetric satellite // Non-linear dynamics. 2019. Vol. 15. no. 4.

6. Markeev A.P., Stability of Equilibrium States of Hamiltonian Systems: A Method of Investigation, Mech. Solids, 2004, vol. 39, no. 6, pp. 1–8; see also: Izv. Ross. Akad. Nauk. Mekh. Tverd. Tela, 2004, vol. 39, no. 6, pp. 3–12.

7. Bardin B.S., On the Method of Introduction of Local Variables in a Neighborhood of Periodic Solution of a Hamiltonian System with Two Degrees of Freedom, Regul. Chaotic Dyn., 2023, vol. 28, no. 6, pp. 878–887.

8. B.S. Bardin, E.A. Sukhov, E.V. Volkov. Nonlinear Orbital Stability of Periodic Motions in the Planar Restricted Four-Body Problem // Russian Journal of Nonlinear Dynamics, 2023, vol. 19, no. 4, pp. 545–557.

Применение методов обработки естественного языка и больших языковых моделей в задачах информационного мониторинга развития аэрокосмической отрасли

Факеев Д.М., Манин А.Н., Горшкова А.П.
МАИ, г. Москва, Россия

В условиях стремительно растущего объёма данных и перехода к 6-му технологическому укладу, мониторинг ключевых научно-технологических тенденций в аэрокосмической отрасли становится важнейшей задачей для обеспечения конкурентоспособности и технологического лидерства. Аэрокосмическая отрасль требует постоянного отслеживания и анализа больших объёмов данных, которые поступают из научных публикаций, отчетов о разработках, патентов и других источников. Однако объём и сложность этих данных делают их обработку ручными методами практически невозможной.

Внедрение методов обработки естественного языка (NLP) и больших языковых моделей (LLM), таких как GPT-4 и Gemini, стало ключевым решением для автоматизации информационного мониторинга в аэрокосмической отрасли. Эти технологии позволяют не только ускорить процесс анализа, но и сделать его более точным и структурированным.

Задачи информационного мониторинга в аэрокосмической отрасли, решаемые с помощью NLP и LLM, включают следующие ключевые направления:

1. Мониторинг научных публикаций, патентов и глобальных технологических трендов: Автоматизация обработки большого массива текстовых данных с помощью LLM позволяет отслеживать новые достижения и технологические тенденции в аэрокосмической отрасли. LLM могут анализировать как научные публикации и патенты, так и новостные материалы и социальные медиа, выявляя ключевые концепции, инновации и рыночные изменения. Это помогает компаниям оперативно реагировать на новые открытия, адаптировать свою стратегию исследований и разработок, а также отслеживать упоминания ключевых технологий и компаний в реальном времени.

2. Анализ технических отчётов и спецификаций: NLP-алгоритмы помогают выделять ключевые технические параметры, результаты испытаний и важные сведения из отчётов по аэрокосмическим проектам. Это ускоряет анализ данных и улучшает качество принимаемых решений, особенно в условиях быстроменяющихся технологий.

3. Классификация и аннотация технической документации: Быстрая и точная классификация большого объёма аэрокосмических данных с использованием NLP и LLM автоматизирует доступ к наиболее важной информации, сокращая время на её поиск и ускоряя процесс принятия решений.

Информационный мониторинг на базе LLM и NLP не только автоматизирует процессы, но и улучшает качество анализа. Применение этих технологий позволяет точно отслеживать развитие технологий и процессов в аэрокосмической отрасли, выявлять ключевые тренды и потенциальные нововведения. Это способствует ускорению процесса принятия стратегических решений и повышению результативности исследований.

В условиях быстрого роста объёмов данных, NLP и LLM играют ключевую роль в мониторинге и анализе информации в аэрокосмической отрасли. Эти технологии позволяют эффективно обрабатывать большие массивы данных, таких как научные публикации и патенты, помогая выявлять ключевые тенденции и новейшие достижения. Автоматизированный сбор и анализ данных с использованием NLP и LLM ускоряют процессы обработки и делают их более точными, что способствует принятию обоснованных решений и поддержанию технологического лидерства в области аэрокосмической промышленности.

1) https://cyberleninka.ru/article/n/obzor-sovremennyh-metodov-analiza-bolshih-dannyh-dlya-razlichnyh-predmetnyh-oblastey/viewer.

2) https://cyberleninka.ru/article/n/primenenie-iskusstvennogo-intellekta-v-analize-dannyh-obzor-tekuschego-sostoyaniya-i-buduschih-napravleniy.

3) https://elibrary.ru/item.asp?id=46258834.

Аналитическое решение задачи формирования вихревого кольца

Федосеев С.Ю., Тимушев С.Ф.

МАИ, г. Москва, Россия

Вопросам формирования и излучения звука вихревыми кольцами посвящено множество работ отечественных и зарубежных авторов таких, например, как [1-4, 8]. Отмечается, что сформировавшееся вихревое кольцо в самом простейшем случае имеет форму, приближенную к тору. Однако, существуют вихревые кольца более сложной формы, соответствующие неким гомеоморфизмам, т.е. непрерывным растяжениям и сжатиям тора или же отдельных его участков [5], соответствующих как устойчивому состоянию, так и некоторому колебательному движению. Хорошо известны вихревые кольца, имеющие в качестве образующих эпитрохоиды [7].

Предполагается, что гомеоморфные преобразования тора физически возможны благодаря некоторой гидродинамической аналогии упруго – жесткостных характеристик, а точнее благодаря растяжению (сжатию) вихревых линий, сопровождающемуся изменением величины завихренности. Такое предположение хорошо коррелирует со сформулированной и доказанной А. Пуанкаре (1854-1912) теоремой [8], которая устанавливает, что на поверхности концентрированного вихря можно провести бесконечное число вихревых линий и потенциальных линий тока. Кроме того, вихревое кольцо формируется из сворачивающейся «вихревой пелены».

Предложен метод решения уравнения эволюции поля завихренности для бездивергентного течения, позволяющий описать образование вихревых колец. Получены 34 различных решения уравнения эволюции поля завихренности, что позволяет говорить о некоторой дискретизации кажущейся на первый взгляд неделимой вихревой структуры.

Решения дифференциальных уравнений являются результатом инвариантных математических преобразований.

1. Сэффмэн Ф. Динамика вихрей. М.: Научный мир, 2000. — 376 с.

2. Алексеенко С.В. Введение в теорию концентрированных вихрей = Introduction to theory of concentrated vortices: [монография] / С.В. Алексеенко, П.А. Куйбин, В.Л. Окулов. - Москва; Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2005. - 503 с.

3. Альбом течений жидкости и газа. Сост. М.Ван-Дайк. Пер. с англ. М., Мир, 1986.

4. Д.Г. Ахметов, Формирование и основные параметры вихревых колец70 прикладная механика и техническая физика. 2001. Т. 42, N-◦ 5

5. Справочник по математике, Корн Г., Корн Т., 1973.

6. https://www.youtube.com/watch?v=N7d_RWyOv20

7. Иванов В.Н., Кривошапко С.Н., Халаби С.Н. Аналитические поверхности. Москва Наука 2006 г. 536 стр.

8. А. Пуанкаре. «Теория вихрей» Ижевск: НИЦ "РХД", 2000, 160 стр.

Разработка адаптивных алгоритмов прогнозирования состояния самолета с использованием средств машинного обучения

Цхай Р.А., Тюменцев Ю.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Безопасность полета является приоритетной целью при проектировании самолета. Для ее реализации необходимо обеспечить стабильную работу системы управления в широком диапазоне эксплуатации воздушного судна, включая возможные отказы и повреждения. Традиционные методы построения систем управления недостаточно эффективно справляются с этой задачей. Одним из методов, альтернативных традиционным, является управление с прогнозирующей моделью, которые позволяют предсказывать состояние воздушного судна на следующем временном шаге [1]. Эту информацию можно использовать как для предсказания поведения самолета, так и для корректировки текущего закона управления. Методы управления с прогнозирующей моделью можно комбинировать с методами приближенного динамического программирования, что обеспечивает адаптивность получаемого закона управления [2].

Для реализации этих методов используется инструментарий искусственных нейронных сетей прямого распространения, который значительно упрощает процесс адаптации. Закон управления и прогнозирующая модель объекта могут быть реализованы как нейронные сети. Это позволяет производить подстройку весовых коэффициентов непосредственно в полете. Для корректной работы такой системы, необходима обязательная фильтрация сигналов от датчиков, измеряющих значения переменных состояния самолета.

Полунатурные эксперименты, выполненные на пилотажном стенде и математическое моделирование, показывают существенное преимущество разрабатываемого подхода перед классическими методами построения системы управления. Главным преимуществом является возможность адаптировать закон управления под изменившийся объект в случае отказов или неточных знаний об объекте управления.

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

Литература:

1. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. – М.: Наука, 1987. – 232 с.
2. Werbos P.J. A menu of designs for reinforcement learning over time // In: Neural Networks for Control, W.T.Miller, R.S.Sutton and P.J.Werbos, Eds. Cam-bridge, MA: MIT Press, 1990, pp.67–95.

Линейный анализ устойчивости положения относительного равновесия в плоской ограниченной эллиптической задаче четырех тел в случае равных масс двух основных тел

Чекина Е.А., Бардин Б.С.
МАИ, г. Москва, Россия

В работе исследуется устойчивость положения относительного равновесия в плоской ограниченной эллиптической задачи четырех тел, которая рассматривается в следующей постановке. Тело малой массы движется в гравитационном поле трех массивных тел, взаимодействующих по закону всемирного тяготения. Предполагается, что движение массивных тел происходит по кеплеровым орбитам и не зависит от движения тела малой массы. При этом массивные тела расположены в треугольных точках либрации, то есть образуют равносторонний треугольник.

В работе рассматривается частный случай, когда массы двух из трех массивных тел равны между собой. В этом случае существует положение относительного равновесия малого тела, которое расположено на серединном перпендикуляре к стороне треугольника, вершинами которой являются два массивных тела, обладающие равными массами. В случае круговых орбит массивных тел данное положение равновесия может быть устойчивым [1-2]. В данной

работе исследуется вопрос об устойчивости этого положения равновесия в случае эллиптических орбит массивных тел.

В задаче об устойчивости имеется два параметра – отношение масс и эксцентриситет орбит. Выполнен численный анализ корней характеристического уравнения линеаризованной в окрестности положения равновесия системы и получены выводы о неустойчивости и устойчивости в линейном приближении. В плоскости параметров задачи построены диаграммы устойчивости положения относительного равновесия. При малых значениях эксцентриситета линейный анализ выполнен аналитически на основании метода малого параметра. В частности, получены явные выражения для границ областей неустойчивости (параметрического резонанса). Результаты аналитического и численного исследований полностью согласуются.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-11-00162, https://rscf.ru/project/24-11-00162/.

Литература:

1. Bardin B.S., Volkov E.V. Stability study of a relative equilibrium in the planar circular restricted four-body problem // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. V. 927.

2. Bardin B.S., Volkov E.V. The Lyapunov stability of central configurations of the planar circular restricted four-body problem // Cosmic Research. 2024. V. 62, no. 5. P. 388–400

Применение машинного обучения в задаче Ламберта для прогнозирования параметров межпланетной траектории космического аппарата с учётом гравитационных возмущений

Черненко О.С.

ИКИ РАН, г. Москва, Россия

Межпланетные перелёты являются одной из ключевых задач современной космонавтики, требующей сложных вычислений и оптимизации траекторий для минимизации затрат времени и топлива. Задача Ламберта, которая определяет коническое сечение перелёта космического аппарата или другого небесного тела между двумя заданными точками на орбите за фиксированное время, уже многие годы решается с помощью традиционных численных методов [1].

Однако достижения в области машинного обучения открывают новые возможности для повышения эффективности прогнозирования параметров траекторий. В настоящей работе предлагается подход к решению задачи Ламберта с помощью методов машинного обучения, что позволяет учитывать дополнительные факторы, на которые накладывается ряд ограничений в виде высокой ресурсоёмкости вычислений и замедления времени расчета.

Целью исследования является разработка модели машинного обучения, способной прогнозировать начальные и конечные скорости космического аппарата, а также оптимальное время перелёта, что не делается в классической задаче Ламберта из-за сложности вычислений. Сама задача расширена гравитационными возмущениями со стороны планет Солнечной системы, различными типами орбит (эллиптическими, параболическими и гиперболическими) и данными о многовитковых перелётах. Итогом исследования является создание модели, способной быстрее и с приемлемой точностью предсказывать параметры межпланетных траекторий, что имеет практическую значимость для будущих миссий к дальним планетам и астероидам.

Подобную задачу решали, предсказывая только начальную скорость, используя Gaussian Process Regression, Polynomial Approximation, Feed-Forward NN и ResNet. После чего результаты сравнивались [2]. ResNets выигрывал только по вычислительной сложности и параметрам модели, Feed-Forward NN – только по вычислительной сложности. По точности победил метод Polynomial Approximation. Сама модель была упрощённая, без учёта возмущений и других параметров, на вход подавались только радиус-векторы начальной и конечной планеты, а на выходе был только вектор начальной скорости.

В другой работе использовалась модель несферичности Юпитера [3]. Он и был центральным телом. Применялась глубокая нейронная сеть с оптимальными гиперпараметрами в виде 4х скрытых слоёв, 50 нейронов на слой и функцией активации Tahn.

Выходом нейросети была коррекция начальной скорости, а входом, как и в классической задаче Ламберта, радиус-векторы и время перелёта.

Новизна работы заключается в использовании комплексного подхода: помимо основных элементов задачи Ламберта, модель учитывает параметры, влияющих на точность и надёжность расчётов, а скорость работы алгоритма в несколько раз превышает скорости классических численных методов для этой задачи.

Литература:

1. Суханов А.А. Астродинамика (ИКИ РАН, 2010).

2. Guého D., Schwab D., Singla P., Melton R. A Comparison of Parametric and Non-Parametric Machine Learning Approaches for the Uncertain Lambert Problem (AIAA Scitech 2020 Forum, 2020).

3. Yang B., Li S. Feng J., Vasile M. Fast Solver for J2-Perturbed Lambert Problem Using Deep Neural Network (Journal of Guidance, Control, and Dynamics 45(11):1-10, 2021).

О применении RL технологии для построения бортовых программных решений в различных комплектациях

Шаблий А.Д.

МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время активное развитие получили беспилотные летательные аппараты (БПЛА), а информационные технологии получили дополнительный вектор развития – бортовое программное обеспечение (ПО) для БПЛА.

Заметим, существует принципиальная возможность организации кода так, что версия ПО может быть поставлена в различных комплектациях. В зависимости от комплектации перечень решаемых задач и доступного функционала может быть существенно изменен. Это означает, что, будучи поставленной в разных комплектациях одна и та же версия ПО может решать задачи различного назначения: начиная от грузоперевозок заканчивая пожаротушением.

Такая возможность может быть достигнута путем применения технологии плагинных систем. В таких системах конечный объем определяется суммарно установленным объемом функционала каждого из расширений системы - плагинов. Применяя технологию плагинных систем, можно добиться управляемости и контроля в вопросах состава и характеристик установленной версии ПО.

Применение технологии плагинных систем не лишено недостатка. Применительно к рассматриваемому случаю существенным недостатком я называю необходимость поставки избыточного функционала. Необходимость его поставки обусловлена разрешением функциональных зависимостей.

Нивелирование этого недостатка видится двумя возможными подходами:

1. Включать в плагин минимальный объем функционала. При этом подходе происходит неконтролируемый рост числа плагинов в системе, что приводит к усложнению, а после преодоления их критической массы к невозможности управления конфигурацией.

2. Распределить файлы исходного кода по плагинам так, чтобы в заявленных комплектациях минимизировать объем избыточного функционала.

Последний подход предписывает решение задачи оптимальной декомпозиции в плагинной среде. Для решения этой задачи предлагается использовать RL технологию. Это технология машинного обучения - обучение с подкреплением.

Для решения задачи оптимальной декомпозиции с применением RL технологии необходимо обладать следующими сведениями о версии ПО:

1. Какой функционал предполагается поставлять в рамках каждой из заявленных комплектаций.
2. Общий объем функциональных требований.
3. Объем кодовой базы.
4. Предполагаемое допустимое системой управления конфигурацией число плагинов.
5. Трассируемость требований к ПО на файлы исходного кода.
6. Функциональные зависимости между файлами исходного кода.

В результате применения RL технологии ожидаемым результатом является:

1. Сохранение возможности управлять конфигурацией ПО.
2. Уменьшение объема избыточного функционала в заявленных комплектациях.
3. Увеличение числа возможных комплектаций и, как следствие, расширение перечня потребителей ПО как по функциональному, так и по ценовому признаку.

На сегодняшний день проведена математическая формализация задачи: реализован механизм формирования целевой функции и ограничений на значения параметров. Проведены вычислительные эксперименты на ряде решателей, среди которых GLPK и COIN-OR Branch and Cut (CBC).

Литература:

1. Е.А. Тюменцев, Д.Ю. Згуровец, Алгоритм загрузки плагинов, не имеющих явных зависимостей между собой, Математические структуры и моделирование 2021. № 1(57). С. 101–107.
2. Белозеров И.А., Судаков В.А. Машинное обучение с подкреплением для решения задач математического программирования // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2022. № 36. 14 с.

Нейросетевая модель управления движением робота на базе обучения с подкреплением

Шеин В.А.
МАДИ, г. Москва, Россия

Создание современных алгоритмов управления движением робота, способных осуществлять принятие решений в сложных изменяющихся условиях среды является актуальной и малоизученной задачей. Перспективными подходами для решения данной задачи является применение методов обучения с подкреплением (далее RL модель). Распространенными методами создания RL моделей является обучение агента в упрощенной 2D среде, обладающей характеристиками реальной среды функционирования агента [1]. Обучение агента осуществляется за счет большого количества итераций со случайной конфигурацией среды.

Сложностью при создании RL модели управления движением, способной функционировать в реальном мире, является учет динамических препятствий, с целью предотвращения столкновения с ними. В данной работе представлены нейросетевые подходы с использованием методов обучения с подкреплением для предотвращения столкновения с динамическими препятствиями, основанные на использовании ранее полученного признака “лучевого сенсора” [2, 3], что является входным вектором для модели. Принцип работы базовой конфигурации “лучевого сенсора” представлен следующим образом. Вокруг ведущего и ведомого агента формируется абстрактный коридор следования и 12 лучей, исходящие из центра ведомого агента с заданными параметрами: ширина коридора и длина лучей 1,5 метра. Лучи агента определяют расстояния до ближайшего препятствия или коридора следования.

Чтобы агент мог различать статические и динамические препятствия была предложена модификация с добавлением лучей, реагирующие только на динамические препятствия. Она заключается в следующем, “лучевой сенсор” состоит из 30 лучей вокруг агента следования с шагом в 12 градусов и длинной 4 метра, которые определяют расстояние до ближайшего динамического объекта препятствия. Данные входные признаки используются одновременно с базовой конфигурацией “лучевого сенсора” с 12 лучами. Недостатком данной модификации является сложность ее физической реализации, поскольку агенту необходимо знать, какой объект является динамическим.

Для обучения модели использовалась имитационная среда, в которой на каждой итерации обучения в произвольном расположении устанавливались 35 статических препятствий. Дополнительно использовались два типа движения динамических препятствий: движение динамического препятствия с траекторией вокруг ведомого, и движение по траектории “змейка”. При обучении использовалось 1 динамическое препятствие.

В качестве критерия оценки работоспособности нейросетевой модели использовалась метрика количества пройденных маршрутов. Для тестирования было выбрано 100 проверочных маршрутов с конфигурацией среды из 35 статических препятствий и одного

динамического препятствия на которых производилась оценка качества. В результате тестирования RL модели наилучшее качество было достигнуто при тестировании с конфигурацией динамического препятствия с траекторией движения вокруг ведомого, пройдя 87 тестовых маршрута из 100. При тестировании на конфигурации с траекторией движения “змейка” робот прошел 74 маршрута из 100. Оба результата демонстрируют хорошее качество управления движением мобильным роботом в заданном коридоре маршрута.

Литература:

1. Selivanov A. et al. // Procedia Computer Science. 2022. Vol. 213. P. 209-216.
2. Грязнов А. и др. // Вестник НИЯУ МИФИ. 2022. Vol. 11. №. 2. P. 143-152.
3. Shein V. et al. // 2023 Intelligent Technologies and Electronic Devices in Vehicle and Road Transport Complex (TIRVED) – IEEE. – P. 1-4.

Внедрение технического зрения для увеличения безопасности полетов гражданских воздушных судов

[1]Шмаков Е.И., [1]Абрамов Я.С., [2]Гостев А.В.
[1]ОКБ Микояна ПАО «ОАК»; [2]МАИ, г. Москва, Россия

Безопасность полетов является наивысшим приоритетом в гражданской авиации. Внедрение современных технологий, способных снизить риск возникновения нештатных ситуаций или минимизировать последствия от авиационных происшествий – одна из важнейших задач при создании авиационной техники. Одним из инструментов снижения рисков возникновения нештатных ситуаций является компьютерное зрение.

Компьютерное зрение – теория создания искусственных систем, способных производить обнаружение, слежение и классификацию объектов. Машинное зрение – применение компьютерного зрения для промышленности и производства [1]. Способность распознавать материальные объекты – наиболее важная функция данной технологии.

В работе предлагается внедрить систему технического зрения, состоящую из: системы оптических сенсоров, сканирующих пространство в видимом и инфракрасном диапазоне; лидара необходимого для измерения глубины пространства; блока обработки информации; блоков взаимодействия с системами навигации самолёта; блока взаимодействия с системой отображения информации.

Задачи системы технического зрения: определение фактического положения небесных тел относительно положений, рассчитанных согласно запланированного маршрута следования самолёта; определение сложных форм ландшафта и контрольных точек на местности; определение координат по данным о подложке местности, полученным в инфракрасном диапазоне или с помощью лидара; сравнение данных, полученных системой технического зрения, с данными инерциальной и спутниковой навигационной системы, данными радиовысотометр и данными системы GPWS (Ground Proximity Warning System); отображение данных, полученных системой технического зрения.

Астронавигация и определение координат по подложке местности – резервные инструменты навигации, позволяющие дать примерную оценку, достаточную для осуществления полёта по заданному маршруту при наличии отказов основной системы навигации. Астронавигация может быть наиболее востребована при полете над обширными незаселенными пространствами. Определение координат по подложке местности может быть наиболее востребовано при полете над густозаселенной местностью.

Определение опорных форм ландшафта и отображение их в реальном времени, например, на лобовом стекле самолета позволит упростить пилотирование при выполнении сложных маневров, таких как взлет/посадка в сложных метеоусловиях, при наличии сложной ландшафтной обстановки, для недопущения столкновения с точечными высотными объектами, для дополнения GPWS визуальными данными о местности.

Перспективными направлениями развития являются:

- имитация работы приборов ночного видения на основе данных с инфракрасных камер или лидаров;

- выдача визуальных подсказок летчикам в реальном времени на основе проанализированных данных о положении самолета относительно опорных точек ландшафта и установленных процедур проведения полетов.

Литература:

1. Годунов А.И. Взаимосвязь машинного (технического) зрения с компьютерным зрением при идентификации малогабаритного беспилотного летательного аппарата / А.И. Годунов, С.В. Шишков, Р.Р. Бикеев // Труды международного симпозиума «Надежность и качество». – 2015. – Т.1. – С. 213-217. – EDN UCGYXT.

Направление №7
«Композитные материалы и новые производственные технологии»

Исследование возможности разработки муфт из сплавов титана мартенситного класса для термомеханических соединений авиационных конструкций

Алсаева О.С., Снегирёв А.О.
МАИ, г. Москва, Россия

Двойные сплавы на основе никелида титана известны тем, что обладают эффектом памяти формы (ЭПФ), но их верхний температурный интервал работоспособности составляет примерно 100 °С. Однако в промышленных титановых сплавах мартенситного класса (ВТ16 И ВТ23) с коэффициентом β-стабилизации 0,7÷0,8 [1] также был обнаружен ЭПФ с более высокими температурами мартенситного превращения (МП). К тому же вышеуказанные сплавы имеют более низкую стоимость по сравнению со сплавами на основе никелида титана, поэтому они являются перспективной заменой. Так одной из областей применения является авиакосмическая, в частности ЭПФ в титановых сплавах мартенситного класса может быть применен в муфтах для сборки трубопроводов.

Для обеспечения наиболее полных условий реализации ЭПФ в титановых сплавах необходимо чтобы β-фаза имела коэффициент бета-стабилизации равный 1. Этого можно достичь закалкой сплавов с критической температуры. Поэтому целью работы являлось исследование влияния температуры закалки на характеристики ЭПФ титановых сплавов мартенситного класса и проведение испытаний модельных образцов муфт для сборки трубопроводов.

Объектом исследования являлись прутки диаметром 10 мм из сплава ВТ16 и ВТ23, закаленные в диапазоне температур 740-930 °С (закалка из α+β области). Структура образцов представлена бета-зернами и включениями пластин альфа-фазы, можно отметить, что с ростом температуры закалки объемная доля альфа-фазы уменьшается, а расстояние между пластинами увеличивается.

Образцы деформировали сжатием на 2-5 %, для определения температур начала и конца восстановления форы (Анв и Акв) образцы нагревали со скоростью 0,6°С/мин в дилатометре с записью изменения линейных размеров и учетом коэффициента ТКЛР.

По полученным данным установлено, что образцы сплава ВТ16 имеют температуры Анв от 45 до 70 °С, а в сплаве ВТ23 – 180 °С. В свою очередь, температуры Акв для ВТ16 варьировались от 200 до 250°С, а для сплава ВТ23 составляли порядка 300 °С.

Для оценки работоспособности процесс сборки трубопроводов моделировали на кольцевых образцах из сплава ВТ23, которые восстанавливали на трубах из титанового сплава ПТ3В диаметром 22 с погрешностью 0,05 мм. Цилиндрические заготовки с внешним и внутренним диаметрами соответственно 30 и 20 мм и высотой 80 мм подвергали закалке с 830 °С в воде. Термообработанные заготовки разрезали на кольца с внешним диаметром 27,5 мм и внутренним диаметром в пределах 21,2-21,8 мм. Упругая степень деформации наиболее интенсивно возрастает при небольших степенях наведенной (до 1-1,5%), а при дальнейшем увеличении степени наведенной деформации повышается незначительно. Установлено, что после закалки с температуры 830 °С деформированных примерно на 2% колец Анв и Акв равны 125 и 225 °С. Увеличение степени деформации расширяет диапазон температур восстановления формы: снижается Анв и увеличивается Акв.

Установлено, что из промышленных титановых сплавов мартенситного класса ВТ16 и ВТ23 могут быть изготовлены однократно срабатывающие конструкции, в частности, муфты для сборки трубопроводов. Последние не уступают по требуемых характеристикам аналогам из сплава на основе никелида титана, поскольку дешевле на порядок, а также сохраняют свои свойства при пониженных температурах, что важно при эксплуатации в авиационной промышленности.

Литература:

Титановые сплавы: состав, структура, свойства: справочник / А. А. Ильин, Б.А. Колачев, И.С. Полькин. -Москва: ВИЛС-МАТИ, 2009. -519 с.: ил., табл.; 24 см.

Технологические ограничения сварки конструкционных азотсодержащих сталей

Арсёнов А.В., Никитина Е.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Постоянно растущие требования к прочностным, технологическим и эксплуатационным свойствам материалов, применяемых при проектировании и создании перспективной авиационной техники, заставляют разработчиков искать новые решения с целью повышения лётно-технических характеристик летательного аппарата и снижения производственных затрат при его изготовлении.

Перспективными материалами для применения в конструкции вновь разрабатываемой вертолётной техники (элементы полозкового шасси, подкосов трубопроводы, работающие под высоким давлением и т.д.) являются коррозионностойкие азотсодержащие стали мартенситного или переходного классов. Данные стали обладают повышенными значениями прочностных характеристик и коррозионной стойкости по сравнению с традиционными углеродсодержащими сталями аналогичной прочности. Добавление азота в химический состав стали позволяет получить структуру, не содержащей карбидов хрома. Кроме того, добавление азота в сталь позволяет повысить пластичность при одновременном повышении прочности.

Свариваемость азотсодержащих сталей мартенситного класса ограничена малой растворимостью азота в мартенсите. Из-за чего данные стали склонны к образованию пор в металле шва, образованию горячих трещин в зоне термического влияния, выделением нитридов по границам зерен, что приводит к снижению механических характеристик сварного соединения.

Значительный перегрев металла шва и высокие скорости кристаллизации могут привести к перенасыщению металла шва газообразным азотом и к разбрызгиванию сварочной ванны. В связи с этим, для получения сварных соединений с высокими механическими характеристиками сварку азотсодержащих сталей рекомендуется проводить с низким введением погонной энергии в среде защитного газа аргона.

Введение в шов с присадочной проволокой легирующих элементов, обладающих повышенным сродством к азоту (никель, марганец, хром, ванадий и т.д.), обеспечит удержание азота в твёрдом растворе и обеспечит получение качественного сварного соединения.

При многопроходной сварке азотосодержащих сталей предлагаемой присадочной проволокой (с химическим составом близким к химическому составу основного металла) рекомендуется провести термическую обработку (закалку + отпуск) с целью растворения карбидов, выделившихся по границам кристаллов в процессе сварки и снятия напряжений.

Литература:

1. Сварка высокопрочной коррозионностойкой стали ВНС-72 Паршуков Л.И., к.ф.-м.н.; Ковальчук В.Г.; Ходакова Е.А.; Попов К.Н.

2. И.О. Самодуров, М.Г. Шарапов, Технологическая свариваемость высокоазотистых сталей применительно к судовым корпусным конструкциям. DOI: 10.2493 7/2542-2324-2019-2-S-I-127-131.

3. Е.Н. Каблов, М.М. Бакрадзе, В.И. Громов, Н.М. Вознесенская, Н.А. Якушева, Новые высокопрочные конструкционные и коррозионностойкие стали для аэрокосмической техники разработки ФГУП «ВИАМ» (обзор) DOI: 10.18577/2071-9140-2020-0-1-3-11.

Анализ результатов использования NiCrBSi покрытий для защиты от фреттинг изнашивания при полном скольжении сплава ВТ6

Астафьев Е.А., Лесневский Л.Н., Николаев И.А., Тимофеев Н.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Самофлюсующиеся никелевые сплавы NiCrBSi используемые для напыления и наплавки покрытий наносятся к материалам стойким к коррозии, абразивному изнашиванию и

изнашиванию трению. Это свойство сохраняется при использовании покрытий при повышенных температурах [1]. Основная структурная фаза такого покрытия представляет собой γ-твёрдый раствор на основе никеля, упрочняющими фазами которого служат бориды хрома и никеля, кроме того, флюсующийся элементы бор и кремний восстанавливают окислы и плёнки на поверхности подложки и улучшают, благодаря образованию боросиликатных шлаков, смачиваемость подложки материалом покрытия. Поэтому адгезия, когезия и сопротивление изнашиванию самофлюсующихся NiCrBSi сплавов становится выше, особенно в том случае, если удаётся получить плотные (с пониженной пористостью) покрытия, что связанно с взаимодействиями используемых методов и технологии нанесения покрытия.

Покрытия на самофлюсующихся сплавах обычно наносятся плазменным (APS) и высокоскоростным кислородно-воздушно напылением (HVOF, HVAF), используется также лазерная наплавка, электродуговое и детонационное напыления [2]. Специфика этих термонапыляемых покрытий заключается в использовании последующего и одновременного переплава или наплавления при повышенной температуре, достижения более высокой металлургической связи между покрытием и подложкой и повышения плотности (снижения пористости) покрытия.

В настоящей работе представлены результаты исследования фреттинг-изнашивания при полном скольжении плоских образцов с NiCrBSi покрытиями, полученных методом электродугового напыления [3]. Исследование проводилось на машине трения 3308 рычажного типа при следующих параметрах нагружения: нагрузка в контакте 275Н (7.5 МПа), частота 10Гц, перемещение 800 мкм, количество циклов 105. Окружающая среда – воздух при температуре 25 °С, использовался режим сухого трения. Величина линейного износа определялась по значениям сближения рычагов машины трения, регистрируемых триангуляционным датчиком РФ603М5 (Dmax= ±2.5мкм, Δ=5мкм), уставленного на нижнем рычаге.

В ходе эксперимента проводились постоянные измерения коэффициента трения покрытий. Морфология поверхности покрытий и шероховатость оценивались по результатам анализа пятен износа на оптическом конфокальном микроскопе Olympus LEXT OLS 5000.

Этот анализ показал, что износ покрытий NiCrBSi происходит равномерно по всей поверхности образцов. После приработки покрытий коэффициент трения вышел на уровень 0,25–0,30, в отличие от титанового сплава ВТ6, где коэффициент трения соответственно был равен 0,6–0,7.

Основные результаты фреттинг-изнашивания покрытий представлены в виде зависимостей от числа циклов: линейной интенсивности износа Ih = 0,77·10^7 мкм/м и коэффициента интенсивности износа K=0,78·10^(-6) мкм/м·Н, у ВТ6 Ih = 0,27·10^8 мкм/м и K=0,27·10^(-5) мкм/м·Н.

Полученные результаты можно рекомендовать к использованию в узлах трения агрегатов авиастроительной и космической техники.

1. Rodrıguez J. et al. An experimental study of the wear performance of NiCrBSi thermal spray coatings //Wear. – 2003. – Т. 255. – №. 7-12. – С. 950-955.

2. Miguel J. M., Guilemany J. M., Vizcaino S. Tribological study of NiCrBSi coating obtained by different processes //Tribology international. – 2003. – Т. 36. – №. 3. – С. 181-187.

3. Л.Н. Лесневский, И.А. Николаев, Е.А. Астафьев, Н.С. Тимофеев Фреттинг-изнашивание NiCrBSi-покрытий, полученных электродуговым напылением //Цветные металлы, 2024. №5. С. 40-49

Исследование формирования текстуры, фазового состава, остаточных напряжений и механических свойств при статическом и усталостном нагружении трип-стали ВНС9-Ш

[1]Бецофен С.Я., [2]Лукин Е.И., [2]Ашмарин А.А., [1]Галкин Е.В., [3]Севальнев Г.С., [2]Александров А.А.

[1]МАИ; [2]ИМЕТ им. А.А. Байкова РАН; [3]НИЦ «Курчатовский институт», г. Москва, Россия

Среди уникальных характеристик трип-сталей, включающих сочетание высокой прочности с пластичностью, особое место отводится усталостным свойствам. Значительное место среди этих работ занимают исследования влияния на усталостные свойства предварительной деформации растяжением. Рентгеноструктурными методами исследовали формирование структурно-фазового и напряженного состояния в α- и γ-фазах трип-стали ВНС9-Ш. Использование специальной методики измерения остаточных напряжений, основанной на особенностях упругой анизотропии α- и γ-фаз позволило выявить особенности формирования остаточных напряжений в высоко градиентной трип-стали. Показано, что в исходной 0,3 мм толщины ленте стали в аустените в результате положительного объемного эффекта γ→α превращения формируются сжимающие напряжения, достигающие на поверхности величины -1000 МПа. В противоположность аустениту в мартенсите формируются растягивающие напряжения, наличие которых связывают с тем, что сопровождающие процесс деформации нагревы провоцируют растягивающие напряжения в мартенсите при охлаждении в связи с его более низкой по сравнению с аустенитом величиной ТКЛР. Однако при испытаниях на растяжение, которые не сопровождаются нагревом в мартенсите формируются сжимающие напряжения. Это стимулировало проведение усталостных испытаний с предварительной деформацией растяжением, которая как предполагалось создаст сжимающие напряжения и тем самым повысит долговечность. Однако, как показали усталостные испытания с увеличением степени предварительной деформации, происходит резкое снижение долговечности. Показано, что усталостное нагружение сопровождается формированием в мартенсите растягивающих остаточных напряжений, достигающих 1325 МПа, что отличает его от статического растяжения, которое стимулирует формирование в основном сжимающих напряжений. Причиной снижения долговечности при использовании предварительной деформации может быть тот факт, что это можно рассматривать как изменение схемы циклического нагружения. Известно, что долговечность в испытаниях на усталость с выдержкой при максимальной нагрузке значительно ниже, чем при испытании по синусоидальному циклу нагружения. Предварительное нагружение при напряжениях течения можно рассматривать как эквивалент выдержке при максимальной нагрузке. Циклические испытания с выдержкой при максимальной нагрузке требуют затраты большого времени, поэтому поиск корреляций с этой схемой нагружения значительно более простых испытаний с предварительным нагружением может существенно упростить процедуру испытаний и при этом учитывать важный аспект прогнозирования работоспособности конструкций.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 22-19-00330).

Сверхмногоцикловая усталость аддитивных металлов и сплавов

Волосков Б.С., Сергеичев И.В.

Сколтех, г. Москва, Россия

Аддитивное производство представляет собой технологию, позволяющую создавать детали сложной формы путем послойного добавления материала. Технологический прогресс, достигнутый в данной области, позволяет получать изделия, которые по многим характеристикам сопоставимы или превосходят изделия, произведенные традиционными технологиями. Такие ключевые изделия в аэрокосмической отрасли, как лопатки турбин, теплообменники, компоненты шасси и топливные сопла, должны выдерживать многократно повторяющиеся циклические нагрузки, сохраняя при этом структурную целостность и эксплуатационные характеристики. Поэтому одним из препятствий для внедрения аддитивных технологий в серийное производство высокоответственных деталей является недостаточная степень изученности поведения таких материалов при сверхмногоцикловых

нагрузках (более 10 млн. циклов). Также важно исследовать влияние технологических дефектов аддитивного производства на циклическую долговечность получаемых изделий. Стоит отметить, что зарождение трещины в сверхмногоцикловом режиме как правило, происходит от внутренних дефектов, в отличии от малоциклового и многоциклового режимов, в которых трещина обычно зарождается на поверхности материала. В отличие от традиционных методов, аддитивное производство позволяет создавать искусственные внутренние дефекты с заданными параметрами: формой, размером и расположением. Подход создания таких внедренных дефектов может помочь в исследовании явления сверхмногоцикловой усталости как аддитивных, так и традиционных материалов.

В данной работе проводился анализ влияния искусственно созданных дефектов на сверхмногоцикловую усталость (very high cycle fatigue, VHCF) коррозионностойкой стали 316L. Образцы были напечатаны вертикально с использованием технологии селективного лазерного плавления (powder bed fusion-laser beam, PBF-LB). Каждый образец содержал один встроенный искусственный дефект диаметром от 90 до 350 мкм, расположенный на определенном расстоянии от поверхности (от 350 до 1500 мкм). Параметры печати были предварительно оптимизированы для получения искусственных дефектов нужных размеров с минимизацией дополнительной пористости вокруг таких дефектов.

Результаты фрактографии показали, что поверхности разрушения в основном имели структуру "рыбьего глаза", с мелкозернистой областью вокруг внутренних дефектов, что характерно для VHCF. Однако, несмотря на наличие относительно крупных искусственных дефектов, трещины часто образовывались вокруг значительно меньших технологических дефектов производства, находящихся ближе к поверхности.

Кроме того, в ходе исследования была установлена зависимость между вероятностью возникновения трещин от искусственных дефектов и расстоянием этих дефектов от поверхности образца. Предполагается, что остаточные напряжение возникающие в процессе печати образцов оказывают значительное влияние на место зарождения трещины.

Литература:

1. A. Yadollahi, N. Shamsaei, Additive manufacturing of fatigue resistant materials: Challenges and opportunities, Int. J. Fatigue. 98 (2017)14–31.

2. B. Voloskov, T. Mishurova, S. Evlashin, I. Akhatov, G. Bruno, I. Sergeichev, Artificial Defects in 316L Stainless Steel Produced by Laser Powder Bed Fusion: Printability, Microstructure, and Effects on the Very-High-Cycle Fatigue Behavior, Adv. Eng. Mater. 2200831 (2022) 1–13.

Сравнительный анализ результатов вычислительных и натурных экспериментов по исследованию прочности композитов, армированных высокомодульными углеродными волокнами

Громов С.В., Степашкин А.А., Попов С.А., Ратников Ф.Д.
НИТУ МИСИС, г. Москва, Россия

Использование предсказательного математического моделирования для создания новых композитных материалов является направлением последовательного совершенствования структуры материала. Естественно, каждый новый шаг в развитии методов моделирования должен сопровождаться экспериментальной поддержкой для валидации и верификации. Без адекватных и детальных моделей микроструктуры полимерных нанокомпозитов развитие материаловедения в данной области невозможно. Именно использование подобного комплексного подхода, объединяющего экспериментальные методы исследований с данными расчетов, способно обеспечить возможность создания полимерных нанокомпозитов с уникальными свойствами.

В композиционных материалах, армированных непрерывными однонаправленными лентами и тканями с различными схемами плетения нити их образующие можно рассматривать как микрокомпозиты образованные пучками элементарных волокон и полимерной матрицей (микропластики). Моделирование деформационного поведения композиционных материалов, армированных волокнами, требует моделирования деформационного поведения микропластиков формирующих структуру индивидуальных монослоев композита.

Материалом матрицы, использованным в данной работе, был полисульфон (PSU) Ultrason S 2010 (BASF, Людвигсхафен, Германия), с температурой стеклования 187 °C, плотностью 1,24 г/см3, прочностью на разрыв 75,0 МПа и модулем Юнга 2,6 ГПа.

Технические данные используемых углеродных нитей от производителя TorayT700SK: количество нитей – 12,000; линейная плотность волокна (текс) – 800, плотность (г/см3) – 1.8; диаметр нити (мкм) – 7; предел прочности при растяжении (МПа) – 4900; модуль упругости при растяжении (МПа) – 230. Способом пропитки нитей раствором, позволяющим значительно улучшить качество армированных волокном композитов по сравнению с пропиткой расплавом с точки зрения распределения полимера и механических свойств, ранее использованным в [1, 2], были получены пропитанные раствором PSU однонаправленные нити из углеродного волокна и изучено их деформационное поведение при различных механических условиях испытания на растяжение, а именно при различных скоростях нагрузки. Найдены кривые зависимости напряжения от деформации при растяжении для пропитанных 30 мас. % раствором PSU однонаправленных нитей из углеродного волокна, высушенных при 110°C.

Получены диаграммы напряжения-деформации, полученные в результате симуляции и эксперимента для композиционных материалов на основе высокопрочных волокон Toray T700, а также изображения симуляции, проведенной в Abacus CAE.

Для подробного анализа продольного разрушения композитных материалов был построен микромеханический каркас 3D/FE для представительного объема (RVE). Модель была реализована вместе с алгоритмом генерации RVE, учитывающим стохастический характер разориентации волокон.

Оценка согласованности результатов, полученных в результате симуляции и эксперимента, проводилась путем расчета дисперсионного коэффициента конкордации (W). Для проведенных экспериментов значения W обнаружены на интервале 0.91-0.93.

Работа выполняется при финансовой поддержке Российского научного фонда в рамках научного проекта № 23-73-00131.

Литература:

1. Chukov, D.; Nematulloev, S.; Zadorozhnyy, M.; Tcherdyntsev, V.; Stepashkin, A.; Zherebtsov, D. Structure, Mechanical and Thermal Properties of Polyphenylene Sulfide and Polysulfone Impregnated Carbon Fiber Composites. Polymers 2019, 11, 684.

Спектр оптимальных толщин монослоёв, шага стрингеров и схем укладки пакетов при размерно-весовом проектировании композитных панелей несущих поверхностей летательных аппаратов с ограничениями по уточнённой теории устойчивости

Гавва Л.М., Корольский В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Цель работы заключается в поиске спектра оптимальных толщин монослоёв, шага стрингеров и схем укладки пакетов для размерно-весового проекта в рамках предложенного подхода к оптимальному проектированию с ограничениями в соответствии с уточненной теорией потери устойчивости панелей несущих поверхностей летательных аппаратов (ЛА) из полимерных композиционных материалов.

Рассматривается задача формирования геометрии эксцентрично подкреплённых плоских прямоугольных композитных панелей ЛА минимальной массы с различными схемами укладки слоёв в обшивке, стенке и полке стрингера. Толщины слоёв и расстояние между стрингерами панели являются неизвестными переменными. Оптимальный размерно-весовой проект базируется на условии ограничения величины наименьшего критического усилия действующей внешней сжимающей нагрузкой. Сопоставляются уровни критических сил общей изгибной и многоволновой крутильной форм потери устойчивости. Запас по устойчивости полагается равным единице. Задача оптимального проектирования сводится к исследованию целевой функции веса панели как функции одной или нескольких переменных

на условный экстремум в строгой математической постановке с использованием аналитических подходов в сочетании с численным методом нелинейного программирования.

Представлены соотношения новой математической модели для исследования потери устойчивости конструктивно-анизотропных композитных панелей. Научную новизну определяет дальнейшее развитие теории тонкостенных упругих стержней, связанное с проблемой контакта обшивки и стрингера с учётом деформации сдвига ребра при закручивании.

Рассматриваются задачи потери устойчивости плоской прямоугольной многослойной панели из композиционных материалов с эксцентричным набором продольных ребер жесткости. Панель находится под действием распределенной постоянной сжимающей нагрузки, приложенной к кромкам в плоскости обшивки в продольном направлении. Краевые условия на контуре соответствуют частному случаю граничных условий для плоской задачи и задачи изгиба.

Проблема потери устойчивости панели сводится к решению краевых задач для дифференциального уравнения в частных производных восьмого порядка в прямоугольной области, так как изгиб и плоское напряженное состояние связаны. В качестве расчетной модели предлагается конструктивно-анизотропная схема панели с осреднением жесткостных характеристик набора по обшивке, когда определяются критические силы общей изгибной формы потери устойчивости. Для исследования многоволнового крутильного выпучивания панели необходимо использовать аппарат обобщенных функций с целью дискретного ввода жесткостей стрингеров. Решение дифференциального уравнения деформированной поверхности восьмого порядка строится в двойных тригонометрических рядах в замкнутом виде.

Разработан пакет прикладных MATLAB-программ и реализован процесс оптимального проектирования панелей несущих поверхностей ЛА из полимерных композиционных материалов, находящихся в условиях механического воздействия, приводящего к потере устойчивости. Представлены результаты численной реализации методом градиентного спуска оптимального размерно-весового проекта для плоских прямоугольных стрингерных панелей из углепластика с несимметричными структурами по толщине многослойных пакетов обшивки и полки стрингера.

Демонстрируется MATLAB-программа, которая выступает в качестве составной части комплекса программных сервисов для разработки, апробации и использования новых методов в области оптимального весового проектирования и контроля массы летательных аппаратов. Программа предназначена для оптимального проектирования конструктивно-анизотропных панелей несущих поверхностей ЛА из композиционных материалов с ограничениями по устойчивости на основе уточнённой теории. Программа выполняет контроль рассчитанных оптимальных геометрических параметров на заданные ограничения.

Входными данными являются: внешняя погонная сжимающая нагрузка, приложенная к торцевым кромкам панели в продольном направлении, геометрические размеры панели в плане, число слоёв в пакетах обшивки, стенки и полки стрингера, углы укладки слоёв в пакетах, начальные приближённые значения толщин слоёв пакетов, начальные значения шага стрингеров, механические характеристики слоёв (модули упругости в продольном направлении, модули упругости в поперечном направлении, модули сдвига в плоскости обшивки, коэффициенты Пуассона), плотность материала панели.

Программа позволяет с высоким быстродействием рассчитывать оптимальные толщины слоёв в пакетах, оптимальное расстояние между рёбрами жёсткости и, соответственно, оптимальное число стрингеров, оптимальное значение целевой весовой функции, величины критических усилий общей изгибной формы потери устойчивости и многоволнового крутильного выпучивания панели на основе уточненной теории как ограничений при

проектировании, параметры волнообразования изгибной и крутильной форм потери устойчивости панели.

Условие равноустойчивости, когда общая изгибная и многоволновая крутильная формы потери устойчивости имеют одинаковую вероятность проявления, характерно для панелей с наличием слоёв в пакетах с углом укладки 45^0.

Оптимальное проектирование элементов планера самолета с ограничениями, построенными в рамках уточнённой теории, является базисом для снижения массовых характеристик авиационной техники на основе представленных результатов оптимизации размерно-весовых проектов.

Анализ различных типов перспективных звукопоглощающих конструкций и материалов, используемых в различных отраслях промышленности, на возможность их применения в салонах авиационной техники для снижения шума

Давыдов Д.Д., Остроумов М.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Авиационный шум в салонах [1] — это одна из важнейших проблем, которая требует решения. Одним из способов борьбы с авиационным шумом является использование звукопоглощающих конструкций (ЗПК) и материалов [2].

В связи с тем, что прогресс и технологии не стоят на месте, было бы интересно рассмотреть возможность применения в салонах авиационной техники различных типов перспективных ЗПК и материалов, используемых в других отраслях промышленности.

В настоящей работе были рассмотрены различные варианты перспективных ЗПК и материалов, используемые в таких отраслях промышленности, как автомобильная, судостроительная, архитектурная и других. Был проведен первичный анализ возможного использования данных конструкций и материалов в авиации с точки зрения таких критериев, как эффективность снижения шума в разных полосах частот и масса.

По результатам анализа, можно сделать выводы, что в салонах авиационной техники при выборе перспективных ЗПК и материалов можно отталкиваться от опыта их применения в других отраслях промышленности. С учетом того, что некоторые конструкции могут видоизменяться и комбинироваться, то необходимо проводить дополнительные исследования на установке типа «интерферометр» с нормальным падением звуковых волн [3-4] с целью определения их акустических характеристик и целесообразности использования в салонах авиационной техники для снижения шума.

Литература:

1. Lavrov V., Moshkov P., Strelets D. Analysis of the Sound Field Structure in the Cabin of the RRJ-95NEW-100 Prototype Aircraft // Aerospace. Vol. 10. No. 6. 559. https://doi.org/10.3390/aerospace10060559.

2. Мошков П.А., Остроумов М.Н., Давыдов Д.Д. Звукопоглощающие конструкции для снижения авиационного шума в салоне и на местности (обзор) // Динамика и виброакустика. 2024. Т. 10. № 1. С. 50-67. DOI: 10.18287/2409-4579-2024-10-1-50-67.

3. Патент 2 829 024 C1. Российская Федерация, МПК G01N 29/00 (2006.01). Интерферометр с нормальным падением звуковых волн для исследования акустических характеристик звукопоглощающих материалов и конструкций: № 2024121307: заявл. от 26.07.2024: опубл. 22.10.2024 / Д.Ю. Стрелец, П.А. Мошков, А.В. Гостев, М.Н. Остроумов.

4. Мошков П.А., Остроумов М.Н., Давыдов Д.Д. Создание в МАИ установки типа «интерферометр» для исследования акустических характеристик звукопоглощающих материалов и конструкций // Сборник докладов седьмой международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин» DVM-2024. Самара. 2024. С. 137-139.

Влияние параметров адгезионного слоя на силы сцепления между электроадгезионной панелью и контактирующим телом

Дегтярев С.В., Кравцов А.Д., Козлов Н.А., Бабаевский П.Г.
МАИ, г. Москва, Россия

Эффект электроадгезии (ЭА) – это увеличение прочности связи (сцепления) между двумя твердыми поверхностями: диэлектрика, поляризуемого приложением постоянном электрического напряжения, и контактирующего контртела (подложки) различной природы и геометрии. Этот эффект обычно реализуется с помощью электроадгезионной панели (ЭАП), представляющей собой плоскую слоистую структуру, состоящую из двух диэлектрических слоев с высокой электрической прочностью, один из которых является несущим, а второй – адгезионным, контактирующим с поверхностью подложки. Между диэлктрическими слоями находятся плоские взаимопроникающие (гребенчатые) электроды, на которые подается высокое напряжение. ЭАП предназначены для применения в различных робототехнических устройствах, в т.ч. в космосе – для крепления полезной нагрузки, проведения ремонтных работ на околоземных космических станциях, сбора космического мусора и т.п. [1,2].

Эффективность ЭАП при заданной геометрии электродов, постоянном напряжении и типе подложки в решающей степени определяется толщиной, деформативностью (эластичностью) и поляризуемостью (диэлектрической проницаемостью) адгезионного слоя. Целью данной работы является изучение влияния толщины, диэлектрической проницаемости и модулей упругости эластичного адгезионного слоя на прочность связи между ЭАП, контактирующей с плоской поверхностью полимерного диэлектрика.

В работе использовали ЭАП, состоящую из жесткого несущего слоя (текстолита FR-4) и высокоэластичного силиконового каучука марки PL5 компании SP-Polymer в качестве адгезионного слоя толщиной от 20 мкм до 500 мкм, между которыми заложены медные плоские гребенчатые электроды [3]. Свойства (плотность, равновесные модули высокоэластичности при сжатии и сдвиге и диэлектрическая проницаемость) слоя силиконового каучука, равные соответственно (по литературным данным: ρ=1г/см3, Есж=400 кПа, G=60 кПа и ε=3,5) изменяли добавлением порошка диоксида кремния от 0,1 до 1 масс.% и эпоксидированной силиконовой смолы SILAST LT-560 от 1 до 5 масс.%. В качестве контактирующей с ЭАП подложки использовали полимерный диэлектрик – пленку полипропилена толщиной 50 мкм с диэлектрической проницаемостью. К ЭАП прикладывали электрическое напряжение 4 кВ от источника постоянного тока СХ-150А. Измерение усилия отрыва ЭАП от полипропиленовой пленки осуществляли с помощью испытательного устройства, основой которого служил цифровой динамометр AMF-5 с максимальной нагрузкой 5Н и разрешением 0,001 Н.

Установлено, что при увеличении толщины немодифицированного диэлектрического слоя от 20 мкм до 500 мкм сила сцепления между ЭАП и контактирующим телом уменьшается в 14 раз (с 280 до 20 Па). При введении модифицирующей добавки (5 масс.%) и увеличении модулей упругости и диэлектрической проницаемости на 10% прочность сцепления при толщине адгезионного слоя 20 мкм увеличивается на 15% (на 40 Па).

1. D. Ruffatto, J. Shah, and M. Spenko, “Optimization and experimental validation of electrostatic adhesive geometry,” in 2013 IEEE Aerospace Conference, 2013, pp. 1–8. DOI: 10.1109/AERO.2013.6496943.

2. Saravia, Walter, "Design, Fabrication, and Testing of a Proprioceptive Electroadhesion Pad for Space Applications" (2015). Dissertations and Theses. 244, 2015.

3. Pandey Rajagopalan, Manikandan Muthu, Yulu Liu, Jikui Luo, Xiaozhi Wang, and Chaoying Wan. «Advancement of Electroadhesion Technology for Intelligent and Self-Reliant Robotic Applications» // ADS, 2022.

Динамика и прочность трехслойных элементов авиаконструкций с обшивками из клеевых препрегов и сотовыми заполнителями различных марок

Дедова Д.В., Мартиросов М.И., Рабинский Л.Н.
МАИ, г. Москва, Россия

Рассматриваются трехслойные элементы авиаконструкций (цилиндрические панели, круговые цилиндрические оболочки), состоящие из двух тонких прочных несущих слоев (обшивок), выполненных из полимерных композиционных материалов (ПКМ), связанных между собой слоем сотового заполнителя, разделяющего несущие слои и обеспечивающего их совместную работу.

В силу различных причин, связанных с производством, технологией изготовления, а также эксплуатацией, в элементах авиаконструкций могут возникать производственные отклонения и эксплуатационные повреждения, которые оказывают влияние на прочность и несущую способность конструкции в целом. Считается, что в рассматриваемых конструктивных элементах между монослоями обшивок и между обшивками и сотовым заполнителем из-за нарушения адгезионных связей могут присутствовать множественные дефекты типа расслоений произвольной формы и размеров.

Рассматриваются сотовые заполнители различных марок: полимеросотопласты ПСП-1, ПСП-1К и стеклосотопласты ССП-1 отечественных производителей. В качестве ПКМ, используемых в обшивках, применяются клеевые препреги из стекло- и углеткани типа КМКС и КМКУ также отечественного производства с различными схемами укладки монослоев и количеством монослоев. Монослои укладываются по смешанной схеме в направлениях 0°, ±45°, 90°.

В качестве внешней нагрузки рассматриваются динамические нагрузки различной природы.

Для исследования динамики и прочности рассматриваемых элементов применяется метод конечных элементов (МКЭ). Вычисляется распределение полей напряжений и деформаций в монослоях обшивок в различные моменты времени, а также распределение индексов разрушения по различным критериям, в том числе по критериям Hashin, Chang-Chang, Puck, LaRC (Langley Research Center). Считается, что разрушение наступает, когда индекс разрушения становится равным единице. Дается сравнение полученных результатов с результатами для аналогичных трехслойных элементов конструкций, но без дефектов, а также с некоторыми имеющимися экспериментальными данными.

Работа выполнена при поддержке гранта Российского научного фонда № 23-49-00133, выданного Московскому авиационному институту.

Экспериментальное определение критерия трещиностойкости слоистого кремнийорганического стеклокомпозита при комбинированной нагрузке по модам I и II

Диас А.В., Салиенко А.Н., Бабаевский П.Г., Салиенко Н.В.
МАИ, г. Москва, Россия

Кремнийорганические слоистые стеклокомпозиты нашли широкое применение в авиационной и ракетной промышленности, где они используются в термоустойчивых радиопрозрачных изделиях [1]. Несмотря на свои уникальные диэлектрические характеристики, в процессе эксплуатации кремнийорганические стеклокомпозиты могут легко подвергаться расслоению из-за резкого различия в межслоевой прочности и трещиностойкости по сравнению с этими показателями в плоскости армирования. Эти повреждения приводят к потере несущей способности и к катастрофическому разрушению конструкции. Расслоение как результат инициирования и роста трещин возникает под действием растягивающих и сдвиговых нагрузок на трещину (мод нагружения I и II соответственно) индивидуально или совместно. Поэтому при проектировании в расчете на прочность и несущую способность конструкций из слоистых ПКМ, особенно на основе кремнийорганических связующих, важнейшее значение имеют знания критерия инициирования и роста трещин при комбинированном режиме межслоевого растяжения и сдвига.

Экспериментальное определение этих характеристик для слоистого кремнийорганического стеклокомпозита марки ТСПК-101 является целью работы.

Образцы для экспериментальных исследований вырезали из пластин стеклокомпозита ТСПК-101 толщиной 4мм, полученных методом прессования листовых заготовок кремнеземной ткани КТ-11-ТО, пропитанных кремнийорганическим связующим К-101. Экспериментально определены значения интенсивности высвобождения упругой энергии для индивидуальных мод нагружения I и II по методикам согласно ГОСТ. Нестандартную методику определения интенсивности высвобождения упругой энергии и образцы типа OLB и SLB с двумя разными по длине краевыми начальными трещинами (45 и 60 мм) использовали для комбинированной моды нагружения. Так же по нестандартным методикам определены локальная межслоевая прочность и деформация при отрыве и сдвиге [2]. По полученным экспериментальным данным рассчитана константа материала η в уравнении критерия разрушения Бензега-Кенана, значение которой для стеклокомпозита ТСПК-101 составило 2,2. Экспериментально полученные данные использовались для численной оценки трещиностойкости в программном комплексе ANSYS. В результате численного моделирования было установлено, что для стеклокомпозита ТСПК-101 минимально допустимая длина конечного элемента составляет 0,5 мм это обеспечивает расхождение с экспериментально полученной зависимостью нагрузка-раскрытие (прогиб) для индивидуальных мод не более 3% и нагрузка-прогиб для комбинированной моды не более 4%.

1. Радиопрозрачные изделия из стеклопластиков/ Гуртовник И.Г., Соколов В.И., Трофимов Н.Н., Шалгунов С.Г. - М: Мир, 2002. – 368 с.

2. P.G. Babaevskiya, N.V. Salienko, A.A. Shatalina., Experimental Assessment of the Adequacy of Numerical Modeling of the Interlayer Crack Resistance of a Laminate Glass-Epoxy Composite under Combined Loading Mode I/II /Inorganic Materials: Applied Research, 2024, 15(5), pp. 1558–1564.

Повышение качества проектирования и изготовления аэрокосмических конструкций из ПКМ методом FDM 3D-печати

[1]Загидуллин Р.С., [2]Антипов Д.В., [2]Ткаченко А.А.

[1]АО «РКЦ «Прогресс»; [2]Самарский университет, г. Самара, Россия

Разработка для FDM (Fused Deposition Modeling, метод послойного наплавления) 3D-печати новых композиционных материалов, упрочненных стекло – и углеволокном, специальных филаментов, обладающих свойствами тепло- и электропроводности, значительно ускорило внедрение FDM технологии в производство аэрокосмических конструкций [1].

Однако на этапе внедрения аддитивного оборудования в производство изделий аэрокосмической техники и 3D-печати первых опытных образцов конструкторы и технологи столкнулись с различного рода несоответствиями: дефектами и неудовлетворительными геометрическими параметрами напечатанных деталей и узлов. Инженерно-практический опыт и лабораторные исследования показали, что дефекты и неудовлетворительные геометрические параметры могут быть вызваны ошибками как на этапе проектирования, так и на этапе 3D-печати.

Для повышения качества проектирования и изготовления деталей и узлов аэрокосмических конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) в условиях аддитивного производства разработана методика проектирования и технология изготовления на основе:

1) развертывания (структурирование) функции качества (QFD, Quality Function Deployment);

2) анализа видов и последствий потенциальных несоответствий (FMEA, Failure Mode and Effects Analysis);

3) робастного планирования экспериментов по методу Гэнити Тагути;

4) диаграмм зависимости прочности от вида и степени решетчатых структур по результатам экспериментальных исследований с последующим вводом результатов в системы инженерного анализа.

Разработанная методика позволила:

1) увеличить значение прочности при растяжении на 30% от среднего значения;

2) снизила приоритетное число рисков возникновения потенциальных несоответствий с 560 баллов до 40.

В настоящее время продолжается экспериментальное исследование прочностных характеристик напечатанных деталей из ПКМ с решетчатой структурой и увеличение критериев оценки: времени печати, робастности (стабильности) выходных данных с последующим внедрением результатов экспериментов в указанную методику проектирования и технологию изготовления.

Литература:

1. Загидуллин, Р.С., Косенкова А.В., Матвеев В.А. Экспериментальное исследование влияния коэффициента потока на прочность напечатанных деталей и узлов из полимерных композиционных материалов // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – Вып. 7. – С. 210-215.

Исследование зависимости износа от структуры поверхности трения и дюрометрических свойств углерод-углеродных композиционных материалов

Кириллова Л.Н., Голубков А.К., Кулаков В.В.
ПАО АК «Рубин», г. Балашиха, Россия

Одним из наиболее распространенных материалов в авиационной промышленности для производства тормозных дисков являются углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ). Известно, что при трении в УУКМ между фрикционными элементами возникает прослойка, так называемое «третье тело». Целью данной работы является изучение взаимосвязи фрикционных характеристик материала со структурой его поверхности после торможения.

В качестве материала исследования были взяты УУКМ типа Термар на графитированном волокне (АДФ-ОС), карбонизованном волокне без (КВ30.1 и КВ30.2) и с межжгутовым армированием (КВ30, КВ30-О). Торможение дисков осуществлялось на лабораторной установке ИМ-58, текстура поверхности трения анализировалась с помощью профилографа-профилометра MarSurf PS на отрезке длиной 8 мм. Трехмерное изображение рельефа поверхности было получено с помощью оптического микроскопа РВ-21М с использованием алгоритма SME stacking в открытом ПО imageJ. Микротвердость компонентов композита изучалась на твердомере Shimadzu DUH-211, макротвердость определялась методом Супер Роквелла на твердомере Testsystems TPTC-10.

Связь между шероховатостью и износом для всех образцов не выявлена, однако, обнаружена прямая линейная зависимость между износом и 50 % площади кривой опорной поверхности соответствующих выступам над базисной линией исследуемой поверхности трения. Корреляции между соотношением твердостей компонентов и величиной износа не выявлено. В то же время износ образцов линейно зависит от соотношения площади выступов и макротвердости с коэффициентом детерминации регрессии R=0,95.

Топографический анализ с построением рельефа поверхности трения показал, что меньший износ при трении соответствует образцам с более равномерным распределением волокна и «третьего тела» как по высоте, так и по фрикционной поверхности. Так, образцы без межжгутового армирования с волокном в виде неразделенного жгута (КВ30.1 и КВ30.2) имели наибольший износ. Очевидно, что такие образцы имеют более крутую кривую опорной поверхности и большую площадь выступов.

Анализ зависимости износа от соотношения площади выступов кривой опорной поверхности и микротвердости межжгутового пространства показал линейную корреляцию с коэффициентом детерминации регрессии R=0,98. Таким образом образцы с более равномерным распределением армирующего компонента (т. е. с наличием волокна в межжгутовом пространстве) изнашиваются в меньшей степени. При этом, армирование межжгутовых пространств монофиламентами увеличивает их твердость, и в абсолютных величинах зависимость износа от микротвердости неоднозначна. Данная тема требует дальнейших исследований.

Литература:

1. Toby J. Hutton, David Johnson, Brian McEnaneyю Effects of fiber orientation on the tribology of a model carbon–carbon composite. – Wear (249), 2001. P. 647-655.
2. Способ получения дискретно армированных заготовок для изделий из углерод-углеродных композиционных материалов // Патент РФ 2020 114 415 A, 22.10.2022 / Кулаков В.В., Шмелев Д.С., Голубков А.К.

Методики предварительного проектирования силовых элементов планера самолета из композиционных материалов

Колениченко Г., Попов Ю.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Работа посвящена анализу результатов проектирования по методикам проектировочных расчетов конструкций силовых элементов планера самолета (в частности – лонжерона крыла) из композитных материалов различной степени глубины, оценке результатов по критериям прочности и применимости для различных конструктивно-силовых схем силовых элементов.

Основные задачи:

- поиск и анализ существующих методик проектирования;
- проведение проектировочного расчета силового элемента на основе выбранной методики;
- проведение поверочного расчета на основе расширенной методики;
- сравнительный анализ полученных результатов по прочностным критериям;
- разработка и проведение расчета КЭМ силового элемента;
- верификация модели и результатов расчетов на основе результатов рассмотренных методик;
- оценка результатов анализа различных методов проектирования.

В работе приводятся результаты расчетов по различным методикам проектирования для выбранных конструктивно силовых схем, их сравнительный анализ по критериям прочности и выводы по применимости тех или иных методик для определенных конструктивно-силовых схем.

Литература:

1. Попов Ю.И., Кравченко Г.Н., Казанцев В.В. // Оценка несущей способности составной конструкции самолета из металла и композита // Полет, №4, 2020. С. 43-51.
2. Ю.И. Попов, С.А. Серебрянский, М.В. Майсак // К вопросу обеспечения эксплуатационной живучести конструкции планера самолета // Справочник. Инженерный журнал. // 2019. // № 12(273). // С. 32-39 // EDN PJOIAQ.
3. Гавва Л.М., Митрофанов О.В., Фирсанов В.В. // Оптимальное проектирование конструктивно-анизотропных панелей ЛА из композиционных материалов с ограничениями по уточненной теории устойчивости // материалы XXII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2021) // 2021 // С. 189-190 // EDN: VQJDOZ
4. Ларионова А.А., Дудченко А.А., Сергеев В.Н. // Проектирование узлов механиче-ских композитно-металлических соединений // Труды МАИ. Выпуск № 90 // 2016 г.
5. Ю.И. Димитриенко, А.П. Соколов // Метод конечных элементов для решения локальных задач механики композиционных материалов // Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана // 2010
6. Цифровые технологии в жизненном цикле Российской конкурентоспособной авиационной техники // А.Г. Братухин, С.А. Серебрянский, Д.Ю. Стрелец [и др.]. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6. – EDN ZGQVGN.
7. Ever J. Barbero // Introduction to Composite Materials Design Third edition // CRC Press, Taylor & Francis // 2018 // ISBN 9781138196803.

Полимерные композиционные материалы для изготовления деталей беспилотных летательных аппаратов

Кондратьев В.Н., Кепман А.В.
ООО «ИТЕКМА», г. Москва, Россия

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) начали разрабатывать в первой половине XX века для военных, а впоследствии и гражданских целей. С ростом спроса к новым моделям

беспилотной техники растет потребность в создании новых материалов для ее изготовления. С 1960-х годов благодаря своим характеристикам композиционные материалы успешно внедряются в авиационную и космическую технику [1]. Композиционные материалы интересны тем, что их характеристики можно направленно регулировать путем подбора армирующего наполнителя и связующего и тем самым получать материалы с требуемыми уникальными эксплуатационными и технологическими свойствами.

Изделия из ПКМ обладают низким весом, высокой удельной прочностью, чем изделия из металла. За счет этого преимущества они активно и успешно используются в авиационной отрасли. Если в конце прошлого века объем применения ПКМ в летательных аппаратах составлял 10–15 %, то в последнее время он достиг 60 % и более в пилотируемых аппаратах, 80 % и более – в беспилотных [2].

Помимо композиционных материалов для изготовления БПЛА широко применяются клеи холодного отверждения с целью снижения трудоемкости при сборке узлов и агрегатов изделий.

Заключение

На протяжении последних двух десятков лет наблюдается постоянное увеличение доли использования ПКМ в конструкции БПЛА, что обусловлено главным образом требованиями по снижению массы и увеличению полезной нагрузки. В настоящее время из ПКМ можно изготавливать абсолютное большинство деталей для БПЛА. Одним из перспективных направлений при проектировании БПЛА является использование ПКМ на основе эпоксидных препрегов с углеродными и стеклянными наполнителями, а также клеев холодного отверждения производства ООО "ИТЕКМА".

Литература:

1. Сенюшкин Н.С. Применение композиционных материалов в конструкции БПЛА / Н.С. Сенюшкин, Р.Р. Ямалиев, Л.Р. Ялчибаева. — Текст: непосредственный // Молодой ученый. — 2011. — № 4 (27). — Т. 1. — С. 59-61.

2. Гуренко А. В. Применение композитных материалов в конструкции современных беспилотных летательных аппаратов // Актуальные исследования #31 (213), август 24.

Формирование градиентных полей деформации и прогнозирование глубины упрочнения поверхностного слоя при холодной штамповке

Лобов В.А., Фролова Е.О., Антипин Е.Д.

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

В современных условиях, требования к свойствам конструкционных материалов работающих в крайне неблагоприятных эксплуатационных условиях несущих деталей авиационной и космической техники постоянно возрастают. Создание эффективных и высокоэкономичных материалов – одна из основных задач машиностроения. Это требует разработки методологии их получения в оптимальном структурном состоянии на заданный режим нагружения.

Методическая основа создания поколения новых материалов, заключается в теоретическом и экспериментальном изучении механизма структурных преобразований и формировании градиентных структурно-фазовых состояний на различных макро-, мезо-, микро- и наноскопических структурных и масштабных уровнях.

Совсем недавно широко распространенные обязательные требования однородности структуры любого изделия независимо от условий эксплуатации и характера нагрузки представлялись очевидными и обоснованными. Однако во многих случаях наличие градиентной структуры позволяет материалу приобрести новые ранее неизвестные свойства. Как известно, все виды разрушения начинаются с поверхности. Градиентная структура возникает не только в результате различных видов воздействий на поверхность материала (цементация, борирование, интенсивные плазменные потоки и др.), но и при методах обработки металлов давлением (ОМД) (вытяжка, выдавливание, протягивание) [1].

Несмотря на интенсивное изучение градиентных структур, представление о процессах их формирования и эволюции описаны недостаточно, а соответствующее научное направление находится на стадии интенсивного накопления и осмысления фактического

(экспериментального) и технологического материала, что сдерживает разработку и внедрение новых современных технологий [2].

В работе изучено формирование градиентных полей деформированного состояния на макроуровне в терминах механики сплошных сред в детерминированной постановке в зависимости от метода (штамповка полых заготовок), способа (вытяжка с утонением) и режимов изготовления (параметры технологического процесса ОМД).

Литература:

1. Данилин Г.А., Лобов В.А. Улучшение качества поверхностного слоя металла при штамповке полых фланцевых изделий // Металлообработка. 2017. №2. С. 17-23.

2. Балахонцева Н.А. Применение вытяжки по внутренней поверхности для групповой штамповки различных деталей // КШП. ОМД. 2012. № 4. С. 17-24.

Проблема внутренних напряжения в заготовках УУКМ с осесимметричной схемой армирования и комбинированной матрицей при их изготовлении

Магнитская М.В., Магнитский И.В., Любченко М.А., Сергеева Е.С.
АО «Композит», г. Москва, Россия

Углерод-углеродный композиционный материал с осесимметричной схемой армирования и комбинированной матрицей изготавливается АО «Композит» в виде полых цилиндров значительной толщины. Анализ результатов контроля качества заготовок показывает, что физико-механические характеристики заготовок, их внешний вид и размеры в подавляющем большинстве случаев соответствуют требованиям нормативной документации. Основным параметром отбраковки заготовок является наличие выявляемых при рентгеноконтроле трещин, распространяющихся в кольцевом (окружном) направлении между слоями материала.

Единственным системным фактором, влияющим на качество заготовок и не исключенным на настоящий момент, является действие внутренних напряжений, приводящее к механическому разрушению заготовок между слоями армирующих элементов. Следовательно, актуальной задачей является оценка величины этих напряжений и выявление параметров технологического процесса, на них влияющие.

В настоящей работе проведены расчеты изменения напряженно-деформационного состояния заготовки углерод-углеродного композиционного материала с осесимметричной схемой армирования и комбинированной матрицей для двух тепловых состояний, возникающих в процессе изготовления – нагрева и охлаждения.

Результат проведенных расчетов показывает, что радиальные напряжения прямо пропорциональны перепаду температур при охлаждении заготовки. Показано, что чем больше толщина заготовки материала, тем выше в ней радиальные напряжения. Установлено, что область допустимых значений геометрических размеров будет тем шире, чем ниже температура формирования пироуглеродной матрицы в процессе изготовления материала. Полученные результаты позволяют обоснованно выбирать некоторые технологические параметры процесса изготовления углерод-углеродного композиционного материала с осесимметричной схемой армирования и комбинированной матрицей.

Автоматизированное проектирование технологических процессов литья

Мамаева Д.Г., Журавлев А.В., Саакян В.В.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время в условиях активно развивающихся компьютерных технологий, внедряемых в современную промышленность при разработке и поиске новых решений, часто прибегают к использованию математического моделирования. Область литейного производства не является исключением. Широкое распространение нашли программные пакеты, в основу которых заложены математические модели, разработанные методами математической физики, с их помощью, осуществляют расчёты частных процессов, обуславливающих формирование отливки. Названные системы, отличаются степенью полноты факторов, учитываемых при моделировании и способами решения уравнений, на базе которых они работают. Обычно применяют универсальные методы конечных разностей

и конечных элементов, сравнительный анализ которых демонстрирует явные преимущества конечно – элементного подхода при решении ряда литейных задач. Это обусловлено возможностью более точной аппроксимации геометрических границ за счёт построения сеток различной дискретности для отливки с литниково – питающей системой. Пакеты моделирования литейных процессов позволяют инженерам проверять эффективность разработанной технологии практически для любых способов литья, но их использование целесообразно только в том случае, когда уже имеется некий вариант технологического процесса (ТП), требующий усовершенствования и корректировки его параметров. Однако, ни одна из систем данного класса не подходит для создания базового ТП. Потому при разработке ТП литья наиболее эффективно применение систем автоматизированного проектирования. Так, при проектировании технологии литья лёгких сплавов в песчаные формы должны быть решены задачи: по определению положения отливки в форме, поверхности разъёма формы и модели, числа и мест расположения стержней, назначению допусков на размеры и припусков на механическую обработку, выбора типа литниковой системы (ЛС), расчёт её элементов, последовательности затвердевания отливки, определению мест простановки холодильников и толщины слоя краски на них, размеров прибылей и технологических напусков. Некоторые из перечисленных задач не поддаются строгой формализации, к таковым можно отнести: выбор плоскости разъёма формы и места подвода металла, но по другим вопросам проектирования она может быть осуществлена. Это касается расчёта параметров ЛС, определения мест установки и габаритов прибылей и холодильников.

Зачастую инженеры при создании типового ТП полагаются на собственный опыт, базирующийся на ранее разработанных и опробованных вариантах технологии производства отливок со схожими геометрическими образами, но такой подход не гарантирует получение качественной продукции. Поэтому важной и актуальной становится задача создания программ, позволяющих формализовать логическую работу технолога при переходе от чертежа детали и технических условий на её изготовление к выбору способа литья и технологии, оценке технологичности конструкции отливки и её синтезу с использованием типовых технологических решений и типовых конструктивных элементов. Кроме того, необходима разработка программ, позволяющих выполнять прямой расчёт параметров процесса, эскизные и рабочие чертежи отливок и форм, решать трудно формализуемые технологические задачи, а также проводить оптимизацию технологических решений.

Неуструев А.А., Моисеев В.С. Автоматизированное проектирование технологических процессов литья: учеб. пособие / А.А. Неуструев, В.С. Моисеев. – М.: МГАТУ, 1994, - 252 с.

Численное моделирование формирования плазменного факела в технологической установке для обработки порошковых материалов с различными индукторами

Мельников А.С., Гильмутдинов А.Х.
КНИТУ-КАИ, г. Казань, Россия

В работе рассматриваются результаты математического моделирования процесса формирования плазменного факела в технологической установке для обработки порошковых материалов в индуктивно-связанной плазме. Один из путей повышения производительности и эффективности данной технологии – достижение равномерного и устойчивого горения плазмы.

Для исследования особенностей течений, распределений температур и электромагнитных полей в плазменной установке, а также для прогнозирования структуры плазменного факела была разработана трехмерная численная модель, и проведена серия вычислительных экспериментов с различными конфигурациями индукторов. Сравнивались распределения физических полей индуктивно-связанной плазмы, формируемой классическим спиральным и различными кольцевыми индукторами. В результате моделирования было установлено, что стандартные спиральные индукторы вызывают асимметрию электромагнитного поля и отклонение плазменного факела от геометрической оси установки. Кольцевые индукторы обеспечивают достаточно равномерные распределения полей и представляются наиболее перспективными.

Литература:

1. Boulos M.I., Fauchais P.L., Pfender E. (2023). Handbook of Thermal Plasmas. Springer, Cham. http://dx.doi.org/10.1007/978-3-030-84936-8.
2. Elaissi S., Trabelsi A.B.G., Alkallas F.H., Alrebdi T.A., Charrada K. (2022) Energy Efficiency Enhancement of Inductively Coupled Plasma Torch: Computational Study. Materials, 15, 5213. http://dx.doi.org/10.3390/ma15155213.
3. Bogaerts A., Aghaei M. (2017). Inductively coupled plasma-mass spectrometry: insights through computer modeling. Journal of Analytical Atomic Spectrometry, 32(2), 233–261. http://dx.doi.org/10.1039/c6ja00408c.

Оценка влияния термической обработки на технологические свойства деталей из никелевых сплавов, произведённых методом селективного лазерного плавления

Нафиков М.И., Сидоров М.В., Корсунский А.М., Евгений С.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Активное внедрение аддитивных технологий производства позволяет изготавливать металлические детали сложной формы, которые при традиционном подходе изготовления являлись бы либо сборочными единицами, либо изготавливались технологией литья под давлением с вытекающим отсюда требованием изготовления дополнительной оснастки.

Однако, какой технологией не производились бы детали, требуется проведение выходного контроля с проверкой качества заложенных в неё параметров и характеристик. В связи с особенностями технологии аддитивного производства особую роль стоит отводить контролю микроструктуры получаемого изделия.

Процесс селективного лазерного плавления сопряжён с воздействием на материал высоких температур и неравномерным их распределением, что в конечном счёте определяет размещение легирующих элементов и упрочняющих фаз в структуре материала. Для дальнейшей оптимизации структуры материала применяется технологическая операция термической обработки. Задачами термической обработки являются снижение внутренних остаточных напряжений, гомогенизация

структуры, повышение механических и эксплуатационных свойств.

В проведённой нами работе было оценено влияние различных видов термообработки на свариваемость деталей, произведённых по технологии селективного лазерного плавления. Оценка происходила путём сваривания тонкостенной оболочки сложной формы, аддитивно изготовленной из сплава Inconel 718, с фланцем, изготовленным из поковки 12Х18Н10Т. По результатам сварки происходила опрессовка данных сборочных единиц, а также изучение микроструктуры материала.

На доклад выносится анализ результатов опрессовочных испытаний и изучения микроструктуры.

Литература:

1. Uzun F., Korsunsky A.M. (2018). On the application of principles of artificial intelligence for eigenstrain reconstruction of volumetric residual stresses in non-uniform Inconel alloy 740H weldments. Finite Elements in Analysis and Design. doi:10.1016/j.finel.2018.11.004.
2. Konstantinos A. Liogas, Kwang Boon Lau, Zifan Wang, David N. Brown, Efthymios Polatidis, Pei Wang, Alexander M. Korsunsky. (2023). Effect of heat treatment on the microstructure and magnetic properties of laser powder bed fusion processed equiatomic Co-Fe. Additive Manufacturing. doi.org/10.1016/j.addma.2023.103499.

Перединамическое моделирование растяжения однонаправленного углеродного волокна бесконечно малого диаметра

Никитин Н.Ю., Степашкин А.А.
НИТУ МИСИС, г. Москва, Россия

Математическое моделирование процесса разрушения композиционных материалов при растяжении является одной из задач решаемых при проектировании изделий для авиационной, автомобильной и других отраслей промышленности.

В настоящее время, наиболее часто применяемым методом при математическом моделировании процессов протекающий при растяжении твердого тела и композиционных

материалов является метод конечных элементов. Однако, метод конечных элементов имеет ограничения, поскольку их основные уравнения выводятся на основе классической механики, что приводит к наличию неопределенных пространственных производных перемещений в вершинах трещин или вдоль их поверхностей. Кроме того, традиционный метод конечных элементов не предназначен для решения задачи взаимодействия нескольких трещин, распространяющихся сложным образом [1]. Еще одной проблемой механики сплошных является форма частных производных, поскольку в упругом состоянии предполагают появление сингулярности из-за нарушения непрерывности в поведении пространственных функций [2].

В качестве решения данной проблемы Силингом был предложен метод перединамики [3,4]. В перединамическом подходе уравнения динамики сплошных сред были пересмотрены на основании интегрального подхода, что позволило решить проблему возникновения сингулярности, возникающей в дифференциальных подходах принятых в динамике сплошных сред [4, 5].

В представленной работе предпринимается попытка математического моделирования процесса растяжения однонаправленного углеродного филамента с площадью поперечного сечения стремящемуся к нулю и имеющего конечную длину методом перединамики.

Длина моделируемого объекта составляла 10 мм, ширина материальной точки dx=10-6, количество материальных точек задавалось равным 10000. Шаг по времени составлял 0,01, а общее время вычислений составило 1с. Плотность волокна 1780 кг/м2, модуль Юнга и модуль Пуассона задавались равными значениям представленным полученных для разных участков диаграммы растяжения однонаправленного композиционного материала (изображение образца подвергнутого испытаниям на растяжение представлено на рисунке 3).

Из представленных результатов следует, что вычисления, проведенные методом перединамики для одномерного случая в ряде случаев, точно воспроизводят деформацию, соответствующую максимуму напряжений композиционного материала, тогда как максимум напряжений, в основном, почти в два раза ниже экспериментального. Причины такого несовпадения расчетных результатов с экспериментальными связаны с:

1. отсутствие учета множества волокон, содержащихся в пучке образца;
2. отсутствие учета в модели взаимодействия между волокнами;
3. отсутствие учета взаимодействия между полимерной матрицей и волокнами;
4. отсутствие учета влияния полимерной матрицы.

Еще одним аспектом является выбранный потенциал механического взаимодействия. Данные особенности будут учтены в дальнейших работах.

Систематическое применение метода Цифровой корреляции Изображений (ЦКИ) в разработке и сертификации авиационных материалов и конструкций

[1]Номеровский Е.А., [2]Корсунский А.М., [2]Салимон А.И., [2]Статник Е.С.
[1]МИСИС;[2]МАИ, г. Москва, Россия

На данный момент в авиастроении начинается активное применение полимерных композитных материалов при создании новых образцов авиационной техники. Однако с внедрением новых материалов возникают и новые проблемы. Так для использования всех возможностей ПКМ в конструкции гражданской авиационной техники необходимо изменение общих подходов к проектированию, которое неизбежно приведет отрасль к необходимости проведения новых форматов испытаний и разработке соответствующих процедур проведения сертификации. Одним из методов доказательства соответствия конструкций требованиям Авиационных Правил станет использование машинно-обучаемого цифрового моделирования на основе испытаний образцов с применением метода ЦКИ. Объем работ в этом направлении на данный момент недостаточен и требует углубленных исследований, как с точки зрения применения расчетно-экспериментальной корреляции, так и со стороны внедрения и согласования этого метода с авиационными властями.

Целью исследования является разработка методологии применения ЦКИ в рамках работы с конструкциями из полимерных композитных материалов. Методология должна включать в себя:

• программные продукты для обработки результатов,
• перечень оборудования для получения результатов,
• методы проведения испытаний с использованием ЦКИ.

Основными тезисами исследования являются:

• применение метода ЦКИ при проведении прочностных испытаний образцов из ПКМ даст достаточную информацию для улучшения качества машинно-обучаемого цифрового моделирования полноразмерных частей АТ;

• проведение испытаний с использованием метода ЦКИ даст достаточное количество информации для доказательства соответствия конструкции из ПКМ требованиям АП в части прочности;

• разработка простых программных продуктов и перечня общедоступного оборудования расширит применение метода ЦКИ в конструкторских бюро разного размера.

Внедрение метода ЦКИ позволит собирать и накапливать большой и детализированный объем информации о поведении и характеристиках полимерных композитных материалов. Этот объем данных в будущем может быть использован на всех этапах жизненного цикла конструкций из новых полимерных материалов. В перспективе это приведет к удешевлению опытно-конструкторских работ, улучшению качества первичного проектирования компонентов АТ, возможности прогнозирования поведения конструкций после длительного воздействия факторов окружающей среды.

1. Надеждин К.Д., Шарнин Л.М., Кирпичников А.П. Визуальные методы определения деформаций и напряжений на поверхности испытуемых конструкций // Вестник Казанского технологического университета. 2016. №12. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/vizualnye-metody-opredeleniya-deformatsiy-i-napryazheniy-na-poverhnosti-ispytuemyh-konstruktsiy (дата обращения: 26.07.2024).

2. Любутин П.С., Панин С.В., Титков В.В., Еремин А.В., Сундер Р. Развитие метода корреляции цифровых изображений для изучения процессов деформации и разрушения конструкционных материалов // Вестник ПНИПУ. Механика. 2019. №1. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/razvitie-metoda-korrelyatsii-tsifrovyh-izobrazheniy-dlya-izucheniya-protsessov-deformatsii-i-razrusheniya-konstruktsionnyh (дата обращения: 26.07.2024).

3. Павлов П.В., Горюнов А.Е. Аппаратно-программный комплекс неразрушающего контроля авиационных деталей // Труды МАИ. 2015. №80. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/apparatno-programmnyy-kompleks-nerazrushayuschego-kontrolya-aviatsionnyh-detaley (дата обращения: 26.07.2024).

Разработка технологий финишной обработки поверхностей аддитивно произведенных металлов

[1]Паршин Н.В., [2]Салимон А.И., [2]Корсунский А.М.
[1]НИТУ МИСИС; [2]МАИ, Москва, Россия

Внедрение в современное производство аддитивно произведенных металлических деталей сопряжено с определенными сложностями. Одной из таковых является недостаточное качество (гладкость) поверхностей таких деталей. Шероховатость поверхностей Ra после спекания частиц порошка при лазерном нагревании или наплавлении сварной дугой достигает 60 мкм. При применение наилучших технологий аддитивного производства достигается шероховатость поверхности на уровне 5мкм, что соответствует черновым операциям лезвийной обработки. Однако применение в авиационной и космической отрасли материалов, обладающих высокими физико-механическими свойствами, делает неоптимальным применение классических методов обработки резанием. В следствие этого возникает необходимость разработки новых технологических подходов к доработке аддитивных деталей. К таким методам можно отнести абразивное выглаживание или электрохимическую полировку, а также разрушение неровностей поверхности кавитационной струей. Метод кавитации также может использоваться в сочетании с предыдущими подходами, т.е. электрохимическим полированием и/или абразивным износом. Целью настоящего исследования является разработка технологических подходов и промышленно применимых методов для обработки перечисленными методами сложных поверхностей, в том числе

внутренних каналов и поднутрений, сводов и полостей. В рамках исследования будут рассматриваться взаимозависимости между параметрами кавитирующего потока и получаемой шероховатостью поверхности, и получаемые физико-механические параметры поверхностного слоя.

В данный момент разрабатывается установка для формирования кавитационной струи и последующей обработки аддитивных деталей.

Следующими шагами исследования предусматривается:

• Аддитивное производство металлических деталей из характерных материалов для авиационной промышленности.

• Проведение экспериментов по разрушению неровностей поверхностного слоя на плоских поверхностях.

• Проведение экспериментов по разрушению неровностей в полостях, поднутрениях и каналах.

• Работа по оптимизации технологических режимов износа.

• Изучение физико-механических свойств поверхностного слоя.

Оптимизация геометрии крыльчатки радиального суфлера: повышение эффективности маслоотделения методом прототипирования

Полонцов С.М.

ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара, Россия

"Ключевым параметром масляной системы ГТД является объем безвозвратных потерь масла (также известный как эксплуатационный расход масла), который напрямую зависит от эффективности отделения масла суфлёром. Главным элементом центробежного суфлёра является крыльчатка (осевая или радиальная). На продуктах ПАО «ОДК-Кузнецов» используется радиальная крыльчатка сотовой конструкции, которая отличается простотой и высокой эффективностью. Для увеличения эффективности маслоотделения рабочего колеса необходимо изменить его геометрию. Для исследования различных вариантов оптимальной компоновки на помощь приходят технологии быстрого прототипирования — инструмент для создания и тестирования новых прототипов с помощью 3D-печати."

В отличие от традиционной крыльчатки, которая представляет собой сборочную единицу, новая проектируемая крыльчатка является единой деталью с рядом конструктивных изменений. Во-первых, количество радиальных каналов увеличилось с 243 до 840 при неизменных габаритах, что положительно скажется на эффективности маслоотделения благодаря более чем двукратному увеличению суммарной площади внутренних полостей каналов. Достигнуть таких показателей с исходной крыльчаткой невозможно из-за особенностей спаиваемых штампованных дисков. Во-вторых, благодаря аддитивным технологиям было впервые реализовано рациональное конструктивное решение — введение стекателя по оси выходного отверстия вала колеса. При разделении масла и воздуха последний, закручиваясь, устремляется к центру вала, создавая турбулентный поток. В этом случае стекатель минимизирует гидравлические потери воздуха внутри вала. На расчетной модели наблюдается небольшое завихрение потока в области стекателя, однако оно не затрагивает весь поток в целом и не препятствует выходу воздуха из каналов.

К преимуществам разработанной крыльчатки можно отнести снижение массы на 9% по сравнению с исходным вариантом благодаря оптимизации конструкции и увеличение коэффициента использования материала (КИМ) до 0,9, в то время как традиционные методы изготовления обеспечивают значение около 0,25.

В результате проведенных исследований была решена важная задача повышения эффективности маслоотделения системы суфлирования наземной газотурбинной установки путем проектирования более совершенной крыльчатки радиального суфлёра с использованием метода прототипирования, что подразумевает применение аддитивных технологий, улучшение качества, сокращение сроков от проектирования до готового изделия и отсутствие бумажной документации.

Экспериментальный набор данных, описывающий деформационное поведение углеродных композитов и анализ зависимости пределов прочности от параметров производства

[1]Попов С.А., [2]Лазарев М.В., [1]Степашкин А.А., [2]Деркач Д.А., [1]Ратников Ф.Д.
[1]НИТУ МИСИС; [2]ВШЭ", г. Москва, Россия

В качестве матричного материала для получения композитов в данной работе был выбран полисульфон марки Ultrason S 2010, который представляет собой аморфный полимер, с температурой стеклования 187 °C, плотностью 1,24 г/см3, пределом прочности на растяжение 75,0 МПа и модулем упругости 2,60 ГПа. В качестве армирующих волокон использовались высокопрочные углеродные волокна Toray T700. Для получения растворов в качестве растворителя для полисульфона использовался N-метил-2-пирролидон. Для получения композиционных материалов с различным соотношением полимера к волокну были приготовлены растворы полисульфона с концентрацией 20, 30 и 40 масс.%.

Получение образцов микропластиков производилось по специально разработанной методике: нити из углеродного волокна пропускали через ванну, наполненную раствором ПСФ желаемой концентрации. Внутри ванны были закреплены три направляющих ролика из фторопласта (ПТФЭ). На этих роликах происходит площение углеродных волокон, что позволяет проникнуть полимеру во внутренний объем нитей, в результате чего наблюдается более равномерное распределение полимера. В верхней части ванны закреплялась фторопластовая фильера. С помощью шагового привода углеродные волокна протягивались через ванну с раствором, пропитываясь полимером, а проходя через фильеру происходило удаление излишков полимера. Пропитанные нити в дальнейшем подвешивались на металлическую штангу под грузом, выдерживались на открытом воздухе для первичного удаления растворителя в течение суток, а затем досушивались при 115°C в течение 4 часов для удаления остатков растворителя в сушильном шкафу Binder FD-115.

Каждый полученный образец маркировался в соответствии с рассчитанным значением соотношения полимера к волокну и заклеивался в рамку из картона для проведения дальнейших испытаний на растяжение. Испытания на растяжение полученных композитов проводили на универсальной испытательной машине Zwick/Roell Z020 с заданной скоростью деформации образца в 1,0 %/мин по стандарту ISO 10618. Испытуемые образцы имели общую длину не менее 250 мм и длину рабочей части 100 мм.

В результате испытаний был получен набор данных, содержащий 654 образца. Основными параметрами производства являются концентрация раствора полисульфона, массовое соотношение полимера к волокну. Кроме того, во время процесса пропитки регулировалось натяжение нити и размер фильеры. При прохождении через ванну с раствором образцов с отметкой «внатяг» создавалось сильное преднатяжение нити, а для нитей без натяжения создавалось лишь незначительное преднатяжение, чтобы нить не скручивалась. Также было использовано два различных размера фильеры, с помощью которого регулировалось удаление излишков полимера. Еще одним параметром является вес гири, использованной при сушке образцов, он варьируется от 750 до 2000 грамм. Дополнительно были испытаны образцы с чистой углеродной нитью, без пропитки полимером.

Также в ходе проведения испытаний на растяжение была произведена классификация механизмов разрушения полученных композитов. В результате каждый образец был помечен трехкомпонентным шифром типа разрушения, где первый символ определяет характер разрушения, второй символ участок разрушения и третий символ место разрушения соответственно.

Выбор оптимальной формы поковки для производства нескольких схожих деталей

Преображенский Е.В., Квашнин В.М., Маркелов Е.Е., Галкин В.И.
МАИ, г. Москва, Россия

Одной из актуальных задач, возникающих при технологической подготовке производства продукции с помощью методов горячей объемной штамповки, является снижение себестоимости поковок за счет увеличения коэффициента использования материала [1]. Однако несмотря на стремительное развитие машиностроения и появление скоростных

станков с числовым программным обеспечением стоимость изготовления штамповой оснастки остается достаточно высокой. Поэтому в обоснованных случаях (обычно для небольшой партии изделий и когда детали близки друг к другу по конструкции) технологи стремятся совместить в одной поковке возможность производства сразу нескольких деталей. В такой ситуации важно подобрать их оптимальное расположение так, чтобы геометрические контуры обеспечивали наименьшее расхождение и, следовательно, минимальные припуски на механическую обработку. С этой целью разработано программное обеспечение [2], позволяющее по группе загруженных из dxf-файлов контуров осесимметричных деталей сформировать общую поковку, принимая во внимание возможные варианты смещения геометрии и зеркального отражения.

В основе предлагаемого приложения лежат алгоритмы, которые выполняют совмещение геометрии деталей таким образом, что проектируемая форма поковки имеет наименьший объем металла. Последовательность осуществляемых шагов включает в себя анализ исходной геометрии, выбор базовой детали, итерационный процесс поиска оптимального решения. Увеличение коэффициента использования материала достигается за счет расположения контуров с учетом штамповочных уклонов, припусков и напусков, требуемой плоскости разъема штампов и пр. Определение формы поковки основано на методе полного перебора в ограниченной области, полученной на основе допустимого смещения геометрических центров фигур. Хотя с ростом числа исходных деталей, время работы алгоритма увеличивается экспоненциально, тем не менее, на металлургических предприятиях в практических задачах обычно требуется совместить в одной поковке не более 2..4 контуров [3], поэтому разработанное приложение является достаточно эффективным.

Предлагаемое программное обеспечение имеет удобный пользовательский интерфейс, позволяя загружать контуры осесимметричных деталей из файлов со стандартным для хранения геометрии форматом dxf. Выполнение оптимизации дает возможность сократить время технологической подготовки производства, упростить проектирование оснастки для групповых процессов, а также снизить себестоимость поковки за счет улучшения материалоемкости [4].

Литература:

1. Гончаров В.В. и др. Оптимизация процессов горячей обработки давлением при изготовлении деталей из алюминиевых сплавов. //Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2023. № 1. С. 43-48. EDN: INHBRG.

2. Галкин В.И. и др. Разработка программного обеспечения для проектирования формы поковок осесимметричных деталей из сталей. //Металлы. 2024. № 4. С. 85-93. EDN: GKNADM.

3. Маркелов Е.Е. и др. К вопросу совершенствования технологии горячей объёмной штамповки при изготовлении поковок для деталей ракетно-космической техники. //Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4 (62). С. 111-117. EDN: IIONVU.

4. Маркелов Е.Е. и др. Улучшение процессов горячей объемной штамповки при изготовлении деталей из магналия. //Заготовительные производства в машиностроении. 2022. Т. 20. № 7. С. 307-310. EDN: AWTJAS.

Влияние концентрации мультиграфена на трибологические и механические свойства титанового сплава Ti6Al4V

[1]Прилипко Е.А., [2]Аникин В.Н., [2]Ерёмин С.А., [2]Колесникова А.М., [2]Шляпин С.Д.
[1]МАИ; [2]ФГБУ ВНИИТС, г. Москва, Россия

Ti6Al4V, обладая уникальными механическими свойствами и биосовместимостью, широко используется в аэрокосмической, медицинской и автомобильной отраслях [1]. Однако его износостойкость остается актуальной проблемой, ограничивающей долговечность изделий.

Цель данной работы заключается в исследовании возможностей интеграции мультиграфена при технологии модифицирования сплава Ti6Al4V с целью повышения его износостойкости и расширения областей применения [2]. Исследование направлено на оценку влияния различных концентраций мультиграфена на трибологические свойства материала, а также на анализ образуемых структур при взаимодействии мультиграфена с титановым сплавом.

Для создания каркасной структуры использовали метод горячего изостатического прессования (ГИП), который обеспечивает равномерное давление и нагрев образца [3]. Исследования включали сканирующую электронную микроскопию, фазовый анализ, микротвердость, твердость по Роквеллу и испытания на износостойкость. Экспериментальные образцы получены из порошка Ti6Al4V с нанесением мультиграфена [4] на агломераты в концентрациях 0,05; 0,1; 0,25; 0,5 вес.%.

Результаты исследования показали, что добавление мультиграфена приводит к увеличению твердости и микротвердости, что объясняется растворением углерода с образованием более твердой карбидной фазы на границах титановых частиц. Анализ микроискажений показал, что концентрация 0,1 вес.% мультиграфена приводит к растворению углерода в титане, что подтверждается увеличением межплоскостных расстояний и микроискажений, а также приводит к значительному износу. В то же время, концентрация 0,5 вес.% мультиграфена вызывает дисперсионное твердение с выделением частиц карбидной фазы. Это снижает напряжения и межплоскостные расстояния, но способствует увеличению износостойкости из-за выделения карбидной фазы по границам частиц.

Полученные результаты могут служить основой для дальнейших исследований взаимосвязи между мезоструктурой и свойствами каркасного композита на основе модифицированного титанового сплава. Изучение влияния концентрации мультиграфена на микроструктуру, механические и трибологические свойства материала позволит оптимизировать его состав и свойства для применения в различных областях промышленности.

Работа выполнена в рамках программы 075-00676-24-00 «Исследование фазо- и структурообразования в системе Ti-6Al-4V-C (мультиграфен) в различных термодинамических условиях». Автор работы выражает глубокую благодарность доценту, к.т.н. Аникину В.Н., к.т.н. Ерёмину С.А. и всем сотрудникам лаборатории ФГБУ ВНИИТС.

1. Zhang L.C., Chen L.Y.A review on biomedical titanium alloys: recent progress and prospect //Advanced engineering materials. – 2019. – vol. 21 (4). – pp. 180-201.

2. Wei G. et al. An overview of surface modification, a way toward fabrication of nascent biomedical Ti–6Al–4V alloys //Journal of Materials Research and Technology. – 2023. – vol. 24. – pp. 5896-5921.

3. Yan T. et al. Influence of hot isostatic pressing on microstructure, properties and deformability of selective laser melting TC4 alloy //China Foundry. – 2021. – vol. 18. – pp. 389-396.

4. Ерёмин С.А., Аникин В.Н., Рябцев А.Д. Влияние добавок мультиграфена на свойства изделий, спеченных из порошков нержавеющей и инструментальной стали / // Станкоинструмент. – 2022. – №1 (026). – С. 1-8.

Исследование фазового состава, текстуры и анизотропии упругих и прочностных свойств сплавов системы Al-Cu-Li

[1]Прокопенко Д.А., [1]Бецофен С.Я., [2]Макисменко Е.И.

[1]МАИ; [2]АО ГНЦ «Центр Келдыша», г. г. Москва, Россия

Сплавы системы Al–Cu–Li благодаря уникальным показателям удельной прочности и жесткости могут заменить традиционные алюминиевые сплавы в авиации, поскольку способны существенно снизить вес планера: каждый 1% (мас.) лития снижает плотность ρ сплава на 3% и увеличивает модуль Юнга E на 5%. Удельная жесткость E/ρ важна для нижней обшивки крыльев, лонжеронов, ребер и каркаса, а удельное сопротивление изгибу E 1/3 /ρ важно для верхней обшивки крыла и фюзеляжа. Высокие упругие свойства сплавов с литием связывают с большим количеством интерметаллидов, в основном Al2 CuLi (T1-фаза) и Al 3 Li (δ-фаза). Однако до сих пор не оценен вклад каждой из фаз в уникально высокий модуль упругости сплавов, что явилось целью данной работы. Исследовали листы из алюминий-литиевых сплавов 1441 (Al-1,64Cu-1,76Li-0,8Mg), В-1461 (Al-2,57Cu-1,55Li-0,35Mg), В-1469 (Al-3,69Cu-1,07Li-0,32Mg) толщиной 1,9-2,7 мм после закалки с охлаждением в воде, правки и искусственного старения. Модуль упругости, пределы текучести и прочности сплавов были оценены в направлении прокатки (НП), под углом 45 и 90 к НП (ПН). Текстуру определяли с помощью обратных полюсных фигур (ОПФ), при этом использовали сборные образцы с плоскостью съемки, нормальной направлениям НП, ПН и 45. Исследования текстуры листов

сплавов показали, что в них формируется текстура {110}112 типа «латуни», обусловливающая анизотропию модуля упругости: максимальные значения которого расположены в поперечном направлении листа, и минимальное в 45-градусном направлении. С помощью оригинальной методики количественного фазового анализа установлено, что с увеличением отношения содержания лития к меди в сплавах в последовательности В-1469→В-1461→1441 повышается доля (Al 3 Li)-фазы за счет снижения количества Т1 (Al2 CuLi)-фазы, при этом суммарное количество интерметаллидных фаз также повышается. Это приводит к увеличению модуля Юнга, но к снижению величины пределов текучести и прочности.

Повышение модуля Юнга обусловлено повышением суммарной доли интерметаллидов, а снижение предела текучести объясняется снижением количества Т1-фазы поскольку эффект упрочнения Т1-фазы в 3-4 раза превосходит упрочнение от фазы и снижение доли Т1-фазы не может быть скомпенсировано повышение суммарной доли интерметаллидов. Тот факт, что величина модуля Юнга в отличие от предела текучести при этом повышается свидетельствует о том, что упругие свойства интерметаллидных фаз сопоставимы. Исходя из количества интерметаллидных фаз в каждом из сплавов, разницы их экспериментально определенных модулей Юнга и правила аддитивности, впервые оценены значения модуля Юнга интерметаллидов: они составили 93–104 ГПа для δ-фазы (Al3 Li 115-123 ГПа для фазы Т1 (Al2 CuLi).

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 23-49-00098).

Создание композита с ультрамелкозернистой металлической матрицей, армированной непрерывными волокнами

Рамазанов И.А., Бобрук Е.В., Астанин В.В.
УУНиТ, г. Уфа, Россия

В современной аэрокосмической промышленности большой интерес представляют композиционные материалы на металлической основе (КМ), что связано прежде всего с уникальным сочетанием свойств: высокая удельная жесткость и прочность, электро- и теплопроводность, вязкость разрушения и д.р. [1]. Это возможно при условии получения композита с пластичной металлической матрицей, армированной высокопрочными волокнистыми и/или дисперсными наполнителями.

Один из способов получения металломатричных композитов – это твердофазное изостатическое компактирование, которое возможно при способности материала матрицы заполнять пространство между волокнами, дальнейшее соединение слоев матричного материала между собой и/или с упрочняющими волокнами путем образования продуктов реакции. Важную роль при этом играет выбор температурных режимов времени компактирования и нагрузки.

Ранее выполненные работы показали, что использование эффекта сверхпластичности (СП) матричного материала существенно улучшает условия получения композита путем твердофазного изостатического компактирования. Использование матрицы с наноструктурной структурой позволяет снизить температуру СП деформации композита, а дальнейшее увеличение температуры после компактирования способствует сварке слоев между собой.

В настоящей работе получены композиты с алюминиевой и титановой ультрамелкозернистой матрицей, армированные непрерывными борными волокнами. Для получения листового полуфабриката с однородной ультрамелкозернистой структуры в алюминиевом и титановом сплавах Формирование однородной мелкозернистой структуры применяли интенсивную пластическую деформацию и последующую изотермическую прокатку.

За счет использования УМЗ структуры получилось снизить температуру компактирования до 300°С для алюминиевого сплава и до 650°С для титанового сплава.

Исследование проведено при финансовой поддержке гранта РНФ № 24-19-00819, https://rscf.ru/project/24-19-00819/

1. Композиционные материалы с металлической матрицей: учебное пособие / В.И. Кулик, А.С. Нилов; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2020. – 69 с.

Термоэрозионная стойкость волокнисто армированных углеродных композитов

Родионова А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Авиакосмическая отрасль является одним из основных потребителей высокотемпературных материалов. В современных летательных аппаратах наиболее высокие температуры (до 1650–1800°С) создаются в зонах сильного нагрева – в носовой части фюзеляжа и передней кромке крыльев. Традиционно для подобных конструкций используют углеродные композиты с углеродной матрицей. Обладая высокими показателями эксплуатационных свойств в космических условиях полета, в воздушных средах они имеют низкую термоокислительную и эрозионную устойчивость [1].

Одним из возможных способов решения проблемы повышения термоокислительной устойчивости волокнисто армированных углеродных композитов является использование керамических матриц [2,3] или создание на их поверхности функциональных защитных покрытий [1]. Эффективность действия покрытий определяется экспериментальным путем или расчетно-аналитическим методом [4].

В представленной работе рассмотрены результаты исследований термоэрозионной стойкости углеродных материалов различных организаций.

В работе АО «Композит» изучалась стойкость к окислению материала на основе углеродного армирующего каркаса и Si-C-N матрицы. Образец материала представлял собой пластину диаметром 26,5-0,2 мм. Результаты испытаний показали, что образец выдержал 2 цикла испытаний общей продолжительностью 22 мин (2 мин + 20 мин) при температуре лицевой поверхности ~1600 °С и общем уносе массы 0,612 г, что составляет 18,6% от массы образца до испытаний.

В ГНИИХТЭОС проведены исследования термоокислительной устойчивости исходных волокон SiC и волокон с защитными стеклокерамическими покрытиями (состава xY2O3–yAl2O3–zSiO2) при 1600°С в воздушной атмосфере. В результате термической обработки волокон SiC без защитных покрытий на их поверхности образуется слой SiO_2, который впоследствии растрескивается и отслаивается, что приводит к разрушению самого волокна. По-видимому, этот эффект будет наблюдаться и в армированных такими волокнами и покрытиями карборундовых композитов.

В АО "НИИграфит" испытывали углеродные композиты с различными покрытиями, нанесенными на образцы диаметром 20 мм со сферическим притуплением носка и длиной рабочей части 40 мм. Так, для УККМ при максимальной температуре 2300 °С в течение 600 с потеря массы составила Δm=12,91 г, продольный унос ΔL=11,57 мм. Для повышения огнеупорности материала наиболее часто используются жаростойкие защитные покрытия. Для 3D УУКМ с покрытием ZrC из ZrB2, нанесенным шликерным методом, при температуре 1800-2300 °С в течение 300 с потеря массы составила Δm=1,71 г, продольный унос ΔL=4,28 мм. А также испытывали образец УУКМ 3D с покрытием (Si+ZrB2), полученное термодиффузным силицированием и дополнительным цирконированием материала, – Tmax=1800-2000 °С, τ=600 сек, Δm=5,54 г, ΔL=8,4 мм. Для цирконированного материала результаты прожига соответствовали Tmax=1800 °С, τ=600 сек, Δm=9,21 г, ΔL=8,8 мм.

Рассматривая как моно, так и многослойные покрытия, следует иметь в виду значения коэффициент термического расширения (КТР) материалов покрытий, которые могут служить причиной формирования остаточных напряжений на границах раздела, приводящих к появлению трещин и снижению эффективности защитных покрытий.

Литература:

1. Е.Н. Каблов, Б.Е. Жестков, Д.В. Гращенков, О.Ю. Сорокин, Ю.Е. Лебедева, М.Л. Ваганова. Исследование окислительной стойкости высокотемпературного покрытия на SIC-материале под воздействием высокоэнтальпийного потока Теплофизика высоких температур, 2017, том 55, № 6, с. 704–711.

Трехмерная математическая модель процесса индукционного плавления металлических заготовок

Рубля Р.С., Гильмутдинов А.Х.
КНИТУ-КАИ, г. Казань, Россия

Модель формирования и распространения электромагнитного (ЭМ) поля в проводящих средах основана на решении системы уравнений Максвелла в терминах скалярного и векторного магнитных потенциалов в частотном домене [1]. Однозначность решения достигается с помощью кулоновской калибровки векторного потенциала.

Тепловая модель основана на уравнении баланса энергии с учетом конвективного и радиационного [2] теплопереноса со свободной поверхности. Динамически меняющаяся граница «металл-газ» определяется на каждом шаге по времени с помощью разработанного алгоритма. Передача энергии от ЭМ полей учитывается путем введения дополнительного объемного источника тепла, определяющего Джоулев нагрев заготовки за счет вихревых индукционных токов.

Течения расплавленного металла описываются многофазной моделью массопереноса (система уравнений Навье-Стокса для несжимаемой ламинарной жидкости и переноса пассивного скаляра) с учетом вклада ЭМ силы Лоренца. Остановка течений в «твердых» (нерасплавленных) зонах осуществляется путем добавления источника ускорения, пропорционального «нежелательным» скоростям [4].

Управляющие уравнения моделей дискретизированы методом конечных объемов.

Для проверки корректности работы разработанной модели, результаты тестовых расчетов сравнены с данными, полученными с помощью аналитических выражений и реальных экспериментов на лабораторном оборудовании.

Исследование режимов истечения и характеристик струи расплава может быть осуществлено путем проведения серии вычислительных экспериментов с разными вариантами геометрий индуктора и рабочих параметров установки индукционного нагрева (напряжения и частоты тока).

Полученный результат является составным элементом первой части цифрового двойника технологического процесса синтеза металлических порошков для аддитивного производства методом индукционного плавления цилиндрических заготовок с последующим распылением перегретой струи расплава – модели узла плавления.

Литература:

1. Egan L.R., Furlani E.P., A computer simulation of an induction heating system, IEEE Transactions on Magnetics, Volume 27 (5), 1991, Pages 4343-4354, DOI: 10.1109/20.105060.

2. Spitans S., Franz H., Baake E., Numerical Modeling and Optimization of Electrode Induction Melting for Inert Gas Atomization (EIGA), Metallurgical and Materials Transactions B, Volume 51, 2020, Pages 1918-1927, DOI: 10.1007/s11663-020-01934-5.

3. Sun R., Shi Y., Bing Z., Li Q., Wang, R., Metal transfer and thermal characteristics in drop-on-demand deposition using ultra-high frequency induction heating technology, Applied Thermal Engineering, Volume 149, 2019, Pages 731-744, DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2018.12.095.

4. Никифоров С.А., Шварц И.В., Рубля Р.С., Мельников А.С., Горунов А.И., Гильмутдинов А.Х. Многофазная трехмерная модель лазерного точечного нагрева и плавления стали AISI 316L в ультразвуковом поле. Инженерный журнал: наука и инновации, 2024, вып. 7. EDN THOQVI.

Анализ фазового состава, структуры и свойств пористого титанового материала, полученного спеканием в вакууме и по водородной технологии

Румянцев К., Сенкевич К.С., Тевс М.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

Пористые волоконные изделия из титановых сплавов находят все более широкое применение в медицине, производстве звукопоглощающих и демпфирующих конструкций, химических катализаторов [1]. Перспективным материалом для получения таких изделий могут служить быстрозакаленные волокна титановых сплавов, демонстрирующие высокую прочность, пластичность, коррозионную стойкость. Технология получения подобных

пористых конструкций включает операции прессования волокна и его вакуумного спекания в области выше температуры полиморфного превращения, что является нетехнологичным. Спекание в водороде может позволить снизить температуру спекания за счёт снижения температуры полиморфного превращения сплава, а также повысить спекаемость материала вследствие протекания стимулирующих диффузию фазовых превращений при гидрировании-дегидрировании, а также благодаря защитной и восстановительной функции водорода в титане [2]. Целью работы являлось исследование фазового состава, структуры и свойств пористого титанового материала на основе быстрозакаленных волокон, спечённого в вакууме и в водороде.

Для этого пористые заготовки изготавливали холодным односторонним прессованием из волокна титана технической чистоты ВТ1-0, полученного методом экстракции висящей капли расплава. Прессованные образцы подвергали спеканию в вакууме при температурах 750, 800 и 850°С в течение 1,5-2 ч. Водородная технология спекания волокон включала операции гидрирования в установке Сивертса в течение 1 ч до концентрации 2,5 масс.% и последующего вакуумного отжига длительностью 1 ч при 750°С и 30 мин при 800–850°С. Далее был выполнен анализ микроструктуры с использованием оптического микроскопа и определён фазовый состав методом рентгеноструктурного анализа. Механическое поведение спечённых образцов изучали при испытании на сжатие.

Установлено, что применение вакуумного спекания в однофазной области (α-Ti) при температурах 750–800°С приводит к получению пористых участков в зоне контакта волокон, характеризующейся различимой границей раздела. Повышение температуры вакуумного спекания до 850°С позволяет незначительно снизить пористость и дефектность в зоне контакта волокон. Применение водородной технологии спекания волокон обеспечивает формирование двухфазного (β-Ti + TiH2) состава при гидрировании и однофазного (α-Ti) состава при дегидрировании. Фазовые превращения при применении водородной технологии спекания способствуют получению бездефектных диффузионных соединений волокон при 750–850°С. При проведении испытаний на сжатие установлен рост предела пропорциональности с повышением температуры спекания от 750 до 850°С, при этом максимальные значения (85 и 108 МПа при 750 и 850°С соответственно) были получены после применения водородной технологии спекания.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-29-00891, https://www.rscf.ru/project/23-29-00891/.

Литература:

1. Kobayashi N., Fujii T., Shimamura Y. Unidirectional titanium fiber-reinforced porous titanium with mechanical properties suitable for load-bearing biomaterials // Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials. 2024. V. 151. Art. N 106388

2. Chen T., Suryanarayana C., Yang C. Advanced titanium materials processed from titanium hydride powder // Powder Technology. 2023. V. 423. Art. N 118504.

Исследование жаростойкости сплавов на основе титана и его интерметаллидов для деталей авиационного двигателя

Рябов А.А., Лиджиев А.А., Смирнов А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

Развитие авиации непрерывно связано с созданием новых материалов. Главными свойствами, которыми должны обладать сплавы деталей авиационных двигателей, являются жаропрочность и жаростойкость.

В процессе окисления на поверхности металла образуется плотный слой оксидной пленки. При дальнейшем окислении ионы кислорода диффундируют через слой оксидов, внедряются в основной металл, образуя альфированный слой.

В работе оценку жаростойкости проводили на прутках из сплава на основе титана ВТ18У псевдокласса и на сплаве ВТИ-4 на основе интерметаллида титана Ti2AlNb.

Проведённые металлографические исследования показали, что структура сплавов ВТ18У и ВТИ-4 в деформированном состоянии является бимодальной.

Сплавы ВТ18У и ВТИ-4 имеют примерно схожую твёрдость около 35,0 ед. HRC.

В работе исследовалась жаростойкость изучаемых сплавов при высокотемпературном окислении в печах с воздушной атмосферой. Для этого образцы подвергались длительной изотермической выдержке при рабочих температурах: 650□С для сплава ВТ18У и 700□С для сплава ВТИ-4. Общее время выдержки составило 100 часов. Охлаждение проводилось на воздухе. Критериями оценки жаростойкости служили внешний вид окалины, её толщина и увеличение массы образца. Контроль всех критериев, кроме толщины окалины, проводился через 1 час, 5 часов, а далее через каждые 10 часов.

Визуальный осмотр внешнего вида образцов показал, что после окисления в течение 5 часов наблюдается некоторое потемнение поверхности образцов с образование цветов побежалости. С увеличением времени выдержки до 10 часов окисная плёнка переходит в окалину, которая становится более плотной и имеет серо-коричневый цвет. Следует отметить, что на образцах из сплавов ВТ18У и ВТИ-4 отчётливо видно, что окалина состоит из двух слоёв: верхнего хрупкого серого цвета и нижнего тёмно-коричневого цвета повышенной когезионной прочности. Дальнейшее увеличение времени окисления до 100 часов не приводит к существенным изменениям внешнего вида окалины. Образовавшаяся окалина на образцах из всех исследуемых сплавов бездефектная и плотная.

В работе была изучена кинетика взаимодействия титановых сплавов с кислородом при высокотемпературном окислении. Для этого образцы взвешивали и по изменению массы образцов определяли их привес. В первый час окисления прирост окисной плёнки у всех исследуемых сплавов происходит со скоростью близкой линейной, который для сплавов ВТ18У и ВТИ-4 сохраняется до 1 часа. Так, скорость образования окалины не превышает 0,01 г/см2. С увеличением времени окисления вплоть до 100 часов рост окалины на сплавах ВТ18У и ВТИ-4 сменяется на логарифмический, что свидетельствует об уменьшении диффузии кислорода вглубь металла.

В завершении была определена толщина окалины, образовавшейся после 100-часовой выдержки. Анализ полученных результатов показал, что толщина окалины у жаропрочных сплавов ВТ18У и ВТИ-4 близкая и составляет около 50 мкм, что является хорошим показателем жаростойкости.

Литература:

1. Ильин А.А. Титановые сплавы. Состав, структура, свойства: справочник / А.А. Ильин, Б.А. Колачев, И.С. Полькин. —М.: ВИЛС-МАТИ, 2009.—520 с.

Влияние выбора закона когезионной зоны на точность численной оценки межслоевой трещиностойкости термопластичных стекло- и органокомпозитов

[1]Салиенко А.Н., [1]Бабаевский П.Г., [2]Новиков Г.В., [1]Диас А.В.
[1]МАИ; [2]АО «Туполев», г. Москва, Россия

Термопласты как матрицы слоистых полимерных композитов (ПКМ) обеспечивают эффективное сочетание технологичности с прочностью. Инициирование и рост межслоевых дефектов, может значительно снижать прочность и жесткость композита и приводит к катастрофическому разрушению. При сложной структуре конструкции и недостаточной информации аналитическая оценка трещиностойкости и прогнозирование условий роста трещин в рамках упруго-линейной модели разрушения затруднены из-за сложности учета геометрических особенностей конструкций. Для решения этих проблем в настоящее время разрабатываются и широко применяются методы численного моделирования межслоевого роста трещин интегрированием микромеханических моделей в метод конечных элементов (МКЭ). Одной из таких моделей является модель когезионной зоны (МКЗ), описывающая неупругое поведение кончика трещины в результате образования локальной зоны псевдохрупкого предразрушения. Характеристики этой зоны (локальные деформации и прочность) определяют её закон (ЗКЗ). В зависимости от типа нагружения и механизма локального предразрушения материала, ЗКЗ может иметь различные формы (экспоненциальная, билинейная, трапецеидальная и другие) [1]. Интеграция ЗКЗ в МКЭ является основой метода численного моделирования когезионной зоны.

Целью данной работы является исследование влияния типа закона когезионной зоны на точность численной оценки методом МКЗ трещиностойкости термопластичных стекло- и

органокомпозитов (ТКМ), полученных по волоконной технологии на основе армирующих (стеклянных и органических арамидных) и образующих матрицу поликапроамидных волокон.

Локальные деформационно-прочностные свойства при растяжении слоистых термопластичных композитов на основе тканых полуфабрикатов определяли разработанным нестандартным методом [2]. Межслоевую трещиностойкость при нагружении по моде I определяли по стандарту с использованием образцов типа ДКБ. Численное моделирование и оценку межслоевой трещиностойкости осуществляли методом МКЭ и экспоненциального, билинейного и трилинейного ЗКЭ в программном комплексе “ANSYS” с использованием локальных межслоевых деформационно-прочностных свойств как параметров когезионной зоны. Результаты численного моделирования хорошо согласуются с результатами экспериментов. При оптимизации длины конечных элементов 0,5 мм с трилинейным ЗКЭ и 0,1 мм с экспоненциальным ЗКЭ, погрешность определения нагрузки, приводящей к началу роста трещины, не превышает 6,4 %. Билинейный ЗКЭ при минимальной длине ИЭ 0,1 мм даёт значительное расхождение результатов моделирования с экспериментальными данными.

1. Turon A., Davila C.G., Camanho P.P., Costa J. (2007). An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models. Engineering Fracture Mechanics, vol. 74, no. 10, p. 1665-1682.

2. Babaevsky P.G., Salienko N.V., Shatalin A.A., Evaluating the Local Strength and Crack Resistance of a Glass Fiber Epoxy Composite in the Interlayer Tension and Shear Using a Finite-Element Model and Experimentally Determined Parameters of the Cohesive Zone/Mechanics of Composite Materials, 2023, 59(4), pp. 713–724.

Достижения АО «НЦВ Миль и Камов» в развитии аддитивных технологий в вертолетостроении

Семенцова А.Н., Гурова С.Р.

АО «НЦВ Миль и Камов», г. Москва, Россия

Одной из основных задач разработчика авиационной техники в эпоху новых технологий является постоянное совершенствование, поиск новых конструкторских и технологических решений. Примером такой задачи является проект по внедрению аддитивных технологий в НЦВ. За 5 лет пройден путь от опытных исследовательских работ до внедрения в производство вертолётной техники.

Было разработано более 100 наименований деталей различных агрегатов и систем. Проведены стендовые испытания более 50 наименований деталей.

Для пилотного внедрения новой технологии был выбран вертолёт Ми-171А3. В рамках НИР НЦВ было проведено проектирование деталей с применением топологической оптимизации (бионического дизайна), проводилась отработка технологии на опытном производстве, была разработана конструкторская и технологическая документация, проведен ряд стендовых испытаний опытных деталей. В рамках ОКР «Создание вертолета Ми-171А3 «Офшор» проведены летные и стендовые испытания в составе фюзеляжа опытного образца вертолета, выпущена РКД на аддитивные детали вертолета и передана в серийное производство.

Таким образом, впервые в отечественном авиастроении были разработаны и включены в типовую конструкцию аддитивные детали вертолета Ми-171А3 такие, как: металлические кронштейны установки капотов, кронштейн крепления носового обтекателя, кронштейны крепления показателей воздушного давления, фитинги системы аварийного приводнения и пластиковые детали системы вентиляции и кондиционирования воздуха.

Это было реализовано, благодаря появлению отечественных паспортизованных конструкционных материалов, разработанных НИЦ «Курчатовский институт – ВИАМ» и ООО «ИЛМИТ» (Русал).

При проведении НИОКР были выбраны основные целевые показатели, при которых внедрение новой технологии имеет эффективность:

- Сокращение сроков производства в 2-5 раза и трудоёмкости изготовления деталей до 40%.
- Уменьшение массы деталей не менее, чем на 20%.

Для последующего внедрения аддитивной технологии в серийное аддитивное производство были разработаны и утверждены:

• нормативная документация, включающая технические требования к качеству получаемых заготовок и деталей, методам приемки и допустимым отклонениям;

• процесс выпуска технологической документации на заготовки деталей в PLM-системе;

• руководства для конструкторов для понимания основ проектирования и производства аддитивных деталей.

Основные результаты проведенных за 5 лет НИОКР:

• с нуля создана компетенция в ОКБ, опытном производстве и службе главного технолога в части проектирования и изготовления деталей по аддитивной технологии;

• внедренный технологический процесс прошел отработку на опытном производстве и доведен до серийного применения аддитивной технологии в вертолетостроении;

• достигнуто снижение массы деталей на 15-60% относительно их аналогов из традиционных материалов;

• технологии штамповки, сварки и фрезеровки заменены на аддитивную технологию с минимальной фрезеровкой посадочных мест.

Исследование возможности применения в составе космического аппарата топологически оптимизированного кронштейна, изготовленного с применением аддитивных технологий

Скутин В.А., Болгов В.В., Кузнецов А.Д.

АО «РЕШЕТНЁВ», г. Железногорск (Красноярский край), Россия

Топологическая оптимизация (ТО) позволяет создавать конструкции с заданными эксплуатационными характеристиками, уменьшая при этом их массу и, как следствие, снижать массу космических аппаратов (КА) в целом. Применение аддитивных технологий (АТ) для изготовления таких конструкций позволяет в разы увеличить коэффициент использования материала, сохранив при этом трудоемкость изготовления и физико-механические характеристики конструкции на уровне конструкций, изготовленных при помощи традиционных технологий, либо даже улучшить их.

Указанные преимущества особенно важны в условиях перехода на многоспутниковую модель построения орбитальной группировки КА, особенностью которой является необходимость внедрения серийного производства и осуществление группового запуска КА [1].

Проблема исследования заключалась в отсутствии у АО «РЕШЕТНЁВ» опыта в применении ТО конструкций КА и их изготовления при помощи АТ, а также в сложности квалификации новой конструкции и технологии ее изготовления для применения в летной материальной части.

Объектом исследования в данной работе являлся кронштейн управляющего двигателя-маховика экспериментального КА. Предметом – ТО кронштейна и его изготовление с применением АТ.

Целью данного исследования являлась квалификация топологически оптимизированного кронштейна, изготовленного методом селективного лазерного сплавления (СЛС) из алюминиевого порошка, для применения его в составе экспериментального КА и распространения применения новых технологий на последующие и перспективные КА производства АО «РЕШЕТНЁВ».

Для достижения поставленной цели в ходе исследования были решены следующие задачи:

• проведена ТО кронштейна в специальном ПО на основе ограничений по объему занимаемого места кронштейном, интерфейсных точек и нагрузок, приходящих на кронштейн на различных этапах жизненного цикла КА;

• проведен проверочный расчет полученной оптимизированной модели кронштейна;

• изготовлена партия кронштейнов методом селективного лазерного сплавления из алюминиевого порошка для проведения испытаний;

• проведены динамические и статические испытания кронштейнов и проанализированы полученные результаты.

Разработанный в ходе исследования кронштейн успешно прошёл динамические и статические испытания и подтвердил способность выдерживать вибрационные, ударные и

статические нагрузки, приходящие на него на различных этапах жизненного цикла экспериментального КА.

В результате исследования масса кронштейна двигателя-маховика экспериментального КА была снижена на 27,76 %, повышен коэффициент использования материала на 44,5 %, трудоемкость изготовления партии кронштейнов осталось на уровне классической технологии изготовления. На КА применяется три кронштейна, суммарное снижение массы элементов конструкции КА составило 0,222 кг, что является существенным для малых КА.

Перспективами развития ТО конструкций и технологии СЛС является распространение их применения на последующие и перспективные КА производства АО «РЕШЕТНЁВ» с целью снижения массы КА и их стоимости за счет повышения коэффициента использования материала при изготовлении СЧ КА, а также уменьшения трудоемкости изготовления массо и металлоемких конструкций. Так в АО «РЕШЕТНЁВ» на данный момент ведутся работы по испытаниям ТО кронштейнов для антенн нескольких разрабатываемых КА.

1. Путин поручил оперативно и кратно увеличить состав российской орбитальной группировки [Электронный ресурс]// ТАСС –Режим доступа: https://tass.ru/kosmos/19128765 (дата обращения: 09.10.24).

Создание функционально-градиентного материала на основе никелида титана для актуаторов систем управления

Снегирёв А.О., Алсаева О.С.
МАИ, г. Москва, Россия

Сплавы на основе никелида титана известны тем, что обладают эффектом памяти формы (ЭПФ), который позволяет находить им широкое применение в различных отраслях, в частности, в авиационной. Так, известно, что [1] термомеханические актуаторы на основе никелида титана используют для изменения, геометрии крыла, а также для терморегуляции и шумоподавления в силовых установках. Они используют рабочий элемент с памятью формы и элемент противодействия из конструкционных материалов.

В некоторых случаях необходимо минимизировать размеры актуаторов для использования в микросистемах управления. Для этого требуется отказаться от систем закрепления рабочего элемента и элемента смещения. Это возможно за счет создания функционально-градиентной структуры элемента из никелида титана, когда одна его часть является рабочей, а другая выполняет роль элемента смещения.

Объектом исследования являлась проволока диаметром 1,8 мм из сплава на основе никелида титана с содержанием никеля 55,6 масс. %. Из проволоки изготовлены цилиндрические пружины, которые были отожжены при 700 °С в течение 1 часа в вакуумной печи. Образцы старили в камерной печи при температурах 460 - 550 °С в течение 2 часов.

Для создания функционально-градиентной (ФГ) структуры элемента актуатора в виде пружины, которую старили при 460 °С 2 часа, затем его часть, выполняющую роль элемента смещения локально нагревали с помощью газовой горелки до температуры 550 °С в течении 1 минуты.

Исследование актуаторов проводили при сочетании пар пружин после разных видов термической обработки, а также на пружине после локальной термической обработки. Предварительную деформацию пружин задавали растяжением на различную величину $\Delta L_{исх}$ между захватами испытательной установки. Термициклирование актуатора проводили в водной среде в интервале температур 10-60 °С. Определяли обратимую деформацию актуатора, развиваемые им усилия и удельную работу.

Показано, что величина обратимой деформации при заданной 4% для термомеханического актуатора с рабочим элементом с ЭПФ составляет 3,5%, а для элемента смещения в сверхупругом состоянии составляет 0,5%. Так, актуатор с ФГ структурой способен восстановить 2 % деформации.

Развиваемые усилия при комнатной температуре для актуатора с рабочим элементом с ЭПФ составляют порядка 13 Н, а для элемента смещения в СУ состоянии - 40 Н. В функционально-градиентном актуаторе область рабочая область развивает порядка 13 Н, а в области с СУ-17 Н.

Удельная работа термомеханического актуатора из рабочего элемента и элемента смещения составляет 0,49 МДж/м3, в свою очередь, актуатор с функционально-градиентной структурой совершает 0,93 МДж/м3.

Показана возможность создания актуатора из единого элемента с градиентом характеристик эффекта памяти формы методами локальной термической обработки.

Исследования выполнены в рамках базовой части государственного задания вузам № FSFF-2023-0004 с использованием оборудования ресурсного центра коллективного пользования «Авиационно-космические материалы и технологии» МАИ.

Литература:

1. Jani J.M., Leary M., Subic A., Gibson M. A review of shape memory alloy research, applications and opportunities. Materials and Design. 2014. -V.56. pp.1078-1113.

Развитие повреждений в микропластиках углеродное волокно – полисульфон при усталостном нагружении

Степашкин А.А.

НИТУ МИСИС, г. Москва, Россия

Способность термопластичной матрицы к значительным пластическим деформациям и возможность течения полимера под нагрузкой обуславливает сложное деформационное поведение таких композиционных материалов, в том числе в условиях усталостного нагружения. К настоящему моменту деформационное поведение таких композиционных материалов изучено недостаточно.

Исследование накопления повреждений при усталостном нагружении проводили на образцах в виде нитей высокопрочного углеродного волокна Toray T700 и высокомодульного углеродного волокна UMT400 пропитанных раствором полисульфона а н-метилпиролидоне с последующим удалением растворителя. Полученные образцы для испытаний имели полную длину 220 мм, длину рабочей части 100 мм, захватные части образцов заклеивали в картонные накладки, содержание полимера в готовых образцах составляло 20±1, 30±1, 40±1 и 50±1 масс.%.

Испытания на усталостное растяжение проводили при знакопостоянном мягком цикле, с коэффициентом асимметрии ($R = \sigma min/ \sigma max$) равным 0,166 – 0,2, при максимальных напряжениях цикла в диапазоне от 500 до 4500 МПа, изменяемых с шагом 250 МПа. Продолжительность одного цикла составляла 18 - 30 секунд.

Испытания проводили в режиме малоцикловой усталости, предел выносливости определяли на базе 10000 циклов. Запись циклических диаграмм нагрузка-деформация осуществлялась в двух режимах, с использованием устанавливаемого на образец датчика MultiXtens и по перемещению активного захвата (точность 0,5 – 1 мкм). На единичном уровне напряжений испытано по 15 образцов.

Исследование микроструктуры образцов до и после испытаний проводили с использованием сканирующего электронного микроскопа TESCAN VEGA Compact (Joint stock company, TESCAN, Brno, Czech Republic).

Визуализацию деформированного состояния в образцах проводили путем сравнения фотографий, соответствующих различным напряженным состояниям в материале с использованием программного обеспечения Matlab. Получение изображений полей деформации осуществлялось с помощью кода MATLAB «Расширенная корреляция цифровых изображений по Лагранжу» (Augmented Lagrangian Digital Image Correlation (AL-DIC). На поверхность образца наносили текстуру и с помощью камеры отслеживали ее перемещение в процессе деформации, после чего с помощью алгоритма отслеживания изображения было вычислено поле смещения и поле деформации.

Характерной особенностью протекания усталостных процессов в исследованных образцах является очень узкая петля гистерезиса. Средняя величина энергии рассеянной в образце за 1 цикл составляет порядка 0,01 Дж. Использованная нами схема измерения деформации с использованием контактного датчика с базой 70 мм позволила разделить рассеяние энергии непосредственно в образце и рассеяние энергии в испытательной системе с учетом влияния

заклейки образца и дополнительных потерь, которая оказалась на порядок больше 0,1 — 0,12 Дж на 1 цикл.

Основное накопление необратимых деформаций происходит в пределах первых 200-500 циклов, после чего скорость накопления деформаций становится постоянной и сохраняется вплоть до разрушения.

Условный предел усталостной прочности по критерию отсутствия разрушений на базе испытаний 10000 циклов составляет для высокопрочных волокон 3,5 ГПа для высоко модульных волокон 2 ГПа, при более высоких максимальных напряжениях цикла происходит разрушение образцов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РНФ в рамках научного проекта № 22-43-02081.

Влияние легированности титановых сплавов на особенности формирования пластинчатой структуры при термической обработке

Степушин А.С., Гвоздева О.Н., Смирнов П.А., Журбенко А.С.
МАИ, г. Москва, Россия

На основе двухфазных (a+b)- титановых сплавов могут быть созданы энергопоглащающие материалы, стойкие к высокоскоростному ударному нагружению [1, 2]. В таких изделиях для снижения скорости распространения трещины и увеличению ударной вязкости создают пластинчатую структуру. Определяющими количественными параметрами такой структуры являются размер b-зёрен, длина и толщина размер a-пластин, а также размер внутризёренных колоний a-пластин [3]. При этом морфология a-фазы зависит от температурной области, при которой происходила деформация или выдержка, а её размер определяется последующей скоростью охлаждения [4]. Таким образом, регулируя температурно-скоростные условия деформации или термической обработки можно сформировать пластинчатую структуру с оптимальными параметрами. Поэтому, целью данной работы являлось изучение взаимосвязи между степенью легированности сплавов и скоростью охлаждения и их влияние на параметры структуры.

Исследования проводили на образцах, вырезанных из горячекатаных плит титановых сплавов ВТ6, ВТ23 и ВТ22. Термическую обработку проводили в муфельной печи электросопротивления СНОЛ-2.2,5.1,8/10-И3. Анализ фазового состава и структуры проводили на оптическом металлографическом микроскопе. Определение механических свойств проводили с помощью измерения твердости по методу Роквелла и кратковременных динамических испытаний на удар. Все исследования проводили на поверенном оборудования в соответствии со стандартами.

В работе для формирования крупнопластинчатой структуры нагрев проводили на 30-50°С выше температуры полиморфного превращения, а последующее охлаждение осуществляли в разных средах в интервале от 5 К/с до 0,002 К/с.

Определено, что охлаждение со скоростью 5 К/с позволяет зафиксировать в сплавах ВТ6, ВТ23 и ВТ22 структуру неравновесного состава, которая меняется от двухфазной крупнопластнчой, до двухфазной мелкодисперсной и до b-однофазной, соответственно. Такая структура имеет самую низкую ударную вязкость в среднем 0,15 МДж/м2. А понижение скорости охлаждения до 0,12 К/с приводит к формированию во всех сплавах крупнопластинчатой структуры равновесного состава. Установлено, что размер a-фазы от сплава ВТ6 до ВТ22 уменьшается с 30 мкм до 5 мкм при увеличении молибденового эквивалента с 3,2% до 10,8%. Установлено, что в высоколегированных сплавах ВТ23 и ВТ22 только ступенчатое охлаждение со скоростями 0,01 и 0,002 К/с позволяет сформировать структуру с размером a-пластин (23-28 мкм) и ударной вязкостью (0,68-0,55 МДж/м2) сопоставимую со сплавом ВТ6.

Таким образом, в сплавах ВТ6, ВТ23 и ВТ22 крупнопластинчатая (a+b)- структура с a-пластинами длиной не менее 20 мкм и толщиной не менее 5 мкм и ударной вязкостью не менее 0,55 МДж/м2 формируется при охлаждении скоростями от 0,12 К/с, 0,01 К/с и

0,002 К/с, соответственно.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-79-10264, https://rscf.ru/project/22-79-10264/.

Создание композитного материала из титановых сплавов с пористой структурой

Тевс М.Д., Румянцев К., Рябов А.А.
МАИ, г. Москва, Россия

В современном мире пористые покрытия находят разное применение. Одним из самых распространенных случаев является использование в медицине при изготовлении компонентов эндопротезов тазобедренного сустава (ТБС). Такое покрытие обеспечивает высокую остеоинтеграцию костной ткани.

Целью исследования была разработка способа нанесения пористого титанового покрытия из ВТ1-0 и ВТ6 на основу ВТ6. Самыми распространенными на данный момент способами получения пористого покрытия являются плазменное напыление и 3D печать. Существенным минусом покрытия, полученным первым способом, является низкая «разветвленность» поверхности, а второго – высокая стоимость. Альтернативным методом получения покрытия может являться нанесение титанового порошка или гранул с использованием органического связующего (в нашем случае – это поливиниловый спирт (ПВС)) и выпариваемого порообразователя – поваренной соли (NaCl).

Подложкой, на которую наносились покрытия, были пластинки из сплава ВТ6 (так называемый медицинский сплав, разрешенный для имплантирования). Предварительно образцы подверглись пескоструйной обработке для увеличения шероховатости поверхности, которая обеспечивает большее сцепление покрытия с основой. Для покрытия использовали гранулы и порошок из сплава ВТ1-0 (сплав, с лучшими биосовместимыми свойствами среди титановых сплавов) и ВТ-6. Дисперсность градировалась от «мелкого» порошка (менее 50 мкм), до «средних» гранул (от 250 мкм до 450 мкм). Размерность соли в различных вариантах образцов оставалась неизменной: от 200 до 600 мкм.

Было исследовано несколько вариантов смесей порошка и порообразователя, необходимость выпаривания перед сушкой в нескольких вариациях смесей, был проведен отжиг образцов при 1150 ºС и проведены последующие испытания на срез.

По результатам проведённых исследований было выявлено, что предложенная технология не позволила достичь поставленную цель вследствие низкой адгезионной прочности полученных покрытий. Для дальнейших исследований предложено повышение температуры спекания до 1300 ºС с целью увеличения адгезионной прочности покрытия с основой.

Параметрические исследования эффективности дополнительных накладок для гладких панелей с учетом ограничений по устойчивости и прочности при закритическом состоянии

Торопылина Е.Ю.
МАИ, г. Москва, Россия

Представлен краткий обзор методики классической потери устойчивости и расположении волнообразования для несущих панелей авиационных конструкций с учетом ограничений по устойчивости и прочности при закритическом поведении. В данной работе представлен параметрический и экспериментальный подходы применения классической теории потери устойчивости. Для проведения эксперимента применялась испытательное приспособление согласно ASTM 7137 (панели согласно ASTM 7137 имеют геометрические параметры 150x100 мм), которое позволяет обеспечить потерю устойчивости для панелей малой и средней толщин, но не обеспечивает классический вариант волнообразования.

Объектом исследований являются гладкие прямоугольные композитные панели малой и средней толщин ортотропной структуры. Целью работы являлось проведение параметрических численных исследований эффективности дополнительных накладок, расположенных в зоне нагружения, для обеспечения классической потери устойчивости несущих панелей, малой и средней толщины которых определены из условий обеспечения устойчивости и прочности при закритическом поведении. При рассмотрении задачи

определения геометрических параметров дополнительных накладок для обеспечения прочности при закритическом поведении в соответствии с методологией проектирования по закритическому состоянию [1], которая обеспечивает классическую потерю устойчивости. В работе представлена конечно-элементная модель, в которой учтено испытательное приспособление и элементарный образец согласно ASTM 7137. Также подобраны дополнительные накладки для гладких панелей с геометрическими параметрами 400x100 мм.

С целью экспериментального исследования закритического поведения композитных панелей в работе представлены некоторые результаты экспериментальных исследований углепластиковых панелей, нагруженных продольными сжимающими усилиями. Рассмотрены гладкие панели с накладками различных геометрических параметров. Представлены расчетно-экспериментальные исследования устойчивости композитных панелей с накладками и показано как расположение и геометрия накладки влияет на волнообразование.

Литература:

1. Митрофанов О.В. Проектирование несущих панелей авиационных конструкций по закритическому состоянию. – М.: МАИ (НИУ), 2020. – 160 с. – ISBN 978-5-4316-0757-8.

Перспективы использования РЗЭ для повышения эксплуатационных свойств литейных алюминиевых сплавов

Федорцов Р.С., Ряховский А.П., Шляпцева А.Д.
МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время редкоземельные элементы (РЗЭ) находят широкое применение в технике, например, в сенсорных экранах, осветительных приборах, компьютерной технике. Кроме того, они используются в медицинских системах, автомобильной промышленности (особенно в электромобилях), оборонной и металлургической промышленности. В настоящее время 83% от спроса на РЗЭ приходится на La, Ce, Y и Nd. В металлургии РЗЭ вводятся в сплавы на основе Al, Mg и Fe в небольших количествах лигатурами или мишметаллом для улучшения их механических характеристик [1].

Сплавы системы Al-Si используются в автомобильной и аэрокосмической промышленности благодаря высокой удельной прочности. Модифицирование силуминов с целью измельчения макрозерна, эвтектики (α + Si) и первичного Si и повышения их механических свойств обычно выполняется путем введения элементов-модификаторов в расплав. Широко используемыми промышленными модификаторами, для доэвтектических и эвтектических силуминов являются Sr и Na, а для модифицирования первичного Si в заэвтектических силуминах – P. РЗЭ представляют собой возможную альтернативу для модифицирования эвтектического и первичного Si в сплавах системы Al-Si [2,3]. Помимо повышения основных механических свойств РЗЭ могут повышать и специальные свойства силуминов. Все РЗЭ обладают близкими физико-химическими свойствами (плотность, температура плавления) и кристаллографическими свойствами (температура образования интерметаллидов), которые были сопоставлены в данной работе.

Согласно механизму «Impurity-induced twinning» (IIT), только элементы, показывающие «идеальное» отношение радиусов атомов ri / r~1.646 (где ri - атомный радиус элемента, а r- радиус кремния) являются модификаторами [4]. Основная идея механизма IIT заключается в том, что атомы модифицирующего элемента адсорбируются на гранях растущего кристалла кремния по границе раздела твердой и жидкой фаз. Это приводит к образованию новых двойников и, следовательно, обеспечивает их рост в разных направлениях. Однако механизмы модифицирования эвтектики и /или первичного Si под действием РЗЭ еще недостаточно изучены и объяснены. В работе проведен краткий обзор преимуществ и недостатков индивидуального введения различных РЗЭ для модифицирования сплавов системы Al-Si для доэвтектических, эвтектических и заэвтектических составов. Эффективность модифицирования РЗЭ эвтектического и/или первичного кремния строго связано с конкретным элементом и его содержанием. В настоящее время фактическая стоимость и эффективность РЗЭ не позволяют использовать их в литейном производстве для промышленного применения.

Литература:

1. Ozen Gursoy, Giulio Timelli. Lanthanides: a focused review of eutectic modification in hypoeutectic Al–Si alloys. Journal of Materials Research and Technology Vol. 9, Iss. 4, P.8652-8666 (2020).
2. Петров И.А., Телицына О.В. Исследование влияния некоторых редкоземельных элементов на свойства силумина эвтектического типа // Технология Легких Сплавов. 2021, № 1. с. 54 -59.
3. Петров И.А., Ряховский А.П., Шляпцева А.Д., Федорцов Р.С., Майоров Д.И. Исследование влияния некоторых редкоземельных элементов на структуру и свойства силумина заэвтектического типа // Технология Легких Сплавов. 2023, № 2. с.11 -19.
4. Lu, SZ., Hellawell, A. The mechanism of silicon modification in aluminum-silicon alloys: Impurity induced twinning. Metall Mater Trans A 18, P. 1721–1733 (1987).

Особенности определения содержания связующего в углепластиках методом низкотемпературного сольволиза

Ханова В.Р.
ПНИПУ, г. Пермь, Россия

Одним из ключевых параметров на этапе проектирования деталей из ПКМ, а также при контроле готового изделия, является содержание матрицы (связующего) в материале [1]. В связи с чем, поиск новых точных и более быстрых методологических подходов по определению данного показателя является актуальной задачей. Основными методами определения содержания связующего при изготовлении деталей из углепластиков являются: расчетный метод, выжигание и травление в растворах органических кислот [2]. Самым достоверных и наглядным методом по определению данного показателя является метод согласно требованиям ГОСТ Р 56682 (метод 1 способ В) [3]. Однако, он обладает такими недостатками, как высокие температуры кипения раствора и продолжительное время проведение испытаний.

Целью работы является опробование метода низкотемпературного сольволиза для ускоренного определения содержания связующего в углепластиках.

Одной из главных задач низкотемпературного сольволиза является утилизация полимерных композиционных материалов (ПКМ). Метод заключается в травлении образцов ПКМ в растворе серной кислоты, перекиси водорода и дистиллированной воды. В работе коллектива Е.А. Лебедева, С.А. Астафьева и коллег [4] показаны результаты получения из образцов углепластика исходного волокна, что аналогично широкоприменяемому методу, представленному в ГОСТ Р 56682.

В работе опробован метод сольволиза на образцах углепластика на основе тканого наполнителя, однонаправленного и с комбинированной схемой армирования в сравнении с ГОСТ Р 56682 (метод 1, способ В). Масса образцов выбрана в соответствии со стандартом - (0,9±0,1) г. Материалы раствора для проведения низкотемпературного выбраны в соответствии со статьей коллектива Е.А. Лебедева, С.А. Астафьева и коллег, представленные в работе [4]: серная кислота, х.ч., перекись водорода 50%, х.ч., и дистиллированная вода. По результатам первичных испытаний, отмечено, образцы на основе тканого наполнителя и образцы с комбинированной схемой армирования не растворяются в полном объеме, в отличие от образцов на основе однонаправленного наполнителя.

Для оценки влияния геометрии и схемы армирования на полноту растворения, длина образцов сокращалась в несколько раз для каждого типа материала. Вследствие чего, отмечено растворение образцов в полном объеме. Сравнительные испытания в соответствии с ГОСТ Р 56682 показывают соответствие полученных результатов рассматриваемому методу.

Стоит отметить, что время проведения испытаний по методу низкотемпературного сольволиза сокращается в 2 раза в сравнении со стандартным методом по ГОСТ Р 56682, что является существенным преимуществом при изготовлении деталей из ПКМ.

Литература:

1. Коган Д.И., Чурсова Л.В., Петрова А.П. Полимерные композиционные материалы, полученные путем пропитки пленочным связующим // Композиционные материалы. 2011. №11. С. 2-6.
2. Мишкин С.И., Малаховский С.С., Гуняева А.Г., Гуляев И.В. Особенности определения содержания связующего в углепластиках на основе различных видов углеродных наполнителей методом выжигания // Труды ВИАМ. 2020. № 12(94). С. 59-66.
3. ГОСТ Р 56682–2015. Композиты полимерные и металлические. Методы определения объема матрицы, армирующего наполнителя и пустот. М.: Стандартинформ, 2016. 26 с.
4. Е.А. Лебедева, С.А. Астафьева, Т.С. Истомина, Д.К. Трухинов, Г.В. Ильиных, Н.Н. Слюсарь Применение низкотемпературного сольволиза для переработки армированных углепластиков // Журнал прикладной химии. 2020. Т. 93. №. 6. С. 834-844.

Механизм управления микроструктурой посредством ультразвукового воздействия в процессе лазерной обработки нержавеющей стали

Шварц И.В., Никифоров С.А., Горунов А.И., Гильмутдинов А.Х.
КНИТУ-КАИ, г. Казань, Россия

Лазер – современный и наиболее эффективный источник энергии, использующийся в таких технологических процессах как сварка, наплавка, поверхностная обработка (термоупрочнение), а также в прогрессивно развивающейся области аддитивных технологий. [1].

Недостатком применение лазерного излучения является металлургические проблемы касаемые формирования микроструктуры и свойств сварных швов и покрытий. Это связанно с высокой скоростью кристаллизации (затвердевания) и большими температурными градиентами. Кроме этого, механические свойства определяются микроструктурой, которая зависит не только от условий кристаллизации, но и от содержания легирующих элементов в исходном материале. Для нержавеющей стали аустенитного класса эти легирующие элементы разделяют на ферритизаторы и аустенизаторы [2]. Регулируя их содержание, а также воздействуя на процесс кристаллизации возможно оказывать влияние на структурообразование и, соответственно на механические характеристики сварных швов и покрытий [3].

В данной работе рассматривается процесс лазерной точечной обработки нержавеющей стали с целью детального исследования влияния ультразвукового воздействия на формирование микроструктуры. Эксперименты проводились с помощью иттербиевого волоконного лазера ЛС-6-К производства фирмы IPG Photonics. Ультразвуковое воздействие осуществлялось с помощью излучателя Ланжевена мощностью 100 Вт и частотой 40 кГц.

Проведен анализ микроструктуры сварных точек. Показано, что структура сварной точки представлена зернами аустенита с включениями δ – феррита. При этом обработка нержавеющей аустенитной стали без ультразвукового воздействия приводит к образованию столбчатых дендритов, в отличии от обработки с ультразвуковым воздействием, где структура стремится к глобулярной форме. Для количественной оценки влияния УЗК на микроструктуру, разработан алгоритм определения процентного содержания фазовых составляющих на основе подготовленных оптических снимков.

Введение дополнительного ультразвукового воздействия в процессах лазерной обработки может быть эффективным инструментом управления микроструктурой и свойствами сварных швов и покрытий.

1. Patterson, T., Lippold, J. & Panton, B. Laser weld formation and microstructure evolution in stainless steel alloys. Weld World 66, 1521–1534 (2022). https://doi.org/10.1007/s40194-022-01285-6
2. Федосеева Е.М., Ольшанская Т.В., Душина А.Ю. Закономерности формирования структуры в механизмах кристаллизации аустенитных сталей (обзор) // Вестник ПНИПУ. Машиностроение. Материаловедение. – 2023. – Т. 25, № 1. – С. 83–97. DOI: 10.15593/2224-9877/2023.1.09
3. Gilmutdinov A. Kh., Gorunov A. I., Nyukhlaev O. A., Schmidt M. Investigations of the sound frequency effect on laser acoustic welding of stainless steel. The International Journal of Advanced

Manufacturing Technology, 2020, Vol. 106, Issues 7–8, pp. 3033–3043, Springer Science and Business Media LLC. https://doi.org/10.1007/s00170-019-04825-5

Моделирование эффективных механических характеристик пространственно-армированного композиционного материала

[1]Шелков К.А., [2]Кудрин А.М., [2]Нигметьянов А.Р., [1]Соляев Ю.О.
[1]МАИ; [2]Филиал АО «ВПО «Точмаш» - Центр ОКР, г. Москва, Россия

Среди всех видов композиционных материалов наиболее широкое распространение в авиационной и космической отрасли получили слоистые композиты с армированием монослоя в одной плоскости [1]. Однако их низкая прочность на сдвиг и поперечный отрыв, а также низкая ударная прочность ограничивают их применимость в элементах, воспринимающих большие сдвиговые нагрузки, усилия, действующие из плоскости, например в стрингерах, теплозащитных панелях, лопатках двигателя, резьбовых изделиях из композиционных материалов [2]. Это приводит к необходимости снижения действующих напряжений, что в свою очередь приводит к утяжелению конструкции.

Одним из способов решения этих проблем является применение пространственно-армированных композиционных материалов, которые имеют дополнительное армирование из плоскости слоя. Это позволяет увеличить сопротивление структуры разрушению вследствие поперечного отрыва и сдвига. Такие композиты позволяют более гибко управлять механическими характеристиками структуры за счёт использования различных направлений и типов волокна, позволяют локализовать распространение трещин и увеличить ударную стойкость [3-5]. Однако определение эффективных механических характеристик таких материалов является трудной задачей из-за сложности их структуры.

В рамках работы было проведено определение эффективных упругих свойств пространственно-армированного композиционного материала аналитическими подходами (мезомеханическая модель, модель элементарного слоя [4]) и упругих и прочностных характеристик численным расчётом с помощью модели представительного фрагмента с помощью микромеханического подхода, с дальнейшей валидацией результатов по экспериментальным данным. Было проведено моделирование образцов с концентраторами напряжений в виде вырезов (notched) и отверстия (ОНТ), выполненных из рассматриваемого материала. На основе результатов расчетов показано влияние структуры на прочностные и упругие свойства и важность её учёта. Проводилось сравнение полученных в ходе анализа кривых напряжения-деформации и механизмов разрушения образцов с экспериментальными данными. Отличительной особенностью всех моделей является учёт возможности расслоений между жгутами, а также их прогрессирующее разрушения, что позволяет в ходе численного расчёта получить нелинейные зависимости сила-перемещения (напряжения-деформации), которые в дальнейшем могут использоваться для анализа конструкции.

1. Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учеб, для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. – 516 с.

2. М.А. Любченко, И.В. Магнитский, С.В. Тащилов, А.Л. Чжан Масштабные эффекты в резьбовых деталях из пространственно-армированных углерод-углеродных композиционных материалов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2023. – Т. 9. – С. 14-22.

3. Fredrik Stig An Introduction to the Mechanics of 3D-Woven Fiber Reinforced Composites: Licentiate Thesis – KTH, Stockholm, Sweden, 2009 – 29 p.

4. Пространственно-армированные композиционные материалы: Справочник/ Ю. М. Тарнопольский, И.Г. Жигун, В.А. Поляков, – М.: Машиностроение, 1987. –224 с.: ил.

5. Deepak Kumar Patel Developing a Progressive Damage and Failure Model for Hybrid 3D Woven Textile Composites using NCYL Multiscale Method: PhD Thesis –University of Michigan, Michigan, USA, 2017 – 230 p.

Результаты применения метода лазерного удара при обработке образцов из титанового сплава

Ширяев А.А., Миленин А.С.
АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, Россия

Требование к повышению ресурса деталей газотурбинного двигателя (ГТД) [1] приводит к созданию новых методов обработки материалов с целью улучшения их свойств.

Одним из таких методов является лазерное ударное упрочнение (ЛУО/Laser Shock Peening). Достоинствами метода является следующее: наведение сжимающих остаточных напряжений (ОН) на глубину до 1 мм [2-4], что превосходит остальные методы упрочнения [5], возможность обрабатывать сложнопрофильные поверхности [2] и отверстия, отсутствие контакта детали с инструментом в процессе обработки и термического воздействия, а также малое время обработки. В качестве защитного покрытия используется алюминиевая фольга, лента ПВХ, а в качестве удерживающего слоя, как правило, слой воды толщиной до 1 мм.

В рамках работы рассмотрено влияние лазерной ударной обработки на параметры поверхностного слоя (шероховатость, уровень и глубина остаточных напряжений) плоских образцов из титанового сплава.

ЛУО плоских образцов 50×40×2 мм проводилось Nd:YAG лазером. В качестве защитного слоя использовалась алюминиевая лента.

Получены графики зависимости шероховатости от параметров ЛУО для плоских образцов.

Установлено, что в диапазоне плотностей мощности 0,3…0,6 I/Imax шероховатость выходит на асимптоту. Увеличение шероховатости в целом обусловлено повреждаемостью защитного слоя, поскольку при каждом новом проходе доля давления, отражённая защитным слоем, уменьшается. Процент перекрытия приводит к увеличению шероховатости, но оказывает меньшее воздействие.

Также проведено моделирование процесса ЛУО и проведена верификации модели материала на экспериментальных данных по эпюре остаточных напряжений. Результаты сравнения расчетных и экспериментальных данных находятся в разумном согласии друг с другом.

Моделирование включало два этапа. На первом проводилось моделирование распространения упругопластических волн на основе определяющего соотношения Джонсона–Кука, на втором – осуществлялся статический расчет распределения остаточных напряжений.

Полученные результаты позволят разработать технологические рекомендации по требуемым параметрам обработки для обеспечения эксплуатационных свойств лопаток ГТД.

Литература:

1. Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / А.А Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М: Машиностроение, 2008. – Т.2. – 368 с.; ил., – (Серия: Газотурбинные двигатели). с.56

2. Ширяев А.А., Габов И.Г., Миленин А.С. Влияние лазерного ударного упрочнения на параметры поверхностного слоя лопаток компрессора газотурбинного двигателя из титанового сплава. Вестник ПНИПУ. Машиностроение, материаловедение, 2024, №1, С.66-73.

3. Mironov S. et al. On the relationship between microstructure and residual stress in laser-shock-peened Ti-6Al-4V, 2022, Journal of Alloys and Compounds, no. 900, 163383. DOI:10.1016/j.jallcom.2021.163383

4. Verezhak M.et al. Application of deep learning for technological parameter optimization of laser shock peening of Ti-6Al-4V alloy, 2024, Frattura ed Integrità Strutturale, no. 70, p. 121-132. DOI: 10.3221/IGF-ESIS.70.07

5. Гидродробеструйный метод упрочнения деталей [Электронный ресурс]. – Режим доступа:https://www.gidroabraziv.com/technology/gidrodrobestrujnyj-metod-uprochneniya-detalej-gtd.

Алфавитный указатель

А
Абрамов Я.С. 15, 239, 271
Аверьянов И.О. 6
Аветисян Б.Р. 129
Авраменко А.Д. 229
Агамиров В.Л. 102
Агамиров Л.В. 102
Александров А.А. 276
Александров Л.Г. 176, 202
Алексеев Г. 103
Алесов М.Б. 103
Алсаева О.С. 273, 303
Ананенков А.Е. 138
Аникин В.Н. 294
Аникин Г.С. 104
Анисимов С.А. 176
Антипин Е.Д. 286
Антипов Д.В. 283
Арифуллин Р.Х. 20, 46
Арсёнов А.В. 274
Арутюнов А.Г. 23
Архипов А.Н. 98
Астанин В.В. 296
Астафьев Е.А. 274
Аунг К.М. 7
Ахмедьянова Е.Н. 155
Ашмарин А.А. 276
Б
Бабаевский П.Г. 281, 282, 300
Багно Д.В. 104
Бадаев И.М. 181
Баданина Н.Д. 230
Байков А.Е. 231
Баймуханов Т.Ж. 8
Балакирев Н.Е. 159
Балык В.М. 177
Баранов М.С. 178
Барашков И.С. 59
Бардин Б.С. 235, 267
Барышев А.С. 119
Батанов М.С. 52
Батищев В.Ю. 105
Бачурин Д.Ю. 159
Безверхий М.А. 232
Беличенко М.В. 232
Белкова И.А. 106
Белоусов Н.А. 106
Бельский А.Б. 13
Белявский А.Е. 179
Беляев К.С. 44
Беляева Н.В. 53
Беляков А.Ю. 180
Беляков В.В. 119
Березовская В.П. 181
Бецофен С.Я. 276, 295
Билал Г.М. 96
Биндиман А.П. 54, 78, 233
Блоцкая Н.С. 43
Бобе Л.С. 208, 217
Бобрук Е.В. 296
Богатова А.А. 147
Болгов В.В. 302
Бондарев В.Г. 124
Бондаренко Н.С. 66
Бондаренко Ф.А. 103
Борисенко И.А. 181
Борискин Д.Д. 107
Борисов А.И. 164
Борисов А.Ю. 145
Борисов В.Д. 182
Боровик И.Н. 54, 78
Боровиков Д.А. 70
Бородкин Н.М. 54
Бортаковский А.С. 108, 109
Босак Д.Б. 17
Боцкалев Н.А. 109
Боярский Г.Г. 48
Брагинец В.Ф. 142
Бруханский А.В. 105
Бурова А.Ю. 52, 55, 56
Бусурин В.И. 123
Бут В.П. 50
Бутылкин Ю.П. 199, 200
Быков Л.В. 192
Быковская Е.Д. 8
В
Важенин Н.А. 107
Вальков В.В. 110
Васецкий С.О. 119
Васильев Ф.А. 44, 183
Васин Ю.А. 178
Васькова В.С. 234
Верещагин А.О. 184
Версин А.А. 57
Вестяк В.А. 102
Видов Н.М. 235
Виноградов М.С. 111
Волков А.А. 63, 91
Волков Е.В. 235
Волобуев Р.А. 9, 11
Волосков Б.С. 276
Волоцуев В.В. 185
Волчихин В.А. 100
Воронин А.А. 58
Воронка Т.В. 10
Воронцов В.А. 199, 204, 228
Вяткин В.П. 154
Вятков В.В. 61, 70, 84
Г
Гавва Л.М. 19, 33, 37, 40, 278
Гаева А.П. 102
Галактионов И.В. 165
Галкин В.И. 293
Галкин Е.В. 276
Галкин М.Ю. 9, 11
Галкина Е.Е. 185
Гаськов А.С. 186
Гвоздева О.Н. 305
Гвоздкова И.Д. 205
Гемранова Е.А. 59
Герасимов А.В. 112, 146
Герасимов Д.С. 236
Гильмутдинов А.Х. 288, 298, 309
Глотов М.К. 223
Глухова Э.Д. 187
Глушков С.В. 191
Гнедов А.В. 12
Гожальский Д.И. 237
Голенок А.В. 80
Головин Д.А. 238
Голуб А.Г. 113
Голуб А.П. 48
Голубков А.К. 284
Гончаренко В.И. 26
Горбунов А.А. 59
Горбунов Г.Л. 188
Гордеев С.В. 60
Горунов А.И. 309
Горшкова А.П. 265
Гостев А.В. 38, 39, 239, 271
Гречишкин А.В. 189
Грешников И.И. 187

Григорьев В.Г. 203
Гришаев Д.П. 144
Гришина А.Ю. 13
Гришина Л.А. 28
Гришко Д.А. 196, 245
Громов С.В. 277
Груздов И.Ю. 187
Гук А.С. 44
Гунчин В.К. 38
Гурова С.Р. 301
Гусев Е.В. 198
Гюльмагомедов Н.Х. 114
Д
Давыдов А.А. 61, 70
Давыдов Д.Д. 280
Данилин А.И. 163
Данич М.А. 240
Дворников М.В. 29
Дегтярев С.А. 97
Дегтярев С.В. 281
Дедова Д.В. 282
Демченко Д.С. 62
Деркач Д.А. 293
Диас А.В. 282, 300
Доброславский А.В. 241
Добрыдник А.Н. 181
Дорофеев В.С. 115
Дроботов В.Б. 189
Дружкова Ю.А. 63, 91
Дубровин И.Г. 190
Е
Евгений С.С. 289
Евреинова Г.Д. 64
Евсеев А.М. 113
Евсеев Д.А. 114
Евстратов С.В. 39
Евтушенко М.А. 191
Егоров А.В. 183, 189
Егоров В.В. 115, 126
Ежов А.Д. 192
Екимовская А.А. 189
Елисеев Н.Д. 59
Еремин А.Г. 65
Еремин Д.В. 172
Ерёмин С.А. 294
Ерзнкян С.Е. 116
Ермаков В.Ю. 204, 207, 223
Ермаков П.Г. 117
Ермакова М.О. 64
Ермилов А.А. 242
Ерохин Г.А. 194
Есипович О.А. 13
Ефимов И.В. 65
Ефимова Н.С. 151
Ефремов А.В. 13, 18, 32, 41
Ефремов Е.В. 13, 34
Ефремов Е.Ю. 12
Ж
Жарков М.В. 118
Жданов В.И. 66
Жданова К.А. 193
Жеглов М.А. 119
Жеребцова К.С. 206
Жмурова Д.Б. 119
Жуков А.А. 119, 194
Журавлев А.В. 287
Журбенко А.С. 305
З
Загидуллин Р.С. 283
Загородников С.А. 66
Загуменнов Н.В. 83
Зайцев М.Д. 120, 121
Зайцева К.А. 100
Закиров Р.В. 242
Захарова О.О. 195
Заяц Е.Е. 243
Зверева Е.Л. 108
Звонарев С.Л. 67
Звонарева Г.А. 67
Земляный Е.С. 122, 162
Зимин И.И. 186
Зинина А.И. 14
Зноев В.Ю. 153
Зо Л.Х. 123
Зубко А.А. 201
Зыкин И.А. 186
И
Ибрагимов Д.Н. 244
Иванов А.В. 79, 261
Иванов С.Г. 196, 245
Иванова А.В. 196
Ивашиненко М.О. 197
Игнатов А.И. 250
Ильин Е.В. 104
Исаева С.Ю. 195
Исакин В.П. 15
Истомин Е.А. 76, 86
К
Кабанов А.А. 182, 209
Кабанов А.С. 185
Кабанов Д.Д. 124
Кабиров И.Р. 124
Казанцев С.Ю. 158
Казеннов И.С. 76, 86
Калашников А.И. 45
Каленова Н.В. 135
Калинина О.И. 125
Каменский С.С. 59, 233
Капырин Н.И. 246
Карамов Р.И. 247
Каргаев М.В. 16
Карепин П.А. 68
Картуков А.В. 126
Карягин И.А. 198
Катанов М.А. 69
Качура А.В. 199
Кащеев И.С. 70
Квашнин В.М. 293
Кейно П.П. 127, 147
Кепман А.В. 285
Ким Р.В. 128
Кириллова Л.Н. 284
Киселев А.В. 35
Киселев И.В. 126
Киспе Мендоза М.В. 199
Клепцов В.И. 16
Клецова А.Д. 212
Клименко И.В. 200
Клочкова Е.Н. 129
Ковалева Н.Н. 61, 70, 84
Коваль С.М. 38, 71
Ковтун М.А. 185
Коган И.Л. 199, 200
Когтев В.Д. 120, 121
Кожевников Г.Д. 72
Кожемяко А.С. 201
Козедра П.А. 223
Козинин Е.А. 181
Козлов Н.А. 281
Козырев Н.А. 127
Колениченко Г. 285
Колесник О.А. 17
Колесникова А.М. 294
Коломин И.В. 89
Комаров Е.С. 100
Кондиров В.В. 130
Кондратьев В.Н. 285
Кондрашов Ю.Н. 232
Кондряков А.Д. 73, 75
Коновалов К.А. 159
Кононов Н.О. 24
Коноплев Ю.В. 143
Константинов С.Б. 176, 202

Константинов С.Г. 22
Корзун Ф.А. 18
Корнеев К.Р. 247
Корнеенкова А.В. 128
Коробков М.А. 131
Король Д.Г. 132
Корольский В.В. 19, 278
Коротков С.С. 27
Корсунский А.М. 289, 290, 291
Косарев М.В. 54
Коффи А.Н. 248
Кочетков Н.Ю. 56
Кочетков Ю.М. 56
Кошелев К.Б. 262, 263
Кравцов А.Д. 281
Кравцов К.А. 122
Краев В.М. 80
Красильников П.С. 241
Красноперов П.М. 188
Кривоногова Т.О. 78
Кривушов А.И. 143
Кротов К.В. 46, 48, 225
Кружалов А.Г. 74
Кручинин М.М. 35
Крылова М.А. 47
Крыченков Д.А. 196
Кубраков Д.В. 249
Кувакин Д.М. 75
Кудрин А.М. 310
Кудрявцева И.А. 152
Кузнецов А.Д. 302
Кузнецов В.С. 169, 237
Кузнецов П.М. 106, 168
Кузьмин Е.В. 81
Кулаков В.В. 284
Кулешов А.С. 235, 242
Куракин В.В. 203
Куракина А.С. 148
Курис Э.Д. 132
Кучмий А.Д. 172, 175
Л
Лавриненко К.М. 231
Лаврищева Л.С. 8, 20
Лазарев М.В. 293
Лазарев Н.Д. 250
Лазарева А.А. 86
Лебедев А.В. 133
Лебедев А.И. 76, 86
Лебедев К.В. 132
Левашкин-Леонов С.В. 204
Леонтьев М.К. 73, 77, 97
Лепешкин А.Р. 7
Лесик Е.С. 21
Лесневский Л.Н. 274
Лиджиев А.А. 299
Лийн Е.А. 134
Лобов В.А. 286
Логачев С.Д. 187
Локшин Б.Я. 48
Ломов С.В. 247
Лопаткин Д.В. 144
Лоскутов Д.И. 135
Лукин Е.И. 276
Луковский М.А. 136
Лунев К.О. 46, 48
Лунева А.А. 251
Лунева С.Ю. 251
Любезный Б.В. 204
Любченко М.А. 287
Ляпина В.С. 146
М
Магнитская М.В. 287
Магнитский И.В. 287
Макаров Д.А. 21
Макеев П.В. 22
Макисменко Е.И. 295
Максимов А.И. 137
Максимов Б.А. 252
Максимов Н.А. 120, 121
Максимова И.Д. 205, 214
Малашкин А.В. 137
Малышев А.Д. 205
Малюсин Ю.В. 130
Мамаева Д.Г. 287
Манин А.Н. 265
Марин Д.В. 138
Марина В.С. 87
Маркарян А.О. 139
Маркелов Е.Е. 293
Мартиросов В.Е. 103
Мартиросов Д.С. 53, 59, 233
Мартиросов М.И. 282
Марюшина З.Л. 198
Матвеев А.А. 78
Матвеев А.М. 136
Матвеев В.С. 75
Матюнин В.И. 12
Матюшев Т.В. 29, 205, 206, 214
Мелконян Р.В. 23
Мельников А.В. 62
Мельников А.С. 288
Мелюков С.А. 140
Мещеряков В.М. 142
Мигдалова С.Д. 78
Миланко К.Н. 207
Миленин А.С. 311
Милто Е.В. 216
Минасян В.Б. 141
Мирзоян А.А. 82
Миронов Ю.Б. 158
Миронова К.А. 78
Миронова Л.И. 17, 71
Миронченко М.Г. 142
Митин Ф.В. 143
Митрофанов О.В. 24, 25, 40
Митькин М.А. 143
Моисеев Д.В. 45
Монахов М.Д. 144
Монахова В.П. 64
Монгуш Д.С. 144
Морданов М.Р. 208
Морина М.А. 164
Мукамбетов Р.Я. 66
Мухин А.Н. 73
Мырзин В.В. 79
Н
Нагибин С.Я. 110, 135
Надоров И.С. 255
Назаров А.В. 145
Назаров Е.В. 36
Наниджанян А.К. 165
Наумов А.В. 253
Нафиков М.И. 289
Неверов А.С. 80
Нелин И.В. 146
Немцева А.С. 214
Нерядовская Д.В. 254
Нестеренко В.Г. 81
Нетелев А.В. 181, 197
Неткачев В.В. 172
Нигматуллин Р.Р. 82
Нигметьянов А.Р. 310
Никитин Н.Ю. 289
Никитина Е.В. 274
Никифоров С.А. 309
Николаев И.А. 69, 274
Никонов В.И. 254
Ничков В. 154
Новиков А.Ю. 147

Новиков Г.В. 300
Новиков М.Д. 116
Номеровский Е.А. 290
О
Овчарова М.С. 212
Овчинникова Е.В. 155, 160
Олесова Н.И. 82
Олешко В.С. 26
Онуфриев А.В. 27
Остроумов М.Н. 280
Охотников Д.А. 137, 148
П
Павлов А.В. 208
Павлов В.Ю. 110
Павлов О.В. 148
Палий В.И. 156
Панасов А.М. 149
Паневин А.Ю. 28
Панин Ю.В. 180, 227
Пантелеев А.В. 150, 255
Парненков А.Е. 49
Парфенюк Д.А. 67
Паршин Н.В. 291
Пауков Д.И. 209
Пересыпкин К.В. 185
Петренко Д.С. 29
Петрицкий А.Г. 151
Петров К.С. 152
Петров М.А. 29
Петрова Е.Н. 83
Печерский А.В. 66
Пиков В.А. 128
Пименова О.В. 153
Пласкеев Н.А. 207
Плохих А.П. 107
Поветкин И.С. 84
Подгорная В.М. 256
Покидько А.М. 84
Полехин И.Ю. 257
Половников Д.Е. 210
Полонцов С.М. 292
Пономарева В.С. 211
Поплавский А.В. 30
Попов С.А. 31, 277, 293
Попов Ю.И. 285
Попыкин А.В. 12
Поройков А.Ю. 172
Преображенский Е.В. 293
Прилипко Е.А. 294
Проданик В.А. 32
Прокопенко Д.А. 295
Прокофьев Е.О. 85
Пронина П.Ф. 212
Пронкин А.А. 198
Пронькин А.Н. 118, 154
Прошкин В.Ю. 213
Прядкин С.П. 13
Пташник Е.А. 118
Р
Рабинский Л.Н. 282
Равикович Ю.А. 88, 98
Рамазанов И.А. 296
Рассказова В.А. 257
Ратников Ф.Д. 277, 293
Рачков А.А. 258
Редников С.Н. 155
Рогов А.Н. 155
Родионов В.С. 159
Родионова А.С. 297
Родников А.В. 234, 259
Рожкова А.С. 116
Романенко В.Д. 15
Ромашко Р.В. 76, 86
Рубля Р.С. 298
Рукавицин С.Н. 217
Румянцев К. 298, 306
Рыбина А.С. 214
Рыбников С.И. 156
Рыженков В.М. 80, 97
Рызыванов И.П. 78, 84
Рыманова А.Н. 33
Рюмшин Р.И. 133
Рябов А.А. 299, 306
Ряховский А.П. 307
С
Саакян В.В. 287
Сабитов Р.А. 86
Сабурова С.П. 109
Савельев П.Д. 215
Савушкина С.В. 69
Садртдинов В.Д. 106
Сайдалиева Д.Р. 156
Салиенко А.Н. 282, 300
Салиенко Н.В. 282
Салимгареева В.Р. 216
Салимон А.И. 290, 291
Сальников А.Ф. 83
Сальников Н.А. 217
Самойлов А.В. 87
Сапожников М.В. 158
Сафронов С.Л. 208
Сафронова К.П. 218
Сахаров Д.С. 218
Светличная Е.В. 192
Сволфс Йентл 247
Севальнев Г.С. 276
Селюцкий Ю.Д. 48
Семенова Д.О. 34
Семенцов М.Н. 34
Семенцова А.Н. 301
Сенкевич К.С. 298
Сергеев И.С. 159
Сергеева Е.С. 287
Сергеева Н.И. 260
Сергеичев И.В. 247, 276
Серебрянский С.А. 23, 36, 38
Середа П.А. 124
Серков В.В. 88
Серьезнов А.И. 89
Сидоров М.В. 289
Силуянов А.А. 127
Силуянова М.В. 66, 92
Симкина А.В. 260
Синяев А.Э. 35
Скворцов Ю.В. 191
Скляр Е.Ф. 208
Скутин В.А. 302
Смирнов А.А. 299
Смирнов К.К. 145
Смирнов П.А. 305
Смотров А.В. 90
Снегирёв А.О. 273, 303
Соколова А.С. 63, 91
Солдатов П.Э. 196
Соловьев А.И. 196
Соловьева А.В. 73
Соловьева Е.О. 261
Солодилов И.С. 35
Соляев Ю.О. 310
Сотникова Н.В. 47
Спорова Е.В. 162
Старков А.В. 130
Староверов Н.Н. 8, 20
Статник Е.С. 290
Степанов А.Е. 253
Степашкин А.А. 277, 289, 293, 304
Степушин А.С. 305
Сторчевой В.Ф. 155
Страхов С.Ю. 47

Стрелец Д.Ю. 20
Стрижак С.В. 262, 263
Строгонова Л.Б. 178
Судаков В.А. 229
Судуров А.А. 219
Сулейманов М.Д. 118
Сумерин А.А. 220
Сургаева Е.О. 160
Сурков А.А. 161
Суркова Е.В. 162
Сухов Е.А. 264
Сучкова П.И. 192
Т
Танеева А.С. 185
Тарасенко А.Н. 92
Татарский Б.Г. 161
Тевс М.Д. 298, 306
Тектов М.В. 162
Терехин Д.Н. 158
Терешко А.Г. 77
Тимаров А.Г. 93
Тимофеев Н.С. 274
Тимушев С.Ф. 266
Тиньгаев В.С. 163
Титов Д.В. 49
Титов Е.И. 36
Титов Ю.П. 164
Ткаченко А.А. 283
Тлевцежев В.В. 94
Топорков Б.Д. 120, 121
Топоровский В.В. 165
Торопылина Е.Ю. 306
Трегулов Д.Ф. 72
Третьяков Н.К. 221
Трусов И.Н. 222
Туфан Ант 204, 207, 223
Тху Аунг Хан 37
Тюлин А.Е. 194
Тюльков К.В. 54, 94
Тюменцев Ю.В. 267
Тюнин А.Н. 166
Тюрин-Кузьмин А.Ю. 196
Тяглик М.С. 10
У
Уперчук Р.А. 224
Усовик И.В. 130, 225
Устинов Б.Е. 38
Ушаков И.О. 38
Ф
Факеев Д.М. 265
Федорцов Р.С. 307
Федосеев С.Ю. 266
Филиппов Г.С. 169, 237
Фисенко Д.И. 39
Фомичев А.В. 140
Фролова Е.О. 286
Х
Халезов С.А. 39
Ханова В.Р. 308
Харламов А.Н. 167
Харлампьев К.С. 114
Хартов С.А. 62
Хаустов А.И. 46, 48, 225
Хвошнянская Е.А. 150
Ходина А.С. 95
Холобцев Д.П. 88
Холостова О.В. 232
Хомутская О.В. 120, 121
Хорев Т.С. 132
Хорошко А.Л. 168
Хромов О.Е. 194
Ц
Цхай Р.А. 267
Ч
Чащин А.Я. 225
Чекина Е.А. 267
Чередников Р.Ф. 206
Черенков И.И. 168
Черненко О.С. 268
Чернецов Р.А. 169, 237
Чжанг Пэнгюй 96
Чобан В.М. 13
Чубаров Ю.В. 170
Ш
Шаблий А.Д. 269
Шагин П.Н. 171
Шалюхин К.А. 169
Шаляев И.Д. 172
Шангин И.А. 215, 222
Шапкин Д.И. 238
Шапошников К.В. 97
Шварц И.В. 309
Шевченко В.В. 226
Шевяков А.О. 98
Шеин В.А. 270
Шеина М.А. 206
Шеленкова Т.А. 227
Шелков К.А. 310
Шеметовец А.А. 81
Шеремет А.А. 228
Ширковский И.А. 50
Широбоков В.В. 27
Широкова Е.М. 199, 200
Ширшов А.Д. 143
Ширяев А.А. 311
Шкарина К.П. 72
Шкурин М.В. 25, 40
Шлеенкин Л.А. 123
Шляпцева А.Д. 307
Шляховский Н.А. 91
Шмаков Е.И. 239, 271
Шматко Е.В. 172
Шоронов С.В. 99
Шпихернюк А.А. 177
Шулепов А.В. 68
Щ
Щеглов Г.А. 193, 220
Щербаков А.И. 41
Щляпин С.Д. 294
Ю
Юев А.А. 143
Юрьев А.И. 100
Юрьев Ю.Ю. 173
Юсипов Б.Х. 81
Я
Якимов А.Е. 63
Яковлева А.А. 174
Яковченко Н.Р. 167
Яковышенко О.В. 36, 38
Якухин С.Д. 119
Ярыгин М.А. 165
Ясенцев Д.А. 161, 175
M
Mohamad Y.B. 229

23-я Международная конференция
«Авиация и космонавтика»

Тезисы

9 785002 581986

Издательство «Перо»
109052, Москва, Нижегородская ул., д. 29-33, стр. 27, ком. 105
Тел.: +7 (495) 973-72-28, 665-34-36
Подписано к использованию 08.12.2024.
Объём 3,3 Мбайт. Электрон. текстовые данные. Заказ 1324.

организатор

партнёры

Ростех

ВЕРТОЛЕТЫ РОССИИ

125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4

aviacosmos@mai.ru

aik.mai.ru