

Министерство образования и науки Российской Федерации

**Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова**

**Российская академия им. К.Э. Циолковского –
РАКЦ (Санкт-Петербургское отделение)**



МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС

**Тезисы докладов X Общероссийской молодежной
научно-технической конференции**

Секция «Ракетно-космическая и авиационная техника»

**Санкт-Петербург, Россия
18 – 20 апреля 2018 года**

Библиотека журнал «Военмех. Вестник БГТУ», №44

**Санкт-Петербург
2018**

Молодёжь. Техника. Космос: материалы X Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., БГТУ «Военмех», Изд-во «Инфо-Да», 2018. – 68 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №44). ISBN 978-5-94652-573-2

Публикуются тезисы докладов из числа заслушанных на X Общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодёжь. Техника. Космос», которая прошла 18-20 апреля 2018 года в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф.Устинова (г.Санкт-Петербург).

Материалы сборника охватывают вопросы ракетостроения (проектирование, конструирование, технология производства), аэродинамики и динамики полета, информационных технологий, подготовки кадров для аэрокосмической отрасли.

Для инженерных и научных специалистов, работающих в указанных направлениях, а также для студентов старших курсов и аспирантов профильных вузов.

Отзывы направлять по адресу: Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1. Редакция журнала «Военмех. Вестник БГТУ».

УДК 623.4 : 629.78

Редакционный совет: д-р техн. наук, проф. *К. М. Иванов*, д-р техн. наук, проф. *В. А. Бородавкин*, канд. техн. наук, доц. *А. А. Левихин*, ст. преп. *К. А. Афанасьев*, доц. *М. Н. Охочинский*, ст. преп. *С. А. Чириков*, *А. В. Побелянский*

Ответственный редактор журнала «Военмех. Вестник БГТУ»
М. Н. Охочинский

Подготовка сборника к изданию – *А. В. Побелянский*

Все материалы опубликованы в авторской редакции

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ «РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ И АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА»

Амосов А.Г. ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОВОРОТА АВТОПОЕЗДА.....	7
Андрияков А.А. ФОРМИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТРЕБОВАНИЙ, ДЛЯ РАЗРАБОТКИ УНИВЕРСАЛЬНОГО ЭЛЕКТРОННО ОПТИЧЕСКОГО ПРИБОРА ДЛЯ НАНОСПУТНИКА.....	7
Апсвалов И.В., Криворучко А.И., Савищенко Н.П., Точилин М.В. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА С ТРАНСФОРМИРУЕМЫМ АРОЧНО-КОЛЬЦЕВЫМ КРЫЛОМ.....	8
Арискин Е.О., Майоров А.А. ПОСТРОЕНИЕ И АЛГОРИТМЫ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА СКОРОСТИ ВЕТРА НА ВЕРТОЛЕТЕ С ИОННО-МЕТОЧНЫМИ И АЭРОМЕТРИЧЕСКИМИ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМИ КАНАЛАМИ.....	9
Атамасов Н. В., Чернышев А. В. УЧЁТ РЕАЛЬНЫХ СВОЙСТВ ГАЗА В МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ КОМПОНЕНТОВ ПНЕВМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ.....	10
Ахтырский М.В., Бабук В.А., Нарыжный С.Ю., Фоменко В.В. УСКОРЕНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА.....	10
Бадьин А. В., Бондарчук А. А. ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ТРАНСПИРАЦИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ В ЖРД.....	11
Бикеев И.Ф. АНАЛИЗ УСЛОВИЙ ВОЗБУЖДЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАКЕТНОГО БЛОКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЕ СПАСЕНИЯ СТУПЕНИ.....	12
Богданов А. А. ВИРТУАЛЬНЫЙ ПОЛИГОН БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ.....	13
Богданюк Д. О. ДВУХФАЗНЫЕ ТЕЧЕНИЯ В ЗОНАХ РАСШИРЕНИЯ ВАКУУМНЫХ СТРУЙ.....	13
Буксар М.Ю., Евстафьев В.А., Серебrenников В.Ю. РАЗРАБОТКА И ПРОВЕРОЧНЫЙ РАСЧЕТ КОНСТРУКЦИИ МЕХАНИЗМА РАЗВОРОТА БЛОКА БАЛЛАСТНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....	14
Бутин М. А. ИССЛЕДОВАНИЕ УДАРНО-ВОЛНОВОЙ КАРТИНЫ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ ДВИГАТЕЛЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	15
Вахитов В.Ш. МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ПРОТИВОПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НА ПОДВОДНОЙ ЛОДКЕ.....	16
Гаряев С.М., Едигарев А.Д., Ибраев М.Е., Назаров С.А., Рогожкин А.В. МОДЕРНИЗАЦИЯ ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЛАБОРАТОРНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	17
Голиков В.А. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОДВИЖНОСТИ БОЛЬШЕГРУЗНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ.....	18
Устюгов Е. В., Богатырев А. М., Грачев Д. Г. АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НАНОСПУТНИКОВ ПОДВИЖНОГО ТИПА.....	18
Десюкевич К. Ю., Шипунов В. В. ОПТОЭЛЕКТРОННЫЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ ПРОВОЛОЧНОЙ ОСНОВЫ МАТЕРИАЛА МР ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА РАЗРЫВ.....	19
Дмитриева А. А. МЕТОДИКА ОЦЕНКИ СТОИМОСТИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ.....	20

Дорогов С. А., Мордвинов М. Ю. ДЕТОНАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ.....	21
Ермолаева Ю. В., Анискевич Ю. В. ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ ДАРСИ К РАСЧЕТУ ПОРИСТОГО ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД.....	21
Ерочин С. А., Павелко С. В. РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НАУЧНО- ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ РОССИЙСКОГО СЕКМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ.....	23
Жиленко М.С., Овчинникова О.К. МОДЕЛИРОВАНИЕ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ.....	24
Заруцкая А. С., Борисов В.А. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ШАГА ОРЕБРЕНИЯ В ДВУСТЕННОЙ ОБОЛОЧКЕ КОРПУСА КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	25
Иванников Н. М. НЕСТАЦИОНАРНАЯ (квазиодномерная) ГАЗОДИНАМИКА КАМЕРЫ ПУВРД.....	26
Иванов Н.В. ПРИМЕНИМОСТЬ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS CFX ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....	26
Игнатенко Д.Н. КОНЦЕПЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	27
Игнатенко Д.Н. КОНЦЕПТУАЛЬНАЯ РАКЕТНАЯ СИСТЕМА НА БАЗЕ МИКРО-ГТД.....	27
Каминский Я.В., Левихин А.А. РАЗРАБОТКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖРД МАЛОЙ ТЯГИ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ.....	28
Капитонов М.В. УСТОЙЧИВОСТЬ БОЛЬШЕГРУЗНЫХ ТРАНСПОРТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ ПРИ ТОРМОЖЕНИИ.....	29
Каримов Д.Р., Садрисламов Н.С. НАЗНАЧЕНИЕ И УСТРОЙСТВО ВЫПРЯМИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА ВУ-6АД.....	30
Каровецкий А.А., Чернышов М.В. ЧИСЛЕННО-АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С СООРУЖЕНИЯМИ СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА ПРИ АВАРИЙНОМ ВЗРЫВЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	31
Ким Д. Ю., Ельцин С. Н. ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПЕРЕХВАТЧИКА ЕКВ.....	31
Комиссарчук А.М., Акимов Г.А. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	32
Кононистов А. В. ПРИМЕНЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВИБРОПРИВОДОВ С УПРАВЛЯЕМЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ВИБРАЦИОННЫХ ПОЛЕЙ В СТЕНДАХ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....	32
Котов С.А. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КРЫЛА ИЗМЕНЯЕМОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ НА СВЕРХЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТАХ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ.....	33
Коханова Ю.С., Абдуллин М.Р. ВЛИЯНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ВЕТРА НА ТЕПЛОТДАЧУ И ОСАДКООБРАЗОВАНИЕ В ГАЗООБРАЗНОМ МЕТАНЕ ПРИ ЕГО ВЫНУЖДЕННОЙ КОНВЕКЦИИ.....	34
Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Коханова Ю.С., Яновская М.Л. РАЗРАБОТКА МЕТОДИК РАСЧЁТА ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗООБРАЗНОМ МЕТАНЕ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭНЕРГОУСТАНОВОК И ТЕХНОСИСТЕМ НАЗЕМНОГО, ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ.....	34
Кузнецов О. А. МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА В ВНУ И ПЕРВЫХ СТУПЕНЯХ КОМПРЕССОРА ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	35

Майоров А.А., Мифтахов Б.И., Калинин К.В. ПОСТРОЕНИЕ, АЛГОРИТМЫ И ДОСТОИНСТВА СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ НАБЕГАЮЩЕГО ВОЗДУШНОГО ПОТОКА.....	35
Матвеев И.В., Вовченко С.П., Патраев В.Е. МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ.....	36
Мингазов И.Ф., Закхеев А.Е., Исмагилов М.Н., Мухамедияров Т.А. СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЕРТОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ВОЗМУЩЕНИЙ ВИХРЕВОЙ КОЛОННЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА ОСНОВЕ НЕПОДВИЖНОГО МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРИЕМНИКА.....	38
Мишин Ю.В. ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА РАЗРУШЕНИЯ ХВОСТОВОГО ОТСЕКА РАКЕТНОГО БЛОКА ВТОРОЙ СТУПЕНИ РН «АНГАРА-А5» НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИЙ»	38
Молодчиков С.Е., Думанский А.М. ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕЛИНЕЙНОГО АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ ПОДКРЕПЛЕННОЙ ТРЕХСЛОЙНОЙ КОМПОЗИТНОЙ ПАНЕЛИ.....	39
Мужикова М. Н., Сахимов Т. М. ПРОЕКТЫ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА.....	39
Нарушева Е.А. ИССЛЕДОВАНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА ДЛЯ КВАДРОКОПТЕРА.....	40
Никитин Д.А., Рузанов А.В., Зеленский В.А., Журавлев В.Н. ПРИМЕНЕНИЕ ПЛАНАРНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ИЗГОТОВЛЕНИИ ЭЛЕКТРОМАГНИТОВ.....	41
Петрова А.Ю., Титух И.Н. РАЗРАБОТКА УПРОЩЕННЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОРИЕНТИРУЮЩИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ.....	42
Петухов В. Е., Соколов Е. И. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОПЛАНА Х-ОБРАЗНОЙ СХЕМЫ.....	43
Пешкова Е. А., Прусова О. Л. СПОСОБЫ ГАЗИФИКАЦИИ ЖИДКОСТИ.....	44
Погоня Э. И., Брыков Н. А. МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭНЕРГОПОДВОДА В СОПЛОВЫЕ ТЕЧЕНИЯ.....	45
Попов А.Ю. САЖЕОБРАЗОВАНИЕ В КИСЛОРОДНО-КЕРОСИНОВОМ ВГТ ЖРД.....	46
Попов Г.М., Новикова Ю.Д., Ростовцев Д.И., Кожухов К.А. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧИСЛА ГАРМОНИК НА РЕЗУЛЬТАТ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МНОГООРУБЕНЧАТОЙ ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ МЕТОДА НЕЛИНЕЙНОГО ГАРМОНИЧЕСКОГО АНАЛИЗА.....	46
Попов Г.М., Новикова Ю.Д., Кожухов К.А., Ростовцев Д.И. СОЗДАНИЕ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	47
Пыжикова А.А., Долгов О.С. ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ ДЛЯ ЭФФЕКТИВНОГО ПОЖАРОТУШЕНИЯ В УСЛОВИЯХ ГЛОБАЛЬНОГО ИЗМЕНЕНИЯ КЛИМАТА.....	48
Розылко А.О. КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ФЕРМЕННОГО ОТСЕКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С НАДУТЫМИ ПОЛЫМИ СТЕРЖНЯМИ.....	49
Садрисламов Н. С., Каримов Д. Р. МУФТЫ КАК УСТРОЙСТВА ЗАЩИТЫ И МЕХАНИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА.....	49
Самигуллин Т. А., Хахимов А.Р. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ОБЛАСТЬ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВУХСТЕПЕННОГО ГИРОСКОПА.....	50

Сластён Д.Н. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ТОПЛИВНОГО КОЛЛЕКТОРА.....	51
Тетерин Р.О., Галаджун А.А., Мустейкис А.И., Чувашов С.С. ТЕХНОЛОГИИ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ.....	51
Толстогузов С. С. КВАЗИОДНОМЕРНАЯ МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА С МАССО- И ЭНЕРГОПОДВОДОМ В ТРАКТЕ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	52
Трушников Ю.Д., Брыков Н.А. МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕЙ ГАЗОДИНАМИКИ РДТТ С РАЗЛИЧНОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ ОСНОВНОГО КАНАЛА ЗАРЯДА.....	53
Трушников Ю.Д. МОДЕЛИ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ ЗАРЯДОВ В РДТТ.....	54
Тураева А. Н., Брызгалов К. С. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЗАДАЧИ И НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ШИРОКОАПЕРТУРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ.....	54
Усаченко А. Д., Кольчев А. В., Керножицкий В. А. ВЫСОКОСКОРОСТНАЯ ЗЕНИТНАЯ РАКЕТА.....	55
Усс А.Ю. РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И МЕТОДА РАСЧЕТА РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ ГАЗА ВИХРЕВОГО ТИПА.....	56
Хакимов А.Р., Самигуллин Т. А. СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СПОСОБЫ ОХЛАЖДЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ.....	57
Хакимуллин С.И., Миллер К.Э., Никитин А.В. АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К ИЗМЕРЕНИЮ ПАРАМЕТРОВ ВЕТРА НА БОРТУ ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЕТА НА СТОЯНКЕ, СТАРТОВЫХ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ.....	57
Ходаков Р. Ю., Гнилуша О. И., Арумс В. С., Кольчев А.В., Керножицкий В.А. ОХЛАЖДЕНИЕ КАПСУЛЫ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО УСКОРИТЕЛЯ МАСС.....	58
Черепня А. А., Бутко В. В., Охочинский М. Н. МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СОПЛА ПЕРЕМЕННОЙ СТЕПЕНИ РАСШИРЕНИЯ.....	59
Чернышов П. С. МОДЕЛИРОВАНИЕ ИМПУЛЬСНЫХ СТРУЙ ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩИМИ МЕТОДАМИ.....	60
Черняев А. Г. БОРТОВАЯ СИСТЕМА СБОРА ДАННЫХ И УПРАВЛЕНИЯ МОДЕЛЬЮ РАКЕТЫ	61
Шангина Е.А., Максимов Ю.В., Патраев В.Е. УТОЧНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ, В КОТОРОЙ ПРИМЕНЯЮТСЯ ЛЕТНЫЕ ПАРТИИ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ, ПРОШЕДШИЕ ВЫБОРОЧНЫЕ ИСПЫТАНИЯ НА ДОЗОВЫЕ ЭФФЕКТЫ.....	62
Шибалева А.А. ОБЗОР ВОЗМОЖНОСТИ СТАРТА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ С БОЛЬШОЙ ГЛУБИНЫ.....	63
Шиврин М.В. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЕХСЛОЙНЫХ СТЕКЛОПЛАСТИКОВЫХ С ПЕНОПЛАСТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК ПРИ ЛОКАЛЬНОМ НАГРУЖЕНИИ ЧЕРЕЗ ШПАНГОУТ.....	63
Юнусов Н.А., Петров А.А. ДАТЧИК УГЛОВОЙ СКОРОСТИ.....	64
Яковлев М.Я., Ермолаев В.И. ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ РОТОРНОГО МАГНИТОПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	65

ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОВОРОТА АВТОПОЕЗДА

Амосов А.Г.

Филиал ФГУП ЦЭНКИ - «КБ «Мотор»

В настоящее время поворотливость автопоездов принято оценивать по поведению автопоезда на круговом участке, для чего имеются соответствующие математические модели и программы расчета. Вместе с тем опыт эксплуатации показал, что самыми неблагоприятными режимами движения являются вход в поворот и выход из него, поскольку переход с прямолинейного движения на круговое и обратно происходит не мгновенно и характеризуется наибольшим смещением траекторий прицепных звеньев относительно траектории тягача. В то же время именно для переходных участков отсутствуют достаточно точные и производительные методы расчета параметров криволинейного движения.

Такие методы могут основываться на математических моделях поворота, построенных как с позиции кинематики, так и с позиции динамики движения.

Скорость движения автопоезда с числом звеньев три и более на поворотах минимальных радиусов (35 м) не превышает 15-18 км/час (4-5 м/с). Учитывая, что угол увода колеса звена, нагрузка на колесо, радиус поворота и скорость движения связаны между собой зависимостью

$$\delta = \frac{G_k}{g} \cdot \frac{v^2}{K_g} \cdot \frac{l}{R} \quad (1)$$

Предполагается, что такие углы увода не будут оказывать серьезного влияния на формирование траекторий звеньев. Поэтому для автопоездов с числом звеньев три и более при рассмотрении поворотливости представляется возможным обойтись кинематической моделью поворота, разработанной с учетом работы системы управления.

Скорости двухзвенного автопоездов при движении в тех же условиях достигают 30 км/час (8,3 м/с). При этом, в соответствии с зависимостью (1), величина угла увода составит уже $\approx 3^\circ$, что должно отразиться на характере траекторий звеньев.

Учитывая вышесказанное для описания процесса поворота двухзвенного автопоезда необходимо составлять динамическую математическую модель, учитывающую как систему управления, так и явление бокового увода.

УДК 520.6.05

ФОРМИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТРЕБОВАНИЙ, ДЛЯ РАЗРАБОТКИ УНИВЕРСАЛЬНОГО ЭЛЕКТРОННО ОПТИЧЕСКОГО ПРИБОРА ДЛЯ НАНОСПУТНИКА.

Андряков А.А.

Батийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»

На сегодняшний остро стоит проблема, заключающаяся в отсутствии дешевых и универсальных космических платформ, направленных на решение гражданских, коммерческих и исследовательских задач. Одним из потенциальных вариантов такой платформы является спутник форм-фактора CubeSat, обладающий модульностью и высоким уровнем унификации при производстве. С целью снизить стоимость аппаратов данного типа предлагается разработка универсального электронно-оптического прибора для наноспутников форм-фактора CubeSat, способного брать на себя функции основных оптических датчиков ориентации, таких как: звездный датчик, солнечный датчик, ИК-датчик. Для реализации универсальности разрабатываемого прибора, планируется создать адаптивный алгоритм фильтрации, способный осуществить обработку полученной с фотоприемного устройства информацию, обеспечивая высокую точность передаваемых на бортовое вычислительное устройство данных. За счет использования программного обеспечения на базе адаптивного алгоритма фильтрации можно упростить конструкцию оптической части датчика, что уменьшит габариты и массу и снизит стоимость изготовления его изготовления при уровне точности соизмеримым с уровнем точности аналогов.

Для решения поставленной задачи необходимо составить ряд требований исходя из условий эксплуатации в составе целевой платформы, сравнения с существующими аналогами датчиков систем ориентации, направленных на использование в составе наноспутников, условий работы электронно-компонентной и ее характеристик, а так же исходя из программного обеспечения целевой платформы, позволяющего в наибольшей мере раскрыть преимущества использования алгоритма адаптивной фильтрации. Данные требования составлены исходя из опыта разработок электронно-оптических датчиков, способных выполнять одну функцию. Совокупность этих требований позволит

сформировать границы, в рамках которых возможно обеспечить создание данного прибора, который обладает свойствами универсальности и мультизадачности.

По сформированным требованиям представлены некоторые проектные, конструктивные и алгоритмические решения, позволяющие обеспечить мультизадачность и универсальность зарбатываемого датчика.

УДК 629.7.02

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА С ТРАНСФОРМИРУЕМЫМ АРОЧНО-КОЛЬЦЕВЫМ КРЫЛОМ

Апелвалов И.В., Криворучко А.И., Савищенко Н.П., Точилин М.В.

Военно-космическая академия имени А.Ф.Можайского

На современном этапе развития ВС РФ стоит задача создания беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) мини- и микро-класса с максимально упрощенной технологией подготовки к пуску, позволяющей размещать их на боевых машинах и даже в ранце. В боевой обстановке требуется выполнение вертикального взлета с машины на марше, в городских условиях или в лесу, возможность длительного автономного полета с большими скоростями и зависания над объектом. Эти задачи не могут быть решены самостоятельно аппаратами традиционных крылатых схем или мультикоптерами. Перед проектировщиками стоит проблема адаптации конструкции ЛА к режиму полета.

Авторами разработана компоновка БПЛА вертикального взлета и посадки на основе применения трансформируемого аروحно-кольцевого крыла. В основе концепции – создание ЛА с малыми поперечными габаритами, позволяющими выполнить запуск его из контейнера, при этом иметь возможность совершать как полет по вертолетной схеме с замкнутым кольцевым крылом и вертикальным положением оси, так и по классической монопланной схеме с аروحным крылом. Самолет имеет фюзеляж с хвостовым оперением и разрезным кольцевым крылом (рис.1а). Винтовой движитель с электроприводом расположен в разрезе фюзеляжа. Взлет производится вертикально из контейнера в режиме замкнутого кольца. Рассматриваются два варианта самолетной схемы. Первый вариант предполагает нижнее расположение аروحного крыла, при котором кольцевое крыло разворачивается в пропорции 1/4+1/2+1/4, выпуклость профиля крыла направлена внутрь кольца (рис.1б). Второй вариант предполагает верхнее расположение крыла, раскладываемого в пропорции 1/3+1/3+1/3, а выпуклость профиля направлена наружу (рис.1в).

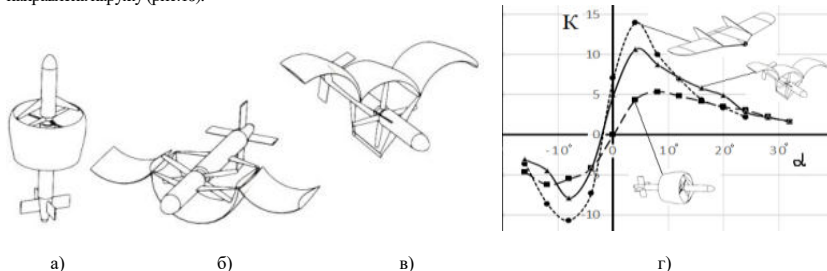


Рисунок 1 – Компоновки БПЛА и их аэродинамические характеристики

Публикации и рекомендации по аэродинамическому проектированию ЛА с замкнутым кольцевым и аروحным крылом в литературе практически отсутствуют. Поэтому на начальном этапе проведены экспериментальные исследования моделей описанных компоновок в натуральную величину в дозвуковой аэродинамической трубе Т-2 ВКА имени А.Ф. Можайского. Определены аэродинамические характеристики всех трех схем планера для выбора оптимальных геометрических параметров. Поскольку для аروحного крыла (вариант б) существенное влияние на подъемную силу оказывает режим работы воздушного винта [1], эксперименты проводились с работающим винтом. Результаты экспериментов частично представлены на графике (рис. 1г), где показаны зависимости аэродинамического качества К от угла атаки α различных компоновок кольцевого планера в сравнении с БПЛА схемы «летающее крыло».

Анализ аэродинамических характеристик показывает, что аппараты с трансформируемым аروحно-кольцевым крылом несущественно уступают классическим аппаратам монопланной схемы и имеют ряд важных преимуществ. Небольшие поперечные габариты позволяют разместить их в пусковых контейнерах, максимально упростив подготовку к запуску, что обеспечивает ее оперативность и скрытность, а также высокую защищенность личного состава при пуске как из стационарного положения, так и на марше с боевых машин. Подъемная сила планера в развернутом положении многократно превышает тягу винта, что обеспечивает более продолжительное время

автономного функционирования в сравнении с несущим винтом. Высокая несущая способность арочного крыла на больших углах атаки при малой скорости полета позволяет использовать БПЛА с кабельным питанием и управлением, что дает неоспоримые преимущества неограниченного ресурса полета при использовании закрытых каналов связи.

Библиографический список

1. Украинцев Е.А. Аэродинамическая компоновка воздушного винта с арочно-кольцевым крылом – Сборник научных трудов Харьковского университета Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков 2010, выпуск 3(25)

УДК 629.7.054.44

ПОСТРОЕНИЕ И АЛГОРИТМЫ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА СКОРОСТИ ВЕТРА НА ВЕРТОЛЁТЕ С ИОННО-МЕТОЧНЫМИ И АЭРОМЕТРИЧЕСКИМИ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМИ КАНАЛАМИ

Арискин Е.О., Майоров А.А.

Научный руководитель – зав. кафедрой, д.т.н. Солдаткин В.М.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева

Для предотвращения авиационных происшествий на стоянке до запуска силовой установки, при рулении и маневрировании по земной поверхности, при взлете и посадке вертолета необходима достоверная информация о величине (модуле) и угле направления вектора ветра и других воздушных параметров вертолета при изменении его положения в азимуте в диапазоне $\pm 180^\circ$. Однако, измерение параметров вектора ветра и другие воздушных параметров на борту вертолета традиционными средствами ограничивается аэродинамическими возмущениями, вносимыми индуктивными потоками вихревой колонны несущего винта.

Одним из направлений обеспечения измерения параметров вектора ветра и других воздушных параметров на борту вертолета является использование для целей измерения информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта, восприятие которой обеспечивается ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами.

Приводится структурно-функциональная схема и алгоритмы вычисления параметров вектора ветра и других воздушных параметров вертолета на стоянке – по информации ионно-меточных измерительных каналов, на стартовых и взлетно-посадочных режимах – по информации аэрометрических измерительных каналов. В качестве ионно-меточных измерительных каналов используется панорамный ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости, в качестве аэрометрических измерительных каналов – установленный над приемной платой ионно-меточного датчика неподвижный полусферический приемник, на поверхности которого расположены отверстия для забора давлений, определяющих угловые положения вектора скорости результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта. Приводится конструктивная схема датчика воздушных сигналов предлагаемой системы измерения параметров вектора ветра на вертолете.

Как показали расчеты, использование панорамного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости позволяет измерить величину (модуль) и угол направления ветра на стоянке с инструментальными погрешностями по каналу скорости ветра не более $\pm 2...3$ м/с, по каналу угла направления ветра – $\pm 2...3$ угл.град.

По информации, воспринимаемой неподвижным полусферическим приемником по приведенным алгоритмам определяются составляющие вектора истинной воздушной скорости, в соответствии с которой по сигналам о составляющих скорости и по информации о путевой скорости и угле сноса от доплеровского измерителя скорости и угла сноса определяются составляющие и модуль вектора ветра на стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета с погрешностями, регламентируемые Руководством по летной эксплуатации вертолётa.

Применение рассматриваемой системы измерения параметров вектора ветра и других воздушных параметров на вертолетах различного класса и назначения позволит повысить безопасность эксплуатации и эффективность решения полетных задач.

Полученные результаты свидетельствуют о перспективности дальнейшей разработки бортовой системы измерения параметров вектора ветра на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета на основе ионно-меточных и аэрометрических измерительных каналов.

УЧЁТ РЕАЛЬНЫХ СВОЙСТВ ГАЗА В МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ КОМПОНЕНТОВ ПНЕВМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ**Атамасов Н. В., Чернышев А. В.***Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана*

Вектор развития критических технологий Российской Федерации и ключевых отраслей промышленности, в том числе и пневматических систем (ПС), в сторону кибер-физических систем и концепции Industry 4.0 выдвигает требования к совместному проведению вычислительного и натурального экспериментов, поскольку в будущем взаимосвязь объект и его математической модели (ММ), описывающей рабочие процессы, протекающие в объекте, будут неразрывны – ММ будет получать на вход реальные данные, а данные, необходимые для принятия управленческих решений будут получаться на основе ММ. Для этого требуется разработка подхода к расчетам и математическому моделированию рабочих процессов компонентов ПС, с возможностью получения результатов высокой точности, поскольку применяемые методы расчета основываются на допущении об идеальности газа и использовании поправочных коэффициентов. Накопленные отклонения по расчетным значениям рабочих характеристик устройства от их реальных значений могут превышать 100%, что приведёт к увеличению стоимости конечного технического объекта из-за его доработки по результатам испытаний.

Для решения проблемы требуется перейти к расчетам и математическим моделям, в которых были бы учтены свойства реального газа. При этом остаётся сложность с определением подходящего для расчета термодинамических параметров уравнения состояния рабочего тела, являющегося основной любой математической модели пневматической системы. Проанализированные математические модели на базе уравнений состояния, учитывающих свойства реального газа (Дюпре-Абея, Ван-дер-Ваальса, Ридлиха-Квонга, Дитеричи), являются наиболее перспективными для построения математических моделей рабочих процессов компонентов ПС. Математическая модель строится в приближении распределенных параметров, а компонент пневматической системы рассматривается как открытая термодинамическая система, для которой учитываются процессы теплообмена, механического движения, процессы массообмена с другими объектами и окружающей средой. Математическая модель реализована в виде программы для ЭВМ, с возможностями интегрировать другие уравнения состояния рабочего тела и изменением геометрии моделируемого объекта. Полученные в работе рекомендации по безразмерным критериям выбора уравнения состояния для математического моделирования рабочих процессов в компонентах ПС в приближении распределенных параметров позволяют получить высокую точность при моделировании рабочих процессов.

УСКОРЕНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА**Ахтырский М.В., Бабук В.А., Нарьжный С.Ю., Фоменко В.В.***Федеральное государственное унитарное предприятие**«Специальное конструкторско-технологическое бюро «Технолог»**Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

В настоящее время ракетная техника широко используется для решения боевых задач армии и транспортных задач космической отрасли. Поэтому актуальна задача создания двигателей, отличающихся более высоким уровнем массового совершенства и высоким удельным импульсом тяги. Решение этой задачи возможно при использовании новых видов топлива, к которым относится пастообразное ракетное топливо (ПРТ). Подобное топливо допускает более широкий диапазон изменения соотношения компонентов состава, что позволяет эффективно решать задачи создания топлива, обеспечивающих высокий удельный импульс тяги, с очень высокой или очень малой скоростью горения. Благодаря чему можно снизить габариты двигателя в рамках поставленной задачи или увеличить полный импульс тяги в тех же габаритах, в сравнении с твердым ракетным топливом (ТРТ), у которого присутствуют ограничения компонентной базы, связанные с системой отверждения топлива.

В ТРТ газоприход может регулироваться с помощью изменения формы заряда и, как следствие, площади горения. Для ПРТ, диапазон скоростей горения значительно (в разы) превышает скорости горения ТРТ, возможно использование условного «заряда» торцевого горения. При этом изменение газоприхода возможно за счет изменения скорости горения. Регулирование скорости горения ПРТ осуществляется с помощью изменения рецептуры состава, применения специальных катализаторов, или использования теплопроводных элементов (ТПЭ).

Пастообразные топлива разработаны достаточно давно (в 60-е годы прошлого века) в Государственном институте прикладной химии, но широкого распространения они не получили, в связи с малой изученностью их свойств.

В настоящее время на базе ФГУП «СКТБ «Технолог» разработаны новые составы ПРТ на основе хлорно-кислого связующего, проведены их обширные исследования по влиянию компонентной базы и ТПЭ из различных металлов на процесс горения. Получены законы скорости горения топлив с помощью установок высокого давления и произведено их уточнение на модельном ракетном двигателе. Получены скорости горения ПРТ от 17 до 130 мм/с при давлении 10 МПа. Пастообразные топлива обеспечивают стабильную работу двигателей при давлениях до 100 МПа.

Для ТПЭ получены коэффициенты ускорения в зависимости от типа материала, формы ТПЭ и степени их перфорации. В качестве ТПЭ использовалась фольга металлов различной толщины, были получены следующие коэффициенты ускорения: медь - 3,9...4,1, бронза - 2,9...3,4, латунь - 2,4...2,8, нержавеющая сталь - 1,4...1,8.

В результате исследований хорошо зарекомендовали себя ТПЭ в виде цилиндров коаксиальной конструкции. Они обеспечивают высокую повторяемость и стабильность работы условного «заряда» ПРТ. Кроме того, при использовании нескольких материалов ТПЭ возможно создание двигателя переменной тяги на базе одного топлива в едином корпусе. Пастообразные топлива хорошо проявили себя, показав свою работоспособность в широком диапазоне температур (-50...+50 °С) с возможностью регулирования газоприхода за счет компонентной базы составов, катализаторов и применения разных типов ТПЭ.

Полученные результаты отличаются новизной, высокой практической значимостью и позволяют с оптимизмом смотреть на возможность широкого использования ПРТ в качестве топлив ракет различного назначения.

УДК 669.713

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ТРАНСПИРАЦИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ В ЖРД

Бадьин А. В., Бондарчук А. А.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Стремительное освоение космоса человеком в последние десятилетия предьявляет все более высокие требования к конструктивному совершенству средств доставки полезных грузов на орбиту – инженеры используют самые последние достижения науки и техники при проектировании новых ракет-носителей (РН) ради достижения максимальных параметров экономичности, грузоподъемности и, в конечном итоге, снижения стоимости запуска ракеты в космос. Одним из первостепенных факторов, определяющих эффективность РН, является конструктивное совершенство ее двигательной установки (ДУ), характеризующееся удельным импульсом двигателя. Для вывода полезной нагрузки в космос наиболее пригодны жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), и в этой роли они всегда были и будут вне конкуренции. Эффективность ЖРД определяется его удельным импульсом, который, в конечном итоге, зависит от температуры и давления в камере двигателя (КД), а также свойств выбранных компонентов топлива. Повышение этих характеристик влечет за собой множество конструктивных задач, в том числе и задачу теплозащиты двигателя.

Существует несколько способов охлаждения стенок камеры сгорания и сопла ЖРД – регенеративное, абляционное, радиационное, завесное, теплоизоляционное, транспирационное и т.д. Транспирационное охлаждение является разновидностью внутреннего охлаждения, т.е. оно служит для уменьшения тепловых потоков от раскаленных продуктов сгорания к внутренней стенке камеры сгорания с помощью образования на внутренней стенке пристеночного газового слоя низкой по сравнению с ядром температуры. Защитный слой при транспирационном способе образуется за счет подачи компонента топлива из рубашки охлаждения через каналы в пористой внутренней стенке камеры двигателя.

Теоретически транспирационное охлаждение является наиболее экономичным и эффективным способом внутреннего охлаждения. Но, несмотря на очевидное преимущество перед другими способами, транспирационное охлаждение до сих пор не нашло широкого применения в ракетной технике различным причинам – например, не до конца решены проблемы выбора компонентов и вида пористой стенки, расчета пористой структуры; не отработаны технология производства и контроль качества. С множеством подобных трудностей, приведенных в данной статье, столкнулись советские и американские инженеры во второй половине XX века. Хотя положительный опыт использования этого способа в действующих образцах все же был – среди прочего можно выделить двигатель J-2, имеющий транспирационное охлаждение периферийной части форсуночной головки, изготовленной из пористой нержавеющей стали. Этот двигатель работал на кислородно-водородном топливе и применялся на верхних ступенях ракет «Сатурн-5». Это доказывает, что применение

транспирационного охлаждения в рабочих образцах РД, несмотря на определенные вопросы, все же осуществимо. И многие проблемы и особенности, перечисленные и описанные в данной статье, можно решить при более детальном рассмотрении каждой из проблем.

Требуется проведение множества исследований и испытаний, прежде чем двигатели с данной системой охлаждения достигнут требуемого уровня надежности. При этом современные технологии открывают новые возможности для разработки нового двигателя с транспирационной теплозащитой уже в новом, XIX веке. Многократно возросшие вычислительные мощности автоматизированных систем проектирования позволяют уже на данном этапе создавать камеры РД и пористые стенки произвольной конфигурации с высокой степенью точности. Особого внимания, на наш взгляд, заслуживают также аддитивные технологии, позволяющие решить многие трудности производства камер РД, а также значительно улучшить весовые характеристики двигателя. В целом, разработка и создание ДУ с транспирационным охлаждением позволит нашей стране выйти на качественно новый уровень в ракетном двигателестроении.

УДК 004.942

АНАЛИЗ УСЛОВИЙ ВОЗБУЖДЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ РАКЕТНОГО БЛОКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЕ СПАСЕНИЯ СТУПЕНИ

Бикеев И.Ф.

Научный руководитель – ст. преп. Султанов А.Э.

Военно-космическая академия имени А.Ф.Можайского

Колебания корпуса ракеты-носителя с малыми частотами и большими амплитудами является негативным фактором, влияющим на работоспособность большинства систем ракеты. В ряде случаев низкочастотная вибрация может стать причиной потери герметичности расходных магистралей. Причиной высокоамплитудной вибрации корпуса может быть потеря продольной устойчивости в связке с двигателем.

Для современных ракет-носителей разработаны и успешно применяются специальные системы демпфирования колебаний, представляющие собой специальные устройства, устанавливаемые на одну из топливных магистралей питания двигателя. Эти устройства проектируются в соответствие с ожидаемыми динамическими характеристиками упругого корпуса ракеты, ее топливных магистралей и жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Вместе с тем, при реализации способа спасения отработавшей ступени ракеты-носителя с использованием маршевых двигателей, когда штатная система демпфирования должна будет работать в условиях существенного изменения динамических свойств колебательной системы «ракетный блок – топлив-ная магистраль - двигатель», могут реализоваться условия потери устойчивости и развития продольных колебаний.

В этой связи актуальным представляется проведение теоретических исследований по оценке влияния типа системы подачи топлива жидкостного ракетного двигателя и конструктивных параметров первой ступени ракеты-носителя на границы устойчивости по продольным автоколебаниям.

В работе представлены результаты теоретических исследований с использованием нелинейных динамических моделей системы «ракетный блок – топлив-ная магистраль - двигатель» с получением границ устойчивости для различных этапов полета ракеты. Прототипом для исследований выбрана двухступенчатая ракета-носитель на компонентах топлива кислород-керосин. В качестве определяющих параметров в работе приняты: компоновка ракетного блока, относительное удлинение, массовые параметры корпуса, длины топливных магистралей низкого давления, параметры основных агрегатов ЖРД.

Рассмотрение такой номенклатуры исходных данных позволило сформулировать условия возрастания амплитуды продольных колебаний корпуса с указанием мест действия наибольших динамических нагрузок для различных типов ЖРД как на этапе активного участка траектории ракеты-носителя, так и при спуске ракетного блока на Землю. В работе отмечено, что причиной развития высокоамплитудной вибрации ракетного блока при управляемом возвращении (спуске) может быть приближение частот собственных продольных колебаний корпуса к частоте одного из максимумов амплитудно-частотной характеристики двигателя по давлению в камере в функции давления во входной магистрали окислителя. При этом для оценки динамических характеристик двигателей необходима математическая модель, описывающая физические процессы в расширенном частотном диапазоне (до 100...120 Гц). Такая модель должна учитывать вариации динамических свойств ЖРД связанные с регулированием тяги двигателя при управляемом гашении вертикальной скорости снижения ступени.

ВИРТУАЛЬНЫЙ ПОЛИГОН БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ**Богданов А. А.***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова*

В разных странах создано семейство баллистических ракет, различного назначения и различными тактико-техническими характеристиками, так же, создаются новые системы. Представляет интерес собрать воедино эти сведения об известных нам ракетах и представить это в единой базе данных и создать систему динамики таких ракет, основанную на уравнениях движения. На основе такой системы будет создан виртуальный полигон, на котором можно изучить возможности любой из ракет баллистического типа. Данную “гибкую” систему можно постоянно модернизировать посредством непрерывно-пополняемой базы данных ракет и использованием новых вариантов траекторий полета.

Продемонстрированный виртуальный полигон баллистических ракет, смоделирован в среде программирования Matlab. В полигоне реализованы различные возможности:

- Выбор места запуска и места падения баллистической ракеты.
- Выбор оптимальной траектории полета, в зависимости от преследуемой нами цели.
- Влияние атмосферы на динамику полета ракеты.
- Возможность одновременного запуска нескольких ракет

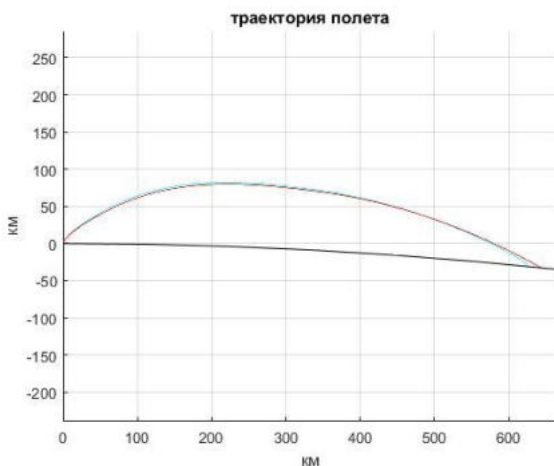


Рисунок 1 – Траектория полета баллистической ракеты с учетом и без учета сил сопротивления воздуха.

Были проведены расчеты в среде Ansys для определения степени влияния атмосферы на динамику полета ракеты и определения плотности теплового потока на головную часть боеголовки при ее баллистическом падении.

ДВУХФАЗНЫЕ ТЕЧЕНИЯ В ЗОНАХ РАСШИРЕНИЯ ВАКУУМНЫХ СТРУЙ**Д. О. Богданюк***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова*

Современные топлива ракетных двигателей на твёрдом топливе имеют значительную компоненту металла, как энергетического элемента. В результате процессов горения образуются

конденсированные частицы оксида металла. Конденсированные частицы переносятся потоками газа, и являются элементом излучающим и идентифицирующим соответствующий источник. Высотные ступени имеют сопла с большим перерасширением, что приводит к формированию начального участка струи со значительными углами разворота потока. Конденсированные частицы могут выноситься течением расширения на элементы конструкции. Для анализа этих процессов строятся модели движения и рассчитываются их траектории в зонах расширения. Исследована динамика теплового состояния частицы в силу конвективного и радиационного теплообмена.

Предложен метод учёта влияния пограничного слоя соплового течения на формирование начального участка вакуумной струи и особенности движения конденсата.

В работе, которая здесь предлагается рассчитываются движения частиц конденсированной фазы в зонах расширения сверхзвуковых струй.

Рассматривается движение частиц в таких потоках. (Рисунок 1). Пример результатов моделирования течения в зонах расширения. Осесимметричное течение. Нерасчётность струи $2 \cdot 10^6$.

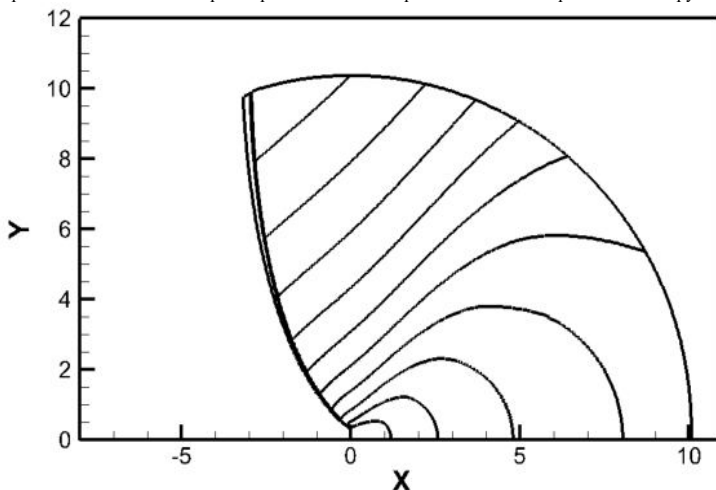


Рисунок 1. Картина изолиний Маха на начальном участке для струи с высокой нерасчётностью. Параметры на начальном сечении струи $M = 1.72$, $P = 2.1e+5$ Па, $\rho = 4.058$ кг/м³, Поток направлен вдоль оси. Внешнее давление: 0.1 Па. Показатель адиабаты $k=1.4$; газовая постоянная $R = 287$ Дж/(кг К). Сечение разбито на 500 частей.

В газовом поле наблюдается разворот частиц конденсированной фазы, увлекаемых потоком. Результаты моделирования таких течения являются содержанием настоящей работы.

УДК 520.6.05

РАЗРАБОТКА И ПРОВЕРОЧНЫЙ РАСЧЕТ КОНСТРУКЦИИ МЕХАНИЗМА РАЗВОРОТА БЛОКА БАЛЛАСТНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Буксар М.Ю., Евстафьев В.А., Серебrenников В.Ю.

АО «КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе,

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Перспективным направлением решения проблемы энергоснабжения космического аппарата (КА) является применение ядерных энергетических установок (ЯЭУ). КА с ЯЭУ несет на борту полезную нагрузку, потребляющую энергию, вырабатываемую ЯЭУ. В то время, когда полезная нагрузка не задействована, необходимо «сбрасывать» вырабатываемую ЯЭУ электрическую мощность.

Для сброса избыточной электрической энергии используется блок балластной нагрузки (ББН). Вырабатываемая ЯЭУ электрическая энергия преобразуется в тепловую и сбрасывается в космическое пространство.

Механизм разворота (МР) предназначен для размещения ББН на безопасном расстоянии от конструкций КА с целью уменьшения воздействия высокой температуры на конструкцию и системы КА.

Разработана конструкция МР ББН, в состав которой входят: каркас, рама ББН, ограничители перемещений, узлы разворота, узлы зачековки, упоры.

С целью проверки способности конструкции МР ББН воспринимать действующие на нее нагрузки на различных этапах эксплуатации, был проведен проверочный расчет конструкции на прочность.

Расчет проводился с использованием системы конечно-элементного анализа ANSYS в модуле *Static Structural*.

При расчете использовались данные о перегрузках, действующих на КА на различных этапах эксплуатации. Конструкция МР ББН была заменена упрощенной моделью.

Результаты расчетов показали, что значения напряжений, возникающих в элементах конструкции, не превышают пределов текучести используемых материалов. Возникающие деформации являются упругими.

Конструкция МР ББН может быть оптимизирована с целью улучшения массогабаритных характеристик.

УДК 533.697

ИССЛЕДОВАНИЕ УДАРНО-ВОЛНОВОЙ КАРТИНЫ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ ДВИГАТЕЛЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.

М. А. Бутин

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

В настоящее время работы над гиперзвуковыми летательными аппаратами ведутся во многих ведущих странах мира таких как Россия, США, КНР и др. Достижение гиперзвуковых скоростей – это новый шаг в освоении атмосферных летательных аппаратов. Такие системы имеют большой потенциал в космической и военной отрасли, но пока наибольшее применение находят в военной.

Главными проблемами при создании гиперзвукового летательного аппарата являются: разработка прямооточного двигателя со сверхзвуковой скоростью потока в камере сгорания, выяснение всех газодинамических особенностей течения в тракте двигателя, детальное изучение ударно-волновой структуры в воздухозаборнике двигателя, подбор материалов для теплозащиты всего аппарата, способных выдерживать продолжительные полёты.

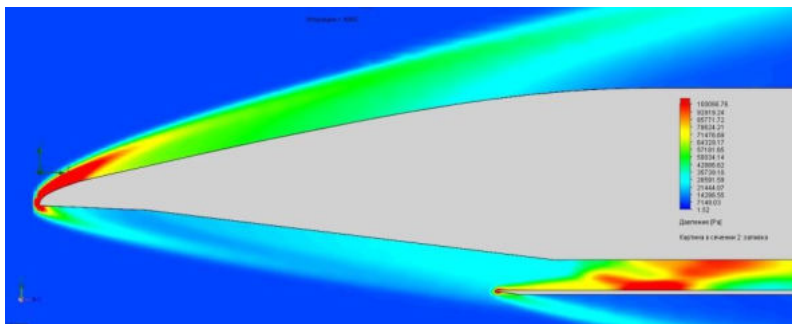


Рисунок 1 – Ударно-волновая структура в воздухозаборнике ГЛА.

Ударно-волновая структура оказывает большое влияние на поток в тракте двигателя, поэтому её изучению стоит уделить большое внимание, поэтому целью работы является численное моделирование и исследование ударно-волновой картины в воздухозаборнике гиперзвукового летательного аппарата. Объектом исследования является трёхмерная модель гиперзвукового летательного аппарата, взятая из открытых источников. Так как модель была выполнена сплошной, без отверстия, представляющего собой тракт реально существующего гиперзвукового двигателя, то для первого приближения нужно было сделать главное допущение – пусть тракт двигателя будет представлен отверстием прямоугольного сечения, имеющий расширяющуюся часть – диффузор.

По завершении расчётов была получена ударно-волновая картина в воздухозаборнике гиперзвукового двигателя. Исходя из полученных результатов, для расчёта гиперзвуковых течений нужно иметь достаточно подробную сеточную модель для того, чтобы учесть все потенциально возможные особенности течения и получить наиболее достоверные результаты. Также для получения более точного представления о течениях в тракте двигателя, предполагается построение тракта двигателя, наиболее приближённого к реально существующему.

Библиографический список

1. Р. В. Балмина, А. А. Губанов, М. А. Иванькин, Д. А. Лапинский. Новости зарубежной науки и техники. Серия: авиационная и ракетная техника. Техническая информация (обзоры и рефераты по материалам иностранной печати). стр. 75. ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского. Январь-июнь 2012.
2. А. Л. Железнякова. Численное моделирование внешнего гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-51A. Москва. ИПМех РАН. Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014.
3. Расчёт, анализ и визуализация течения в модельном тракте двигателя высокоскоростного летательного аппарата. В.Т.Жуков, К.В.Мануковский, Н.Д.Новикова, Ю.Г.Рыков, О.Б.Феодоритова. Москва. МИФИ. Научная визуализация. Том 7, номер 1, стр. 8. 2015.

УДК 623.9

МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ ПРОТИВОПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НА ПОДВОДНОЙ ЛОДКЕ

В.Ш. Вахитов

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Предлагаются варианты технической реализации системы контроля и диагностики возгораний в отсеке подводной лодки оптическим методом. Пожаробезопасность как фактор живучести подводной лодки (ПЛ) занимает особое место в том смысле, что опасность, угрожающая ПЛ, не является для нее внешней. Эта опасность имеет внутреннее происхождение и располагает потенциалом для развития поражающего воздействия за счет высвобождения запаса тепловой энергии, заключенной в материалах и веществах, которые используются на ПЛ. Наиболее пожароопасными являются энергетические и аккумуляторные отсеки ПЛ. Пожарная опасность энергетических отсеков объясняется высокой степенью их энергонасыщенности и электрофикации, насыщенностью горючими материалами и веществами.

В данной работе для определения температурного поля будут рассматриваться бесконтактные методы, связанные с собственным излучением объекта. Одним из примеров данного метода является цветовая пирометрия. Суть метода – измерение основано на определении соотношения интенсивности монохроматического излучения на двух длинах волн. Так как сажистые продукты горения относятся к «серым» телам, коэффициент излучения которых слабо зависит от длины волны, методическая погрешность равна нулю.

В эксперименте используется метод цветовой пирометрии. Для определения цветовой температуры можно воспользоваться снимками пламени, сделанными с помощью цифровой видеокамеры или фотокамеры. Цифровая камера регистрирует световой поток с помощью ПЗС-матрицы и записывает его в файл. Обработав полученное изображение на компьютере, мы получаем значение температур по двум координатам, что позволяет нам построить поле температур.

Преимущество метода состоит в том, что изображение пламени на кадре может подвергаться измерениям сколь угодно раз в различных точках и по различным направлениям, а также автоматически – в реальном времени, что важно для системы диагностики. С этой целью осуществляется преобразование изображения в символичный массив, которое может быть осуществлено с помощью пакета MATLAB. Разработанное математическое сопровождение позволяет получать двумерный массив температур по всему полю пламени, обрабатывать его, строя необходимые графические зависимости, определяя статические характеристики и т.п.

Для проведения экспериментального исследования полей температур на кафедре «Космические аппараты и двигатели» БГТУ был разработан специализированный испытательный стенд и разработана методика исследования поля излучения высокотемпературных объектов. Для получения изображения пламени был проведен эксперимент, на базе сжигания твердого ракетного топлива, в процессе которого был получен снимок горящего образца

В процессе обработки экспериментальных данных с помощью разработанного обеспечения получены профили температур в продольном и поперечном направлении оттока продуктов сгорания

вблизи поверхности топлива, двумерное распределение температур в зоне горения. Проанализировав полученные зависимости, можно в любой точке в сечении определить значение температуры.

В результате проведенной работы приведено обоснование целесообразности использования метода цветовой пирометрии. Данный метод можно использовать для определения температурного поля в отсеке подводной лодки при возникновении пожара, получая температурное поле этого процесса, можно определить скорость его горения, что поможет спрогнозировать развитие пожара и вовремя его потушить.

УДК 621.45.018.2

МОДЕРНИЗАЦИЯ ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЛАБОРАТОРНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

С.М. Гаряев, А.Д. Едигарев, М.Е. Ибраев, С.А. Назаров, А.В. Рогожкин

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Эффективность освоения дисциплин по техническим специальностям зависит от многих факторов. Наряду с теоретической базой важную роль играет наличие лабораторных работ в учебной программе, позволяющих на практике изучить суть исследуемых процессов и явлений.

Для понимания сущности ряда дисциплин, изучаемых студентами на кафедре «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» в 70-е годы XX века был спроектирован и реализован на практике лабораторный стенд, позволяющий исследовать широкий круг практических вопросов. Лабораторный практикум предусматривал выполнение шести работ, выполнение которых было реализовано с помощью трех камер сгорания (КС) с вытеснительной системой подачи компонентов топлива. В качестве основного горючего используется 45% водный раствор этанола. Окислителем является газообразный кислород. Также предусмотрен запальный режим, позволяющий осуществить надежный запуск двигателя. Запальным горючим также выступает этиловый спирт, но с 70% содержанием последнего. Изменение и поддержание режима работы двигателя по линии горючего осуществляется с помощью дросселя, по линии окислителя посредством газового редуктора. Также предусмотрено независимое охлаждение двух камер водой, циркулирующей в замкнутом контуре с помощью насоса. Реализация циклограммы работы двигателя основывается на применении отсечных клапанов, управляемых пневмоэлектрклапанами двойного действия (ПЭКДД).

Работы по восстановлению и модернизации лабораторного стенда планируется проводить в несколько этапов.

Этап 1. Дефектация элементов пневмогидравлической схемы (ПГС), устранение выявленных неполадок, восстановление системы управления стенда.

На данном этапе была проведена работа по обновлению линий подачи компонентов, заменены неисправные элементы ПГС, модернизирована система охлаждения камер с открытой вытеснительной на замкнутую насосную, установлена дренчерная система пожаротушения, система заправки горючего. Также разработана конструкторская документация в виде ПГС, моделей и чертежей КС.

Этап 2. Отработка запального и основного режимов работы двигателя.

Перед отработкой режимов была произведена тарировка средств регистрации расхода и исполнительных органов системы регулирования двигателя. Также установлена система видеонаблюдения. Далее был проведен ряд огневых запусков с целью отработки режимов работы двигателя, при которых была выявлена способность двигателя к саморегулированию на определенных режимах.

Этап 3. Модернизация автоматизированной системы контроля и управления двигателем.

Ведется установка комбинированной цифровой измерительно-управляющей системы, включающей в себя средства измерения, пульт управления отсечными клапанами посредством ПЭКДД и портативный компьютер.

Этап 4. Отработка автоматизированного запуска и останова двигателя.

На данном этапе планируется отработка запусков и остановов двигателя с установленной автоматизированной системой контроля и управления. При необходимости последует проведение корректировки весовых коэффициентов управляющих органов.

Этап 5. Аттестация лабораторного стенда.

Заключительной задачей является подтверждение работоспособности и безопасности стенда и его пригодности к выполнению лабораторных работ.

На данный момент окончены работы по восстановлению ПГС и системы управления, проведена отработка запального и основного режимов работы двигателя, и ведутся работы по модернизации автоматизированной системы контроля и управления.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОДВИЖНОСТИ БОЛЬШЕГРУЗНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ**Голиков В.А.***Филиал ФГУП ЦЭНКИ - «КБ «Мотор»*

Движение по дорогам по СНиП могут осуществлять агрегаты с двухколесной осью, передающей на дорогу нагрузку 160-170 кН, и с четырехколесной осью с нагрузкой до 240 кН. Необходимость же преодоления мостов ограничивает наибольшую нагрузку от колесного хода 960 кН и, при такой нагрузке, наименьшее базовое расстояние между соседними колесными ходами (по их серединам) — 14-15 метрами. Таким образом количество колесных ходов ТС определяется по формуле:

$$n_{\text{кх}} \geq \frac{M_g}{P}$$

На местности, подверженной сильному увлажнению, в распутицу колесные машины будут терять подвижность по объективным для ТС причинам. В других условиях, при более высокой несущей способности грунтов на проходимость одиночных шасси и автопоездов влияют, в основном, следующие показатели машин: тяговые свойства ТС по двигателю и по сцеплению, удельное давление шин на дорогу (грунт), взаимное расположение колес по колее, углы свеса и дорожный просвет, поперечный и продольный радиусы проходимости. Очень важной для работы вне дорог является также характеристика стояночной тормозной системы. Наконец, совершенно особо стоит вопрос об эвакуации большегрузных ТС из мест застревания.

Сцепные свойства ТС во внедорожных условиях эксплуатации должны быть максимальными, так как для работы на грунтах при небольшом коэффициенте сцепления и значительном сопротивлении движению ТС не полноприводные машины, как правило, не пригодны.

При эксплуатации большегрузных ТС - как многоосных одиночных шасси, так и автопоездов с 3-5 осями в одном колесном ходе – даже на дорогах, построенных в соответствии со СНиП, наблюдается вывешивание колес при переезде через искусственные или естественные неровности, что приводит к перераспределению нагрузок на колесах и на раме ТС.

Эксплуатация ТС по дорогам и внедорожным участкам обуславливает транспортному средству высокие характеристики, которые позволяют ему работать в наиболее тяжелых дорожных условиях, т.е. на разведной местности. Однако, если основная работа агрегата осуществляется на дорогах, а на местность необходимо выезжать только в случае каких-то непредвиденных обстоятельств, то разумным следует признать здесь тягово-скоростные характеристики ТС, близкие (или даже совпадающие) характеристики дорожных агрегатов.

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НАНОСПУТНИКОВ ПОДВИЖНОГО ТИПА**Устюгов Е. В., Богатырев А. М., Грачев Д. Г.***Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева*

Сегодня космические аппараты нанокласса формата CubeSat (наноспутники) становятся все более востребованными для решения практических и научных задач. Это обусловлено рядом причин – создание не требует значительных финансовых затрат, однако позволяет применить технологию «обучения через проект», а также провести лётные испытания элементов бортовых систем и новых технических решений в условиях космического пространства прежде, чем применять их в дорогостоящих космических миссиях.

Учитывая малые размеры наноспутников 10x10x10 см (для формата 1U), стандартное размещение панелей солнечных батарей (на корпусе наноспутника) характеризуется низкой энергоэффективностью. Решение проблемы повышения энергоэффективности системы электропитания наноспутника, расширяет круг выполняемых задач наноспутником. Для этого было предложено использовать раскрывающиеся солнечные панели с конструкцией подвижного типа. На сегодняшний день разрабатываются и внедряются конструкции панелей солнечных батарей с одноосным управлением.

Для повышения энергоэффективности системы электропитания наноспутника предлагается применение подвижной конструкции панелей солнечных батарей, имеющей две степени свободы (двухосное управление).

Комплексный анализ подвижной конструкции панелей солнечных батарей позволит сформировать технические требования к разработке конструкции данного типа.

Комплексный анализ разбивался на три этапа: геометрический, динамический и энергетический анализ. Целью геометрического анализа являлось определение геометрических характеристик системы (например, геометрические параметры креплений панелей солнечных батарей), для обеспечения необходимой подвижности конструкции данного типа. Динамический анализ проводился с целью определения моментов инерции создаваемых данной конструкцией при вращении. Энергетический анализ позволяет определить энергоэффективность данной конструкции.

В предложенном варианте конструкции панелей солнечных батарей подвижного типа, задачей геометрического анализа являлось определение минимально необходимой длины звена, соединяющего подвижную платформу, расположенную на наноспутнике, и панель солнечных батарей.

Вращение данной конструкции вокруг строительной оси аппарата, обуславливает значительный момент инерции, влияющий на динамику движения относительно центра масс наноспутника. Определение влияния моментов инерции данной конструкции при вращении на динамику движения относительно центра масс наноспутника являлось задачей динамического анализа.

При энергетическом анализе определялась зависимость производимой панелями солнечных батарей мощности от времени при данной конструкции, для чего производилось моделирование орбитального движения наноспутника и определялась генерируемая мощность при использовании конструкций панелей солнечных батарей подвижного и неподвижного типа.

Полученный результат позволяет сформировать технические требования к конструкции данного типа.

УДК 620.172.24

ОПТОЭЛЕКТРОННЫЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ ПРОВОЛОЧНОЙ ОСНОВЫ МАТЕРИАЛА МР ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА РАЗРЫВ

Десюкевич К. Ю., Шипунов В. В.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

В современной ракетно-космической технике широко применяются разнообразные изделия из материала МР (металлическая резина). Виброизоляторы из МР, разрабатываемые и производимые в Самарском университете, используются такими предприятиями, как АО «РКЦ Прогресс» (г. Самара), АО «НПО Энергомаш им. Академика В.П. Глушко» (г. Химки), ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» (г. Москва), «ПО «Полёт» (г. Омск) и другими.

Материал МР представляет собой однородную упругопористую массу, получаемую холодным прессованием определённым способом уложенной, растянутой и дозированной по весу металлической проволоочной спирали. От упругопластических характеристик проволоки зависят свойства готовых деталей из МР.

Механические свойства проволоочной основы мало изучены. Знание этих свойств позволит изучить процессы навивки и прессования материала МР на принципиально новом уровне с применением современных средств компьютерного математического моделирования, таких как ANSYS и LS-DYNA.

Механические характеристики планируется исследовать путем проведения разрывных испытаний образцов проволоки с получением диаграмм растяжения в координатах «напряжение – деформация». Для этого предлагается использовать универсальную испытательную установку типа Galdabini Quasar 25.

В настоящее время не существует датчиков, позволяющих измерять деформацию проволоочного образца на рабочем участке. Решением проблемы может стать датчик измерения деформации, предлагаемый в данной работе, принцип действия которого основан на оптоэлектронном методе. Суть метода заключается в связи выходного напряжения со световым потоком, падающим на датчик.



Рисунок 1 – Принципиальная схема измерения деформации проволоки оптоэлектронным методом

В настоящей работе впервые представлена подобная методика измерения деформаций проволоочной основы материала МР при испытаниях на разрыв. Проволока устанавливается между двумя зажимами, один из которых неподвижен, а второй перемещается вверх, вызывая её растяжение (Рис.1). На образце закреплены две пластины-флажки, определяющие его измерительную базу. Они смещаются при растяжении вместе с проволокой. Датчик деформации состоит из двух оптоэлектронных модулей, каждый из которых содержит фотодиод – источник инфракрасного излучения и фототранзистор (фотоэлемент) – приёмник излучения. По ходу испытания флажки смещаются вверх, перекрывая всё большую площадь фотоэлемента и уменьшая фотопоток. При снижении фотопотока падает напряжение на фототранзисторе. Выполнив тарировку датчиков, можно напрямую связать напряжение на фототранзисторе с величиной удлинения проволоки.

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l_0} = \frac{y_2 - y_1}{l_0} = \frac{k(\Delta U_2 - \Delta U_1)}{l_0},$$

где Δl – удлинение базы l_0 , ΔU_1 , ΔU_2 – изменения напряжения на фототранзисторах при испытании, ε – относительная деформация проволоочного образца, k – тарировочный коэффициент.

В настоящее время идёт изготовление опытного образца предлагаемого датчика.

УДК 629.7.071

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ СТОИМОСТИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Дмитриева А. А.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Ракеты-носители (РН) являются средствами выведения, которые используются для доставки на околоземную орбиту полезного груза, в качестве которого обычно выступают искусственные спутники Земли (ИСЗ) и пилотируемые космические корабли (ПКК). В связи с имевшими разную степень успеха запусками РН многоразового использования собственного производства, компания «SpaceX» Элона Маска и ее продукция привлекают к себе все больше внимания, вызывая споры, в том числе о целесообразности применения многоразовых РН. Заметим, что повторное использование любой техники становится выгодным в тех случаях, когда связанные с этим затраты становятся соизмеримыми с затратами на использование одноразовых систем. Считается, что в данном случае экономическая целесообразность обеспечивается тем, что повторно используют возвращаемые (с применением собственной двигательной установки) отдельные ступени РН.

Первые подходы к созданию средств выведения повторного использования относятся к концу 1960-х гг., когда впервые прозвучала мысль о том, что по Солнечной системе человечество будет передвигаться на многоразовой ракетной технике. При этом основной тенденцией на долгие годы стало стремление к снижению стоимости выведения на околоземную орбиту одного килограмма полезного груза. Следствием этого явилось создание американского многоразового транспортного космического корабля (МТКК) «Space Shuttle», многолетняя эксплуатация которого не подтвердила эффективность многоразовых космических систем.

Для подтверждения экономической обоснованности многоразовых РН необходимо оценить затраты на повторное использование и определить, за счет каких факторов можно снижать суммарные расходы.

В представленном докладе предложен подход к оценке экономической эффективности средств выведения повторного использования, основанный на определении затрат на выведение полезного груза многоразовыми РН как суммарной стоимости всех операций, которые необходимо выполнить для того чтобы осуществить повторный пуск ранее отработавшей транспортной космической системы. Рассматривается структура подготовки запуска многоразовой РН, которая включает операции по спасению отработавших элементов носителя (их безопасному возвращению на Землю), последующей транспортировке, дефектации и замены вышедших из строя элементов, проведения контрольных испытаний, сборки и полного цикла предстартовой подготовки (в принципе, совпадающего с циклом РН однократного применения).

Научный руководитель – доцент М. Н. Охочинский (кафедра «Ракетостроение» БГТУ «Военмех»).

УДК 629.7.036.54

ДЕТОНАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Дорогов С. А., Мордвинцев М. Ю.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Изучение использования явления детонационного горения в двигателях началось еще в 1940ом году с работы Я.Б. Зельдовича. Но масштабные исследования появились лишь к концу 20го века. В настоящее время детонационные двигатели (ДД) рассматриваются как одни из наиболее перспективных реактивных двигателей (РД). В отличии от традиционных реактивных двигателей, в которых применяется дефлаграционное сгорание рабочего тела, в данных двигателях используется детонационное сгорание последнего. При этом достигается более полное сгорание топлива. Коэффициент полезного действия (КПД) термодинамического цикла такого горения больше на 15%-20% цикла дефлаграционного горения. Конструктивно ДД схожи с традиционными жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) и прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД). Характерное различие состоит в наличии системы инициирования детонации. Наибольший интерес представляют импульсные и спиновые ДД. В импульсных ДД (ИДД) необходима генерация детонационной волны с высокой частотой, это создает конструктивные трудности. В тоже время спиновые ДД (СДД), в которых детонационная волна движется непрерывно по замкнутой круговой траектории, лишены такого недостатка. Существует ряд проблем, связанных с нестабильностью процесса детонации, несовершенством конструкций, недостаточной изученностью теории детонации, несовершенством смешивания топлива, трудностью инициирования детонационной волны (ДВ).

ДД обладают большим удельным импульсом, чем традиционные РД. Потенциальными областями применения таких двигателей являются: маршевые двигательные установки космических аппаратов, авиадвигателестроение, силовые установки морского транспорта, энергетическая промышленность. На сегодняшний день изучением теории детонации, освоением и конструированием ДД занимается множество ведущих предприятий по всему миру. Проводятся исследования по решению вышеперечисленных проблем. Основные усилия направлены на изучение СДД, так как они являются более привлекательными, чем ИДД в силу ряда преимуществ.

УДК 621.45.02

ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ ДАРСИ К РАСЧЕТУ ПОРИСТОГО ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД

Ермолаева Ю. В., Анискевич Ю. В.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Одним из перспективных направлений совершенствования жидкостных ракетных двигателей является использование транспирационного охлаждения. Данный способ охлаждения позволяет снизить потери удельного импульса за счет уменьшения расхода охлаждающего компонента на создание защитного пристеночного слоя. Однако в настоящее время в литературе отсутствует цельное описание методики расчета пористого охлаждения камеры ЖРД. Новизна данной работы заключается в построении математической модели тепловых процессов, протекающих при транспирационном охлаждении в камере ЖРД. Также предложена и описана методика расчета пористого охлаждения камеры ЖРД.

В данной работе построена математическая модель тепловых процессов, протекающих при течении охладителя через пористую внутреннюю стенку камеры ЖРД. В качестве охладителя рассматривался водород, который газифицирован в тракте охлаждения. Проведен анализ существующих моделей течения в пористой среде и сделан вывод о целесообразности применения

модели течения, подчиняющегося закону Дарси. Математическая модель, описывающая теплоперенос при пористом охлаждении камеры ЖРД, была составлена на основе следующих уравнений: уравнения неразрывности, уравнения состояния, уравнения энергии для пористой среды, уравнения энергии для газа (охлаждителя), уравнения количества движения. Вместе они образовывали замкнутую систему дифференциальных уравнений для неизвестных функций T (температура охладителя), T_1 (температура пористого скелета), p (давление), ρ (плотность охладителя), v (средняя или непрерывная скорость охладителя). Все эти дифференциальные уравнения являлись уравнениями одной переменной- координаты s , отсчитывавшейся по оси трубки тока, выделенной в пористом материале по направлению течения охладителя. Из закона Дарси- бази в построении данной модели- было получено выражение для главного вектора сил трения между газом и пористой средой в уравнении изменения количества движения. Эта сила трения рассматривалась как фиктивная объемная сила, так как внутренние поверхности в пористом материале очень велики. Это допущение и позволило построить данную математическую модель. Течение считалось установившимся и неизотермическим. Из-за больших значений среднего давления газа закон Дарси записывался без учета эффекта Клинкенберга, то есть предполагалось, что на стенках пор имело место прилипание газа к стенке. Так как отсутствовало скольжение газа вдоль стенки, проницаемость пористой среды считалась не зависящей от давления. Пористая среда считалась неизменяемой и изотропной. Влиянием силы тяжести пренебрегали.

На основании данной математической модели предложена методика расчета транспирации в камере ЖРД. Результатом этой методики должно быть распределение активной пористости и проницаемости внутренней стенки вдоль оси камеры ЖРД.

С помощью Ansys CFX выполнен расчет транспирационного охлаждения для i -го участка внутренней пористой стенки камеры ЖРД. Внутренняя стенка была разбита на i -ые участки вдоль оси камеры, в пределах каждого из которых принимались постоянными: температура газовой стенки, температура стенки со стороны охлаждающего тракта, скорость водорода в тракте охлаждения, температура водорода в тракте, температура газа в пристенке со стороны камеры, коэффициенты теплопередачи со стороны газа к стенке и со стороны охладителя к стенке. Считалось, что расчет наружного проточного охлаждения камеры ЖРД выполнен и известны распределение температуры охлаждающего водорода по длине тракта охлаждения, скорость охладителя по длине тракта. Расчетная модель представляла собой кусочек размерами $0,5 \times 0,5 \times 1$ мм, вырезанный из i -го участка внутренней стенки. Давление в камере принималось $16,5$ МПа, температура 3300 К. Скорость и температура водорода в тракте на выбранном участке принимались соответственно 10 м/с и 34 К. Температура пристенка со стороны камеры считалась равной 2000 К. Внутренняя стенка была изготовлена из пористого сетчатого материала на основе меди, так как медь относится к материалам со слабой водородной охрупчиваемостью. Ее толщина составляла 1 мм. Для определения коэффициента теплопередачи между пористым скелетом и охладителем, текущим внутри, использовалась критериальная зависимость, взятая из справочника [4]. Проницаемость пористого материала рассчитывалась по формуле для пористой структуры из проволочных сеток, также взятая из справочника [4]. В этой формуле использовались коэффициент извилистости и гидравлический коэффициент формы пор. Коэффициент извилистости был взят по статистическим данным в зависимости от величины пористости. Удельная поверхность определялась для пористого материала из проволоки одного диаметра для случая ограниченных контактов между проволоками.

В результате расчета в Ansys CFX были получены характеристики пористого материала (пористость, проницаемость), необходимые для обеспечения надежного охлаждения выбранного участка внутренней пористой стенки камеры ЖРД. Аналогичным образом возможно получить пористость и коэффициент гидравлического сопротивления для любого другого участка разбиения.

Библиографический список

1. Kaviany M. Principles of heat transfer in porous media / M. Kaviany. - New York etc. : Springer-Verl., Cop.1991. – XX, 626 с.
2. Коллинз Р. Течения жидкостей через пористые материалы / Пер. с англ. Р.Л. Салганкиа; Под ред. Г.И. Баренблатта. - Москва: Мир, 1964. – 350 с.
3. Попов М.А. О защите стенок камеры жидкостного реактивного двигателя от воздействия высоких температур / МВТУ. - Москва: Оборонгиз, 1952. – 3-23 с.
4. Пористые проницаемые материалы: Справочник / Под ред. С.В. Белова. - М.: Металлургия, 1987. – 332 с.
5. Чарный И.А. Подземная гидрогазодинамика - Москва: Государственное научно-техническое издательство нефтяной и горно-топливной литературы, 1963. – 396 с.
6. Филимонов Ю.Н. Проектирование внутрикамерных процессов и охлаждение двигателей: учебное пособие / Ю.Н. Филимонов, Ю.В. Анискевич; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2011. – 181 с.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НАУЧНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Ерочин С. А.^{1,2}, Павелко С. В.²

¹*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова, Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, д.1*

²*Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», Российская Федерация, 662972, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, д.52*

Основное назначение нового модуля в составе МКС — обеспечение российского сегмента электроэнергией. Площадь солнечных батарей (БС) составляет 203,5 м², при этом вырабатываемая энергия - 50 кВт. Система ориентации солнечных батарей (СОСБ) устанавливается на телескопическую выдвижную штангу [1-5].

СОСБ предназначена для: вращения БС в реверсивном режиме по двум взаимно перпендикулярным осям по сигналам, получаемым от бортового комплекса управления; транзитной передачи электроэнергии с панелей БС в систему энергоснабжения изделия; транзитной передачи телеметрической информации БС в систему бортовых измерений. Блок механики СОСБ состоит из [рисунок 1]: двух боковых приводов (БМ1-2); корневого привода (БМ3). В каждый БМ входит: электродвигатель; редуктор; телеметрическое токосъемное устройство (ТТУ); силовое токосъемное устройство (СТУ); блок датчиков угла текущего положения. Вращение выходного вала осуществляется посредством шагового электродвигателя и цилиндрического редуктора. Угловое положение выходного вала контролируется при помощи датчиков углового положения. Температурный баланс БМ контролируется при помощи системы электро-нагревателей. ТТУ предназначено для передачи телеметрических и управляющих сигналов с панелей БС на изделие и управление приводами раскрытия БС. СТУ предназначено для передачи электрической энергии от вращающихся панелей БС на изделие [6]. СТУ состоит из изолирующих относительно друг друга токосъемных колец [рисунок 2] состоящих из наружной и внутренней обойм. Контакт от наружной обоймы к внутренней передается посредством гибких контактных колец.

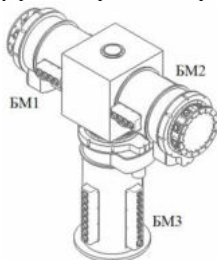


Рисунок 1 - Общий вид БМ СОСБ

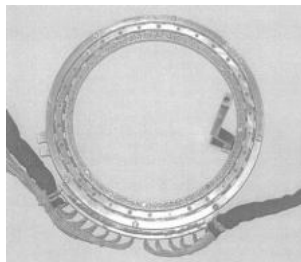


Рисунок 2 - Токосъемное кольцо

На узле-аналоге БМ СОСБ защищен гарантированный запас по ресурсу. Результаты дефектации устройства после подтверждения гарантированного ресурса (более 100000 оборотов) в ускоренном режиме показали наличие в устройстве запаса по работоспособности. АО «ИСС» производит токосъемные устройства катящегося типа с 1986 года. Внутреннее резервирование колец (упругих колец, контактов, проводов) обеспечивает стабильность параметров в процессе ресурса. Материалы и покрытия токосъемных колец должны обеспечивать минимальное и стабильное электрическое сопротивление. В АО «ИСС» отработаны конструкции из бронзовых сплавов с нанесением золотого покрытия на токопроводящие поверхности для обеспечения минимального падения напряжения [7].

Библиографический список

1. Wikipedia [Электронный ресурс]. URL: ru.wikipedia.org/wiki/173168 (дата обращения 26.11.2017).
2. Tass [Электронный ресурс]. URL: <http://www.tass.ru/kosmos/1731368> (дата обращения 26.11.2017).
3. Бадеев А.Г., Семин А.Ю., Кузнецов А.В., Ахмедов М.Р. Проектирование системы энергоснабжения Научно-энергетического модуля для российского сегмента международной

космической станции [Электронный ресурс]. URL: <http://www.energia.ru/kt/archive/2015/02-2015/02-05.pdf> (дата обращения 26.11.2017).

4. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 168 с.

5. Романов А.В., Тестосдов Н.А. Основы проектирования информационно-управляющих и механических систем космических аппаратов. ФГУП «КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе» АО «Информационные спутниковые системы» им. Акад. М.Ф. Решетнева / под редакцией доктора технических наук, профессора В.Д. Атамасова, 2015. С.75-100.

6. Пат. 2543136 Российской Федерация, МПК F 16 H 57/00. Многоканальное токосъемное устройство / Порпылев В.Г., Халиманович В.И., Беляев Л.И. № 2003108115/11; заявл. 22.02.2013; опубл. 27.02.2015, Бюл. № 6.5 с.

7. Артюшенко О. А., Порпылев В. Г., Гурылев А. Б., Токарев А. В. Разработка блока механического системы ориентации солнечных батарей научно-энергетических модулей // Решетневские чтения: материалы XV Международ. науч. конф. (10–12 ноября 2011, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. С. 43–44.

УДК 533.17

МОДЕЛИРОВАНИЕ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ

Жиленко М.С., Овчинникова О.К.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Распространение сверхзвуковых струй в каналах с внезапным увеличением площади поперечного сечения является процессом, определяющих работу многих элементов современной техники: аэродинамических труб, эжекторов, выхлопных диффузоров, глушителей шума струи и генераторов колебаний струйного потока.

Ранее в работе [1] были рассмотрены вопросы выбора модели турбулентности для расчёта сверхзвуковых струй, истекающих в канал с внезапным расширением. Все результаты расчётов были верифицированы данными физических экспериментов. Сравнение расчётных и экспериментальных данных было проведено по величине давления в донной области.

В данной работе наряду с вычислительным моделированием осесимметричных струй, истекающих в канал с внезапным расширением, представлены результаты расчётов струи, истекающей из конического сопла в канал прямоугольного сечения. Особенностью данной задачи является трехмерная постановка. Рассматриваемая геометрия канала представлена на рисунке 1. Она включает в себя экран, обеспечивающий небольшой зазор по периметру канала для эжекции воздуха.

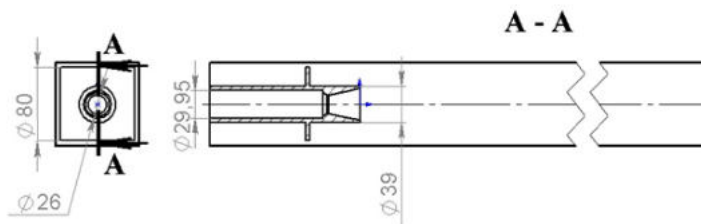


Рисунок 1 – Чертеж установки

Основной целью работы является проведение вычислительных экспериментов для различных значений полного давления, соответствующих режимам физических экспериментов, и получение числовых значений основных газодинамических параметров струи и характеристик эжектируемого потока. Рассматриваются струи как с регулярным отражением от оси симметрии сопла, так и с диском Маха, истекающие в режиме запирания канала.

Все полученные в результате расчётов картины течения сравниваются с теньевыми фотографиями струй, предоставленными Отто Николаевичем Засухиным.

Библиографический список

1. М.С. Жиленко, О.Н. Засухин, О.К. Овчинникова - Труды IV научно-технической конференции молодых учёных и специалистов АО «КБСМ» «СТАРТ В БУДУЩЕЕ – 2017» Санкт-Петербург.2017

УДК 62-971-98

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ШАГА ОРЕБРЕНИЯ В ДВУСТЕННОЙ ОБОЛОЧКЕ КОРПУСА КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Заруцкая А. С., Борисов В.А.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Корпус камеры ракетного двигателя образует канал для течения газа и работает в весьма тяжелых условиях (на него действует поток газов, имеющих высокое давление, температуру и скорость). Основное требование к корпусу – надежная работа при минимальной массе.

Обычно корпус выполняется двустенным, между стенками протекает один из компонентов топлива (охладитель), который охлаждает внутреннюю стенку, а затем поступает в камеру сгорания. Возможность применения наружного охлаждения стенки камеры сгорания – большое преимущество ЖРД. Для улучшения охлаждения внутренней стенки необходимо уменьшать ее тепловое сопротивление, то есть делать ее тоньше и из более теплопроводного материала. В этом случае тепло с внутренней поверхности стенки будет передаваться жидкости, а температуру самой стенки можно получить в допустимых пределах. При этом прочность внутренней стенки можно обеспечить, соединив ее с наружной стенкой. Связи между стенками должны передавать нагрузки с внутренней стенки на наружную и не препятствовать протеканию охладителя.

В современных камерах чаще всего применяют соединение стенок через ребра. Стенка камеры выполнена из медного сплава – хромистой бронзы БрХ0,8 (0,5-0,7% Cr). Этот материал обладает высокой теплопроводностью. Поэтому тепло, падающее на стенку, отводится в жидкость, а температура стенки остается в допустимых пределах.

Рубашка рассматриваемой части камеры сделана из прочной стали ЭИ-654 (2X18H12CЧТЮ).

При расчете прочности двустенного корпуса исходят из допущения о том, что связи стенок достаточно частые, недеформируемые в радиальном направлении и не препятствуют деформации в окружном направлении.

В данной работе исследуется влияние шага ребер на прочность наружной оболочки. Для этого выполнены 3D модели цилиндрической части корпуса спроектированной камеры с разной величиной шага ребер. Диаметр средней части камеры 164 мм. Ширина ребер 1,2 мм. Для выявления оптимального количества ребер выполнены 3 различных варианта оребрения внутренней стенки: 65 ребер по окружности камеры, 90 и 180 (рис. 1).

Используя пакет ANSYS для расчета, необходимо определить напряжения в наружной стенке. Для упрощения расчета без потери его точности в качестве модели используется небольшой сектор камеры сгорания, а на его торцы накладываются условия симметрии.

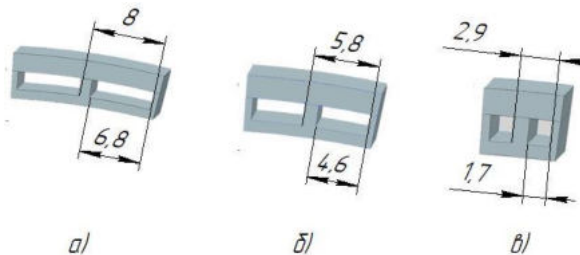


Рисунок 1 – Геометрические модели для расчета напряжений для:
а) 65 ребер; б) 90 ребер; в) 180 ребер

**НЕСТАЦИОНАРНАЯ (квазидномерная) ГАЗОДИНАМИКА КАМЕРЫ ПУВРД
Иванников Н. М.**

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

В 60-е годы XIXв двое изобретателей- Телешов Н.А. и Шарль де Луврье независим друг от друга получили патенты на новый тип двигателя. Однако на ПуВРД обратили внимание только в начале XXв, когда искали замену поршневым двигателям. Во время Второй мировой войны немецкий самолёт-снаряд ФАУ-1, оснащённый ПуВРД, активно использовался фашистской армией, т.к. его силовой агрегат прост и дешёв в изготовлении. После окончания войны, недолгое время, ПуВРД использовались в качестве силового агрегата для ракет типа «воздух-поверхность». Однако утратили свои позиции вследствие ограничения по скорости, необходимости первоначального разгона и низкой эффективности. В последние годы возобновляется интерес к ПуВРД благодаря появлению новых типов материалов, и вычислительных мощностей и, как следствие, пакетов, позволяющих моделировать, исследовать и оптимизировать некоторые модификации конструкции.

Для целей моделирования процессов необходимо создать удобные и гибкие средства. Таковой является модель нестационарной квазидномерной газодинамики, в которой учитываются следующие процессы: нестационарность протекающих процессов волн сжатия, волн разрежения, ударных волн, а также учёт подвода в эту систему горючего компонента, его реагирование и вытекающие процессы, такие как выделение тепла, повышение давления и т.д. Математическая модель должна учитывать специфику постановки граничных условий, а именно: учёт возможности решения запираания, отпирания, а также учитывать новые факторы, такие как изменение геометрии в процессе работы. Также необходима возможность описания совокупности таких систем, с возможностью обмена между трактами этих систем за счёт каких-либо каналов.

Уравнение движения газа в канале, от стенки которого может поступать газ с нулевой скоростью (по оси x) и той же энthalпийной торможения, что и осевой поток, а также подводом теплоты внутри канала, имеют вид:

$$\frac{\partial(\rho F)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v F) = \rho_{\tau} u \frac{\partial S}{\partial x},$$

$$\frac{\partial(\rho v F)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v^2 F + p F) = p \frac{\partial F}{\partial x},$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho F \left(\frac{v^2}{2} + E \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\rho v F \left(\frac{v^2}{2} + H \right) \right] = \rho_{\tau} u \frac{\partial S}{\partial x} H_{\tau} + \dot{Q},$$

Где $H = E + \frac{p}{\rho}$ – Энтальпия

В процессе работы ПуВРД происходит изменение всех газодинамических характеристик. Решение системы в общем виде возможно только численными методами. В некоторых случаях уравнения усложняются из-за учёта химических реакций и гетерофазности потока.

Данная модель создана и на ней проводится отработка первых тестовых задач, а именно: прохождение ударных волн через различные каналы, подвод энергии.

**ПРИМЕНИМОСТЬ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ANSYS CFX ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ
АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ
Иванов Н.В.**

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

В процессе проектирования летательных аппаратов большое значение имеет решение задач по определению аэродинамических характеристик. Не менее важное значение имеет задача по исследованию их устойчивости в полете. Выбор компоновки осуществляется с учетом обеспечения допустимого сопротивления для достижения необходимой дальности полета, а также обеспечения устойчивости и стабилизации. Под устойчивостью ракеты здесь и далее подразумевается ее статическая устойчивость. Основным параметром, определяющим статическую устойчивость, является коэффициент центра давления. Степень статической устойчивости летательного аппарата зависит от взаимного положения его центра давления и центра масс. Если центр давления расположен за центром масс, то полет будет статически устойчивым.

Вычислительными методами проведение решения данных задач не представлялось возможным, хотя и создавались полуэмпирические инженерные методы расчета и оценки. Поэтому в настоящее время возникла потребность провести исследование данного вопроса имеющимися современными вычислительными методами и средствами. Применение универсальных программных средств, то есть CFD-пакетов позволяет свести к минимуму объем экспериментальных исследований.

В работе предпринята попытка адаптации пакета CFX к задачам трехмерной аэродинамики летательных аппаратов, показана возможность применения данного пакета к задачам исследования устойчивости и стабилизации. В статье приведены результаты расчетов для летательного аппарата без стабилизирующих устройств и с различными схемами расположения стабилизаторов — нормальная (+) и крестообразная (х). Произведено сравнение полученных величин аэродинамических коэффициентов (коэффициент центра давления и центра масс).

УДК 621.454.2

КОНЦЕПЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ **Игнатенко Д.Н.**

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Современные ракеты-носители (РН) являются многоступенчатыми, а применяются на них чаще всего жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Предполагается, что РН нового поколения будут многоступенчатыми и многоразовыми. Это определяет следующие требования к двигателю: многорежимность, многократность применения, простота эксплуатации. Существующие двигатели не отвечают этим требованиям (рассматриваются только ЖРД, т.к. твердотопливные ракетные двигатели априори не отвечают им) потому, что:

Практически все эксплуатируемые ЖРД в той или иной степени являются двигателями однократного применения;

Топливо большинства ЖРД недостаточно эффективно, в иных случаях сложнее их эксплуатация;

Применяемые схемы ЖРД недостаточно эффективны;

Сопла классических ЖРД не обеспечивают одинаковую эффективность на различных высотах;

Эффективность конкретного вида топлива не обеспечивается во всём диапазоне скоростей РН;

У существующих ЖРД низкая степень дросселирования.

Применительно к многоразовому использованию такие ЖРД не подходят. Существующие на данный момент решения проблем, например, сдвижные сопловые насадки и высотно-компенсирующие сопла внешнего расширения, или сегментные перегородки для форсуночной головки, либо также недостаточно эффективны, либо затрагивают непосредственно конструкцию ракеты (т.е. неспособны работать отдельно). В итоге, к перспективному ЖРД должны предъявляться следующие требования:

Многократность применения за счёт новых для данного вида техники решений;

Трёхкомпонентное криогенное топливо (углеводородное горючее (УВГ) + водород + кислород);

Способность плавно уменьшать тягу по мере расхода топлива в течение всего полёта РН;

Способность поддерживать максимально возможные удельные характеристики в течение всего полёта РН;

Конструкция ЖРД должна допускать быстрое обслуживание или без такового;

ЖРД в целом должен иметь эффективную, универсальную и надёжную конструкцию.

В рамках данной работы был произведён анализ энергетических характеристик топлива, энергетический расчёт отобранных схем ЖРД, поиск новых технических решений, обеспечивающих новые качества проектируемого ЖРД, и выбрана концепция наиболее оптимального по всем требованиям ЖРД.

УДК 629.7.02

КОНЦЕПТУАЛЬНАЯ РАКЕТНАЯ СИСТЕМА НА БАЗЕ МИКРО-ГТД

Игнатенко Д.Н.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

В настоящее время малоразмерные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) занимают достаточно широко востребованы от средств дистанционного зондирования земной поверхности до детских игрушек. Однако, возможности таких БПЛА реализованы недостаточно хорошо. Поэтому их развитие идёт по следующим направлениям:

- 1) Высокая мобильность. Транспортировка и развёртывание системы должно происходить за короткий промежуток времени;
- 2) Многозадачность. Ракета должна выполнять различные задачи в зависимости от типа полезного груза в рамках заданной грузоподъёмности;
- 3) Многократное применение. При выполнении небоевых задач ракета должна иметь возможность возвращаться к месту старта;
- 4) Низкая цена. Ракета должна иметь низкую себестоимость, обеспечиваемую низкой стоимостью комплектующих и соответствующей технологией изготовления.

В рамках данной работы рассматривается возможность создания малоразмерного БПЛА типа «Крылатая ракета» на базе малоразмерного газотурбинного двигателя (микро-ГТД). Рассматриваются различные варианты компоновочных и аэродинамических схем, исполнения отдельных узлов и агрегатов, реализации принципов управления и многое другое (пример приведён на рисунке 1).



Рисунок 1. Один из прорабатываемых вариантов ракеты на примере модели КР-2.11.

УДК 621.452.32

РАЗРАБОТКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖРД МАЛОЙ ТЯГИ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Каминский Я.В., Левихин А.А.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

В течение всей истории освоения человеком космического пространства и по настоящее время, жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) остаются основным способом управления летательными аппаратами космического назначения. ЖРД малой тяги (ЖРДМТ – это неотъемлемая часть реактивной системы управления космического корабля. ЖРДМТ используются в качестве апогейных, вспомогательных и рулевых двигательных установок. Очевидно, что масса двигательной установки в целом влияет на конструктивное совершенство летательного аппарата, т.е. уменьшение массы ДУ является одной из основных задач инженера-конструктора. Применение в производстве аддитивных технологий, в частности технологии селективного лазерного наплавления (SLM) позволяет снизить массу конструкции и повысить ее прочность за счет отсутствия сварных соединений и упрощения конструкции камеры сгорания. Для разработки был выбран двигатель-аналог 11Д457Ф производства ФГУП «НИИМАШ» с номинальной тягой 54 Н и топливной парой амил и гептил. Целью данной работы является разработка конструкции камеры сгорания ЖРДМТ, удовлетворяющей особенностям

работы силовой установки в составе летательного аппарата и пригодной к производству методом селективного лазерного наплавления. Основными задачами работы являются:

- Термодинамический, геометрический и прочностной расчет камеры сгорания.
- Расчет охлаждения стенок камеры сгорания.
- Оптимизация конструкции камеры сгорания с точки зрения массогабаритных характеристик.
- Сопутствующие задачи исследования:
- Оптимизация конструкции камеры сгорания для обеспечения равномерного поля температур и давлений, а также наилучшего смесеобразования.
- Разработка технических решений по снижению таких недостатков изделий, выполненных с помощью аддитивных технологий, как анизотропия и высокая шероховатость поверхности.

На данном этапе проекта выполнен патентный поиск, в результате которого проанализированы российская патентная база ФИПС. Патентный поиск выявил значительное количество патентов в области конструкции ЖРДМТ [1], [2], [3], [4], [5]. Одновременно с этим была проанализирована учебная литература на предмет конструкции и особенностей работы ЖРДМТ [6]. Также осуществлен термогазодинамический, геометрический расчет камеры, расчет смесеобразования и регенеративного охлаждения, а также выполнен эскизный проект.

Библиографический список

1. Камера сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги: пат. RU 2572261: F02K9/62; Андреев Ю.З., RU.
2. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги: пат. RU 2577908: F02K9/62; Агеенко Ю.И., Ильин Р.В., Баженов Д.Н., Пегин И.В., RU
3. Камера жидкостного ракетного двигателя малой тяги: пат. RU 2192555: F02K9/62; Казанкин Ф.А., Кутуев Р.Х., Ларин Е.Г., Мезенин П.Б., RU
4. Камера жидкостного ракетного двигателя малой тяги: пат. RU 2318130: F02K9/62; Крылов Л.В., Казанкин Ф.А., Архипов С.Е., Булатов М.С., Ларин Е.Г., Долгих А.А., Сергеев В.В., Лапшин А.М., RU
5. Способ изготовления деталей послойным лазерным сплавлением металлических порошков жаропрочных сплавов на основе никеля: пат. RU 2623537: B23K26/342, B22F3/105, C23C4/12, C23C4/18, B33Y10/00, B33Y10/00; Сухов Д.И., Василенко С.А., Каблов Е.Н., Неруш С.В., Ходыров Н.А., Роголев А.М., Евгенов А.Г.,
6. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей // М, Машиностроение, 1989

УДК 629.351

УСТОЙЧИВОСТЬ БОЛЬШЕГРУЗНЫХ ТРАНСПОРТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ ПРИ ТОРМОЖЕНИИ

Капитонов М.В.

Филиал ФГУП ЦЭНКИИ - «КБ «Мотор»

В настоящее время на мобильных большегрузных транспортно-технологических агрегатах (МБТТА) нашли применение барабанные тормозные механизмы. Поскольку развитие конструкций МБТТА идет по пути увеличения нормальной нагрузки на колесо, наблюдается тенденция снижения удельных тормозных сил на колесах прицепных звеньев и снижения общей тормозной эффективности. Максимальные значения удельных тормозных сил существующих МБТТА не превышают значений $q = 0,36-0,42$, что при удельных тормозных силах тягача $q = 0,9-1,0$ приводит к появлению в процессе торможения нежелательных с точки зрения устойчивости движения продольных сжимающих усилий в опорно-сцепных устройствах. Повышение эффективности тормозных механизмов прицепных звеньев МБТТА, таким образом, положительно скажется не только на эффективности процесса торможения, но и на устойчивости при торможении.

В современном автомобилестроении наибольшее распространение нашли барабанные и дисковые механизмы, конструктивное совершенство которых достигло достаточно высокого уровня. Однако как барабанные, так и дисковые тормозные механизмы, обладают специфическими достоинствами и недостатками.

Общие требования к тормозным механизмам можно сформулировать в следующем виде:

- высокая эффективность;
- высокая стабильность;

- высокая энергоемкость;
- высокая надежность и долговечность фрикционной пары;
- плавность действия, отсутствие вибраций, выделения газов;
- способность быстро рассеивать тепло;
- удобство обслуживания и ремонта.

Стабильность тормозного механизма — это способность сохранять эффективность при изменении внешних условий и режима торможения (скорости ТС, количества последовательных торможений, температуры окружающей среды и фрикционной пары, наличие в механизме влаги, пыли и т.д.). Наиболее существенно снижение коэффициента трения происходит при нагреве фрикционной пары.

Высокая эффективность и высокая стабильность — взаимоисключающие факторы, при выборе параметров тормозного механизма рекомендуется предпочтение отдавать стабильности.

УДК 621.3

НАЗНАЧЕНИЕ И УСТРОЙСТВО ВЫПРЯМИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА ВУ-6АД.

Каримов Д.Р., Садрисламов Н.С.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева.

На летательных аппаратах для преобразования переменного тока в постоянный ток используются трансформаторно-выпрямительные блоки ТВП, либо установки, предназначенные для выпрямления переменного тока, которые подразделяют на регулируемые (управляемые) и нерегулируемые.

В состав выпрямительной установки входит трансформатор, который понижает напряжение переменного тока до требуемого значения и преобразующий число фаз, выпрямитель. Особенностью ВУ является то, что они допускают использование полуторократной нагрузки (от номинальной), но должно быть не более 15 минут. Имеют достаточно высокий коэффициент полезного действия (0,8-0,85), коэффициент мощности $\cos\varphi=0,95\div 0,98$, выпрямленное напряжение на выходе имеет пульсацию не более 8% и масса - не более 2,5 кг/(кВ·А).

Первичная обмотка трансформатора имеют соединение треугольник или звезда. Вторичная обмотка имеет комбинированное соединение. Одна часть соединена в треугольник, другая - в звезду. Вследствие этого выходные напряжения сдвинуты друг относительно друга на 30 электрических градусов. В конечном итоге получаем ток с 4800 пульсациями в секунду. Это аналогично двенадцатифазному выпрямлению, позволяющему уменьшить довольно большое количество сглаживающих фильтров.

Выпрямительным элементом чаще всего используют кремниевые вентили.

Выпрямительное устройство ВУ-6А применяется для преобразования переменного трехфазного тока в постоянный и для питания вторичных сетей, использующих постоянный ток.

Технические данные:

Напряжение сети – 208 В.

Частота сети питания – 400 Гц.

Число фаз – 3.

Напряжение на выходе – 28,5 В

Ток на выходе – 200 А.

КПД – 0,82.

Применяют данное устройство:

При совместной работе с аккумуляторными батареями (АБ) и одиночном использовании.

При работе нескольких ВУ как с АБ, так и параллельно друг с другом. Конструктивно ВУ-6А в своем составе имеет силовой трансформатор, вентили, вентилятор, представляющий собой трехфазный асинхронный двигатель с короткозамкнутым ротором, расположенный в литом корпусе прямоугольной формы. Также имеются клеммные колодки переменного тока и контактные винты постоянного тока.

Стандартно выпрямитель изготавливают на напряжение питания 206 В, соответствующий положению I вилки клеммовой колодки. Если напряжение сети пониженное (202 В или 204 В), то необходимо снять крышку, которая закрывает клеммовую колодку и переключить вилку в положение II или III. Положение II соответствует напряжению 204 В, III - 202 В.

**ЧИСЛЕННО-АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С
СООРУЖЕНИЯМИ СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА
ПРИ АВАРИЙНОМ ВЗРЫВЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Каровецкий А.А., Чернышов М.В.

Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д.Ф. Устинова

С развитием технологий аварийность эксплуатации изделий снижается. Однако, несмотря на это, обеспечить стопроцентную безаварийность изделий, особенно новых, на данный момент не представляется возможным. В вашей памяти наверняка еще свежа катастрофа ракеты «Протон-М», которая произошла в результате ошибки при сборке (влияние «человеческого фактора»). Таким образом, даже при гарантированной надежности узлов и деталей изделия не гарантируется успешный запуск.

Возможность неудачного запуска, катастрофы, способной повести за собой взрыв большой мощности – фактор, который нельзя не учитывать при проектировании стартового комплекса и его эксплуатации. Необходимо обеспечить надежную защиту командного пункта, находящегося в непосредственной близости от стартовой площадки, и находящихся в нем людей для исключения человеческих жертв при неудачных запусках. В связи с этим встает задача расчёта и достоверной аналитической оценки механического воздействия ударной волны при аварийном взрыве космического летательного аппарата на наземные объекты и персонал космодрома.

В проводимом исследовании на основании теории взаимодействия газодинамических разрывов между собой и с различными поверхностями разрабатывается аналитическая модель оценки механических параметров и влияния взрывной ударной волны, возникшей при аварийном взрыве большой мощности, на сооружения стартового комплекса. Рассматриваются три стадии взаимодействия взрывной волны с поверхностью: нормальное, регулярное и нерегулярное (маховское) отражение. Отражение и взаимодействие взрывных волн описывается методами теории взаимодействия газодинамических разрывов. Для оценки параметров падающей волны используются экспериментально обоснованные соотношения; достоверные эмпирические зависимости применяются также для анализа перехода регулярного отражения ударной волны в маховское и описания траектории тройной точки маховского отражения.

Полученные результаты могут быть применены для проектирования сооружений стартовых комплексов в части, касающейся их прочностных характеристик, обеспечения безопасности персонала и бесперебойной работы оборудования.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПЕРЕХВАТЧИКА ЕКВ

Ким Д. Ю., Ельцин С. Н.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Кинетический перехват — теория противодействия ракетному удару, которая подразумевает прямое попадание ракеты в цель. В концепции кинетического перехвата ракета не обладает выделенной боевой частью (не несёт заряда взрывчатого вещества или спецбоеголовки), а поражение цели осуществляется исключительно кинетической энергией аппаратного отсека противоракеты. Подобный подход требует точного попадания, и, следовательно, высокой маневренности противоракеты и известной с нужной точностью траектории цели — поэтому эти системы предназначены для перехвата баллистических (слабоманеврирующих) целей. На вооружении США стоит несколько видов кинетических перехватчиков, однако наибольший интерес представляет перехватчик Exoatmospheric Kill Vehicle (EKV) системы Ground-Based Midcourse Defense (GMD) по причине наивысшего совершенства.

Перехватчик оснащен электронно-оптической системой наведения, блоком управления и связи и системой пространственной ориентации и маневра DACS (Divert and Attitude Control System), заправляется топливной парой «метилгидразин – азотный тетраоксид» и гелием. Широкополосная головка самонаведения состоит из инфракрасных датчиков, оптического телескопа и криостата для охлаждения датчиков. Метод наведения – пропорциональное сближение, обеспечивающее минимальные затраты топлива при перехвате слабоманеврирующих целей. Направление движения меняется с помощью четырех сопел, расположенных в плоскости, перпендикулярной оси перехватчика и проходящей через его центр масс, поворот обеспечивается выпуском газа через

небольшие сопла в хвосте аппарата. Все характеристики системы были получены из открытых источников: статей и рекламных брошюр, а также методом обратного проектирования.

Для оценки возможностей перехватчика была поставлена задача определения величины и направления импульса или серии импульсов, которые необходимо придать маневрирующей цели для предотвращения перехвата с помощью ухода в «мертвую зону» ЕКВ. Анализируя эти данные, можно сформировать требования к маневрирующему головному блоку, не перехватываемому GBI, и оценить возможность его реализации.

УДК 533.6

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Комиссарчук А.М., Акимов Г.А.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф.Устинова

При полете летательного аппарата на околозвуковых скоростях происходят явления, называемые волновым кризисом – возникновение скачков уплотнения, когда число Маха набегающего потока превышает критическое число Маха. При обтекании крыла, с ростом значения числа Маха, скачки уплотнения, которые первоначально возникают на верхней поверхности профиля, вместе с границей сверхзвуковой зоны перемещаются к задней кромке. Затем сверхзвуковая зона появляется и на нижней поверхности профиля. Ее развитие здесь протекает более интенсивно, чем на верхней кромке и, начиная с некоторого числа Маха, замыкающий скачок уплотнения на нижней поверхности обгоняет скачок на верхней. С приближением числа Маха к единице сверхзвуковые зоны захватывают большую часть поверхности профиля.

Волновой кризис сопровождается значительным увеличением лобового сопротивления за счет появления волнового сопротивления, обусловленного потерями энергии в скачках уплотнения. Различие в динамике роста сверхзвуковых зон приводит к резкому изменению продольного момента – смещению аэродинамического фокуса. В условиях волнового кризиса увеличение сопротивления связано также со срывом потока за скачками уплотнения. Вследствие разных причин срыв может возникать неодновременно на левой и правой консолях крыла летательного аппарата, что приводит к моменту крена.

УДК 621.01+62-83+62-868+629.7.018.4

ПРИМЕНЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВИБРОПРИВОДОВ С УПРАВЛЯЕМЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ВИБРАЦИОННЫХ ПОЛЕЙ В СТЕНДАХ ДЛЯ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Кононистов А. В.

Акционерное общество «Златоустовский машиностроительный завод» (АО «Златмаш»)

Современные летательные аппараты работают в условиях интенсивных динамических нагрузок. Одним из наиболее опасных видов внешних воздействий, для летального аппарата, являются вибрационные нагрузки. Вибрационное воздействие на узлы летательного аппарата происходит на протяжении всего времени эксплуатации, начиная с момента его транспортирования с завода-изготовителя. Основным источником вибраций являются аэродинамические эффекты и динамические воздействия двигательных установок.

Главной задачей вибрационных испытаний является изучение воздействия на летательный аппарат нагрузок, превышающих эксплуатационные. В ходе испытаний, необходимо воспроизвести за короткое время заданные характеристики колебаний в широком спектре частот с достаточно высокой точностью и длительностью во времени. Решение таких задач невозможно без применения автоматизированных систем управления виброиспытаниями.

В свою очередь, современные устройства, подвергающие вибрационным испытаниям узлы летательных аппаратов, имеют низкие технологические возможности, являются весьма сложными, а следовательно, дорогостоящими. Это связано с тем, что при управлении процессом виброиспытаний необходимо перенастраивать собственные формы колебаний и создавать зоны пучности в контрольных точках испытываемого изделия, а также обеспечить точность воспроизведения и поддержания заданных спектральных характеристик на протяжении всей продолжительности

испытаний, ограничивающейся испытательным ресурсом изделия. Однако многие современные испытательные системы не всегда могут обеспечить идентичность и динамичность подобия процессов эксплуатации, стабильность частотных параметров, а также удобство и возможность проведения испытаний в короткие сроки при минимальных затратах. Во многих случаях, тому причиной служат морально устаревшие конструкции современных виброприводов, управление которыми вызывает ряд трудностей при разработке испытательных стендов.

Таким образом, целью работы являлась разработка принципиально новых виброприводов, применяемых в вибрационных системах для наземных испытаний летательных аппаратов.

Главной проблемой современных систем, применяемых для вибрационных испытаний является отсутствие возможностей создания колебаний сложной формы, их изменение по заданному алгоритму и поддержание на протяжении всего периода испытаний. Так же, явными недостатками таких систем является высокая энергозатратность, малый диапазон регулирования частот и ограниченность вынуждающей силы, создаваемой виброприводом. Применение таких систем ограничено простыми колебаниями, возбуждаемыми одним центробежным вибровозбудителем, а также из-за сильного износа подшипников.

Для решения выявленных проблем, разработан новый способ возбуждения синхронных колебаний в виброприводах. В основе разработанного способа лежит принцип самосинхронизации роторных механических систем. Данный принцип широко применяется в современных вибрационных машинах для улучшения их технологических возможностей.

Для длительного поддержания системы в околорезонансном режиме была разработана автоматизированная система управления процессом вибрационных испытаний. Ее преимущество в том, что она включает в себя сбор у вибропривода параметрической информации, ее автоматическую обработку и поднастройку устойчивой синхронной работы системы посредством электрической обратной связи между электроприводами и контроллером.

Разработанная система управления отличается от известных тем, что позволяет производить мониторинг колебаний, возбуждаемых виброприводом, как посредством измерения частоты вращения самосинхронизирующихся электроприводов, так и при сборе контрольных данных с датчиков, устанавливаемых на испытуемом объекте. По полученным данным система настройки, автоматически может поддерживать требуемый режим своей работы. На ряду с проектируемым испытательным стендом, предлагаемая система позволяет даже контролировать работу принципиально новых приводов самовозбуждаемых колебаний, обладающих модулируемыми свойствами.

УДК 629.7.02

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КРЫЛА ИЗМЕНЯЕМОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ НА СВЕРХЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТАХ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

Котов С.А.

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

Из-за больших расстояний между разными субъектами Российской Федерации, перелеты из одного субъекта в другой могут занимать значительное количество времени. Решением проблемы времязатратности перелетов в пассажирских авиаперевозках может являться внедрение сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) второго поколения. Президент РФ во время конференции в Казани 16 ноября 2017 года, отметил необходимость рассмотрения данного вопроса. Одним из главнейших недостатков СПС первого поколения была сложность управления воздушными судами данного класса на дозвуковых скоростях.

В связи с увеличением потребности в авиаперевозках, в первой половине 1960х гг. крупные авиационные фирмы Европы и США начали активное проектирование СПС. СССР решил не отставать и тоже занялся схожим проектом. Уже к концу 1968 года был поднят в воздух первый СПС ТУ-144, разработанный ОКБ имени Туполева. Сразу за ним последовал англо-французский аналог «Конкорд». Последний полет самолета данного класса был выполнен в 2003 году и далее данные ВС были выведены из эксплуатации из-за нерентабельности.

Сверхзвуковые пассажирские самолеты первого поколения имели ряд недостатков, одним из которых являлась сложность пилотирования данных ВС на этапах взлета и посадки. Решением этой проблемы может являться внедрение крыла изменяемой стреловидности. Оно имеет ряд преимуществ над крылом постоянной геометрии и может обеспечить полет на скоростях большего диапазона.

Крыло изменяемой стреловидности давно нашло применение в военных истребителях и бомбардировщиках. Ярким примером является ТУ-160, крыло которого имеет угол стреловидности, варьирующийся в диапазоне от 20 до 65 градусов, что обеспечивает хорошую устойчивость и

управляемость на всех этапах полета. Применение данной разработки в пассажирских самолетах должно помочь в развитии СПС второго поколения.

Таким образом, в ходе работы были определены преимущества использования крыла изменяемой стреловидности над крылом постоянной геометрии для СПС второго поколения. Данное решение позволит повысить безопасность и экономичность полетов и улучшит взлетно-посадочные характеристики.

Библиографический список

1. «Туполев – 144» / А.М. Загучный, В.Г. Ригмант, П.М. Синеокий – Москва: Фонд «Русские визиты», 2015. – 552 с.
2. «Сверхзвуковые самолеты мира» / В.А. Баргатинов – полная иллюстрированная энциклопедия. – Москва: Издательство Эксмо, 2005. 688 с.

УДК 629.735.33.01

ВЛИЯНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ВЕТРА НА ТЕПЛОТДАЧУ И ОСАДКООБРАЗОВАНИЕ В ГАЗООБРАЗНОМ МЕТАНЕ ПРИ ЕГО ВЫНУЖДЕННОЙ КОНВЕКЦИИ

Коханова Ю.С., Абдуллин М.Р.

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева

В связи с переводом отечественной техники на газообразное топливо, возникли проблемы по его эффективному применению, т.к. свойства и тепловые процессы, например, в газообразном метане, изучены не достаточно полно. Для исследования тепловых процессов в газообразном метане при его вынужденной конвекции была создана экспериментальная установка и рабочие участки, проведены экспериментальные исследования без влияния и с влиянием электростатических полей. Эксперименты показали, что электростатические поля оказывают значительное влияние на повышение коэффициента теплоотдачи и предотвращение осадкообразования. Определены границы возможного и эффективного применения электростатических полей при вынужденной конвекции газообразного метана. Применение электростатических полей является новым способом борьбы с осадкообразованием в газообразных углеводородных горючих и охладителях, он внесён в общую классификацию средств и способов борьбы с осадкообразованием, как перспективный способ по предотвращению и уменьшению углеродистого осадка.

На основе результатов исследований в условиях вынужденной конвекции газообразного метана разработаны: новые алгоритмы и методики расчёта теплоотдачи к газообразному метану и осадкообразования в нём; новые алгоритмы и методики расчёта влияния электростатических полей на теплоотдачу и предотвращение углеродистого осадка; общие и частные методики применения электростатических полей при проектировании, создании и эксплуатации перспективной техники; новые конструктивные схемы систем топливоподдачи и охлаждения двигателей и энергоустановок наземного, воздушного и космического базирования.

УДК 629.735.33.01

РАЗРАБОТКА МЕТОДИК РАСЧЁТА ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗООБРАЗНОМ МЕТАНЕ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭНЕРГОУСТАНОВОК И ТЕХНОСИСТЕМ НАЗЕМНОГО, ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Алтунин В.А.¹, Абдуллин М.Р.¹, Коханова Ю.С.¹, Яновская М.Л.²

¹Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева

²Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ) им. П.И. Баранова, г. Москва

В настоящее время активно ведётся перевод техники различного назначения и базирования на газообразные углеводородные горючие и охладители. Однако сведений об особенностях теплоотдачи, например, к газообразному метану, недостаточно. На основе проведённых экспериментальных исследований разработаны и показаны следующие новые и доступные методики расчёта тепловых процессов в газообразном метане:

1. методика расчёта коэффициента теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной конвекции;
2. методика расчёта коэффициента теплоотдачи к газообразному метану в условиях его вынужденной конвекции;

3. методика расчёта коэффициента теплоотдачи к газообразному метану в условиях его естественной конвекции при влиянии электростатических полей;
4. методика расчёта коэффициента теплоотдачи к газообразному метану в условиях его вынужденной конвекции при влиянии электростатических полей;
5. методика расчёта процесса осадкообразования в газообразном метане при его естественной и вынужденной конвекции;
6. методика расчёта процесса осадкообразования в газообразном метане в условиях его естественной и вынужденной конвекции при влиянии электростатических полей;
7. методика и алгоритм эффективного применения электростатических полей в двигателях и энергоустановках различного назначения и базирования на газообразном метане.

Применение данных методик позволит проектировать и создавать современную и перспективную технику двойного назначения различного базирования повышенных характеристик по надёжности, ресурсу, боевой эффективности, экономичности и экологичности.

УДК 553.697

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА В ВНУ И ПЕРВЫХ СТУПЕНЯХ КОМПРЕССОРА ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Кузнецов О. А.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Лопаточные машины широко распространены в энергетическом машиностроении, наземном транспорте и газотурбинных установках для летательных аппаратов и судов. Использование лопаточных машин в авиации обуславливается возможностью получения больших мощностей при малых габаритах, непрерывностью рабочего процесса, простой конструкции. В авиации компрессоры используются в основном как устройства для обеспечения летательного аппарата сжатым воздухом. Использование компрессоров в авиационной промышленности реализовано уже давно, но вопросы по разработке эффективных методов расчета и проектирования более эффективных моделей остаются актуальными до сих пор.

В данной работе рассматривается входное направляющее устройство и первые ступени компрессора турбовального двигателя с целью изучения влияния углов поворота лопаток на течение воздуха в межлопаточном канале.

Цель работы: изучить влияние угла поворота лопаток на газодинамические параметры в потоке. Объектом исследования являются первые две ступени компрессора и входное направляющее устройство. Провести газодинамический расчет на трех режимах углов поворота лопатки компрессора. Анализируя полученные результаты понять, как угол поворота лопаток компрессора и входного направляющего устройства влияет на газодинамические параметры в потоке.

Результаты работы – было смоделировано течение воздуха через ВНУ и первые ступени лопаток компрессора турбовального двигателя. Разработана CFD модель, которая точно описывает характер течения и физику процессов в передней части компрессора авиадвигателя. Анализируется влияние течения воздуха в проточной части ВНУ и первых ступеней компрессора. По результатам расчета получены поля распределения газодинамических параметров. Проведено исследование влияния угла поворота лопаток на параметры давления и скорости в потоке.

УДК 629.7.054.44

ПОСТРОЕНИЕ, АЛГОРИТМЫ И ДОСТОИНСТВА СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ НАБЕГАЮЩЕГО ВОЗДУШНОГО ПОТОКА*

Майоров А.А., Мифтахов Б.И., Калинин К.В.

Научный руководитель – заведующий кафедрой, д.т.н. Солдаткин В.М.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева

Традиционные системы воздушных сигналов самолета реализуют аэродинамический и аэрометрические методы измерения истинной воздушной скорости и аэродинамических углов атаки и скольжения, приборной скорости и числа Маха, барометрической высоты и вертикальной скорости, других воздушных сигналов, определяющих аэродинамику и динамику движения самолета

* Работа выполнена по гранту РФФИ №18-08-00264

относительно окружающей воздушной среды. Для измерения воздушных сигналов самолета используется вынесенные в набегающий воздушный поток и распределенные по фюзеляжу приемники воздушных давлений и температуры набегающего воздушного потока, флюгерные датчики аэродинамических углов атаки и скольжения, которые нарушают аэродинамику самолета, особенно при маневрировании, что является причиной методических и инструментальных погрешностей измерения, зависящих от параметров полета и окружающей среды.

Одним из перспективных направлений устранения указанных недостатков является построение системы воздушных сигналов самолета с одним (интегрированным) неподвижным невystупающим многофункциональным приемником набегающего воздушного потока на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.

Раскрывается функциональная схема и алгоритмы работы каналов системы воздушных сигналов самолета, построенная на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с логотрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки, которые обеспечивают высокую точность измерения в широком диапазоне измерения аэродинамического угла и истинной воздушной скорости.

Для осуществления одновременного измерения всех воздушных сигналов самолета на внешней обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика предложено установить отверстие-приемник статического давления, которое пневмоканалом связано со входом датчика абсолютного давления, например, цифрового, выход которого подключен ко входу вычислительного устройства. Вычислительное устройство выполнено в виде вычислителя, реализующего как алгоритмы определения аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, так и алгоритмы вычисления других воздушных сигналов самолета без использования информации о полном давлении и температуре торможения.

Таким образом, по сравнению с традиционными системами предлагаемая система имеет ряд существенных преимуществ: обеспечивает измерение всех воздушных сигналов в одной точке поверхности самолета с помощью одного неподвижного невystупающего приемника потока, неискажающего аэродинамику самолета и не влияющего на его аэродинамические характеристики; получение всех выходных сигналов обеспечивается в цифровой форме, что упрощает их использование в современных системах обработки и отображения информации, других технических системах. Всё это определяет перспективы применения вариантов системы на самолетах различного класса и назначения.

УДК 629.78.017.1

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Матвеев И.В., Вовченко С.П., Патраев В.Е.

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева

В настоящее время в ТТЗ к перспективным космическим аппаратам (КА) предъявляются жесткие требования по надежности в виде: срока активного существования (САС), коэффициента готовности, вероятности безотказной работы за срок активного существования (ВБР за САС). Актуальным становится вопрос их оценки. В настоящей статье рассмотрен вопрос оценка ВБР КА за САС расчетно-экспериментальным методом по результатам наземной экспериментальной отработки (НЭО) и эксплуатации. Проблема оценки ВБР КА за САС на этапе НЭО расчетно-экспериментальным методом заключается в том, что для вновь разрабатываемых КА ощущается недостаток статистических данных, вследствие ограниченного объема матчасти для испытаний КА на этапе НЭО, а также отсутствие испытаний на надежность систем и оборудования КА.

В связи с этим для оценки ВБР КА за САС расчетно-экспериментальным методом на этапе НЭО используется метод объединения результатов испытаний и эксплуатации отдельных элементов (узлов, приборов, агрегатов) КА и его аналогов путем получения оценок надежности элементов непосредственно по результатам испытаний и эксплуатации, с последующим расчетом показателей надежности в целом.

При определении показателей типа наработки непосредственно наблюдаемыми величинами являются случайные интервалы – наработки до отказа, между отказами, до предельного состояния и т.п.

При определении показателей типа вероятности непосредственно наблюдаемыми случайными величинами являются числа событий в испытаниях – число отказов, число восстановлений, число предельных состояний и т.д.

Для оценки показателя надежности КА была привлечена статистика по наработкам, отказам КА-аналогов и его СЧ.

Пример оценки нижней доверительной границы ВБР КА удобно привести на примере перспективного космического аппарата. Структурная схема надежности (СН) такого КА приведена на рисунке 1.

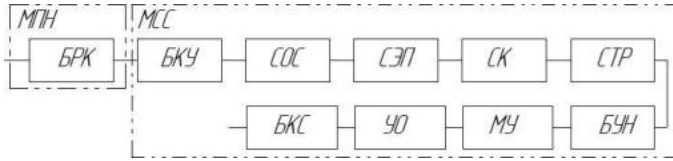


Рисунок 1 – Структурная схема надежности перспективного КА

Для СН последовательного типа применим метод эквивалентного слабейшего звена и в соответствие с ним нижняя доверительная граница КА определяется как минимальное значение из всех нижних доверительных границ систем (кроме механических), входящих в состав КА (худший случай):

$$P_{КА_ниж_довер} = \min\{P_{C_i}\} \quad (1)$$

где: P_{C_i} – нижняя доверительная граница ВБР i – ой системы космического аппарата.

Выражение для нахождения нижней доверительной оценки ВБР системы имеет вид:

$$P_C = 1 - \frac{\chi_{1-\beta}^2(2 \cdot D + 2)}{2 \cdot z_{\min} - D + 0,5 \cdot \chi_{1-\beta}^2(2 \cdot D + 2)} \quad (2)$$

где: $\chi_{1-\beta}^2(2 \cdot D + 2)$ – квантиль значения хи-квадрат с вероятностью β и числом степеней свободы $(2 \cdot D + 2)$, D – эквивалентное число отказов изделий системы, z_{\min} – минимальное значение отношения количества испытаний оборудования системы к количеству однотипных последовательно соединенных изделий в этой системе.

Выражение для нахождения минимального значения отношения количества испытаний изделий системы к количеству однотипных последовательно соединенных цепей в этой системе имеет вид:

$$z_{\min} = \min\left\{\frac{N_i}{n_i}\right\} \quad (3)$$

Значение эквивалентного числа отказов изделий системы определяется по формуле:

$$D = z_{\min} \cdot \left(1 - \prod_{i=1}^m \left(1 - \frac{d_i}{N_i}\right)^{n_i}\right) \quad (4)$$

где: m – количество разнотипных элементов, входящих в состав системы; n_i – количество однотипных элементов i – $ЭО$ типа, входящих в состав системы; d_i – количество отказов элементов i – $ЭО$ типа; N_i – количество испытаний элементов; z_{\min} – минимальное значение отношения количества испытываемых изделий i – $ЭО$ типа к количеству однотипных последовательно соединенных изделий i – $ЭО$ типа в этой системе.

Проведенные вычисления для перспективного КА связи показали, что значение нижней доверительной границы ВБР КА за САС составляет $P_{КА_ниж_довер} = 0,68$, что полностью удовлетворяет значению заданного Заказчиком: $P_{КА_ниж_довер} \geq 0,65$ при $\gamma = 0,7$.

В соответствие с приведенной методикой можно оценивать значение показателей надежности КА расчетно-экспериментальным методом по результатам НЭО при недостатке статистических данных с привлечением КА-аналогов.

СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЕРТОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ВОЗМУЩЕНИЙ ВИХРЕВОЙ КОЛОННЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА ОСНОВЕ НЕПОДВИЖНОГО МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРИЕМНИКА

Мингазов И.Ф., Закхеев А.Е., Исмагилов М.Н., Мухамедьяров Т.А.

Научный руководитель – доцент, д.т.н. Солдаткин В.В.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева

Измерение воздушных параметров на борту вертолета на взлетно-посадочных режимах и при полете на малых скоростях ограничивается значительными аэродинамическими возмущениями, вносимыми индуктивными потоками несущего винта, а также способностью вертолета совершать движение вперед-назад, вправо-влево, на режиме висения, при изменении угла скольжения в диапазоне $\pm 180^\circ$.

Для преодоления указанных ограничений для целей измерения предложено использовать информацию аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта. В качестве первичных информативных сигналов аэродинамического поля вихревой колонны предложено использовать величину (модуль) и углы, определяющие положение вектора скорости результирующего воздушного потока вихревой колонны в связанной с вертолетом системе координат. Для восприятия параметров вектора скорости результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта предложено использовать неподвижный многофункциональный аэрометрический приемник.

Приводится конструктивная схема неподвижного многофункционального аэрометрического приемника первичной информации в виде неподвижного многоканального проточного приемника, в проточном канале которого под одинаковым углом расположены 8 трубок полного давления для восприятия вектора скорости набегающего воздушного потока при выходе приемника из зоны вихревой колонны несущего винта. На верхней поверхности неподвижного многофункционального проточного приемника установлен дополнительный аэродинамический приемник в виде полусферы, на поверхности которого расположены отверстия для забора давлений, определяющих величину (модуль) и углы направления вектора скорости результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта. Давления, воспринимаемые многоканальным проточным приемником и дополнительным полусферическим приемником с помощью пневмоэлектрических преобразователей давления и перепада давлений преобразуются в электрические сигналы, которые после аналого-цифрового преобразования поступают в вычислитель, в котором, в соответствии с разработанными алгоритмами определяются воздушные параметры на всех режимах эксплуатации вертолета, в том числе в условиях возмущений вихревой колонны несущего винта.

Применение предлагаемой системы на различных классах вертолетов позволит повысить безопасность полетов и эффективность решения полетных задач.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА РАЗРУШЕНИЯ ХВОСТОВОГО ОТСЕКА РАКЕТНОГО БЛОКА ВТОРОЙ СТУПЕНИ РН «АНГАРА-А5» НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ

ТРАЕКТОРИИ»

Мишин Ю.В.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Болдырев К.Б.

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского

Одной из основных причин увеличения размеров районов падения (РП) отделяющихся частей (ОЧ) ракет космического назначения (РКН) является частичное или полное разрушение отделяющейся части при входе в плотные слои атмосферы. Традиционное исключение фактора разрушения из расчётных математических моделей описания движения ОЧ РКН приводит к несоответствию расчётных характеристик районов падения реальным условиям пусков.

Применение моделей разрушения, учитывающих только аэродинамический нагрев обечайки корпуса ОЧ, не позволяет произвести расчёт высот, на которых может произойти разрушение корпуса ОЧ, а также прогнозировать массово-габаритные характеристики фрагментов конструкции ОЧ РКН. Тем самым возникает необходимость комплексного подхода к выявлению всего спектра условий разрушения ОЧ, оценки влияния разрушения на характеристики РП ОЧ и учёт его в моделях движения ОЧ РКН.

Данная работа направлена на изучение конструктивно-компоновочной схемы хвостового отсека УРМ-1 РН «Ангара-А5» с целью выявления механизма его разрушения в условиях сложного аэротермодинамического нагружения на пассивном участке траектории.

Результаты моделирования разрушения служат исходными данными для баллистических расчётов, позволяющих повысить достоверность информации о координатах точек падения фрагментов конструкции ОЧ РКН.

Исследование проводилось с целью получения представления о последовательности и интенсивности этапов разрушения конструкции корпуса хвостового отсека. Основным методом определения полей силовых аэротермодинамических нагрузок и расчёта НДС конструкции выбран метод конечных элементов, позволяющий с высокой точностью получить результаты для тонкостенных конструкций в условиях комплексной аэротермодинамической нагрузки. В качестве средства, реализующего указанный математический аппарат, использовались прикладные программные пакеты из программного комплекса ANSYS.

Основными этапами расчета стали: построение расчетной сетки конечных элементов, расчет аэротермодинамического воздействия и применение силовых факторов к твердотельной модели, анализ результатов расчета.

Результатами исследования являются параметры процесса разрушения, включающие в себя условия, при которых произошло разрушение и последовательность разрушения.

УДК 620.22-419.8

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕЛИНЕЙНОГО АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ ПОДКРЕПЛЁННОЙ ТРЁХСЛОЙНОЙ КОМПОЗИТНОЙ ПАНЕЛИ

Молодчиков С.Е., Думанский А.М.

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Трёхслойные конструкции относят к одним из эффективных изобретений XX века. Они явились перспективой развития ракетной, авиационной и космической техники, и дали толчок развитию технологии клееных, паяных и сварных конструкций, методам их проектирования, изготовления, расчёта, и испытаний. Эти факторы сказались на числе разработанных конструкций для самых различных отраслей. В настоящее время трёхслойные конструкции используются в летательных аппаратах всех классов (пассажирских и военных самолётах, вертолётах, двигателях летательных аппаратов, ракетах различных типов, космических аппаратах). Широкое использование трёхслойных конструкций связано их преимуществами, а именно высоким разрушающим напряжением при сдвиге, высокой усталостной прочностью при изгибе, долговечностью при воздействии переменных нагрузок, низкая масса. При использовании современной технологии изготовления имеют стабильные значения параметров прочности.

Рассматриваемая конструкция - фрагмент каркаса солнечной батареи, которая предназначена для монтажа на ней фотоэлектрической батареи. Каркас включает в себя штанги, секции панелей, узлы зачекочки панелей и штанг, электроприводы раскрытия штанг, датчики управления приводами, шарниры раскрытия штанг и панелей. Каждая секция состоит из трёх панелей, соединённых шарнирами. Каждая панель имеет отверстия, в которых располагаются втулки тросы узлов зачекочки.

Конструкция представляет собой трёхслойную панель, в состав которой входят многослойная обшивка, изготовленная из композитного материала УПВУ-2 на основе препрега ПВУ-2 и наполнитель, выполненный в виде шестигранных сот из алюминиевой фольги.

В данной работе проводилось моделирование нелинейного статического нагружения сотового трёхслойного фрагмента каркаса солнечной батареи методом конечных элементов в среде ANSYS 18.1 с использованием модуля Composite PrePost. Разработана расчётная схема для проведения прочностного расчёта. Проанализировано влияние значения феноменологических коэффициентов на прочность трёхслойной панели. Проведен сравнительный анализ результатов, полученных с помощью расчета методом конечных элементов и испытаний. Сделан вывод о возможности нелинейного анализа прочности подкреплённой трёхслойной композитной панели.

УДК 629.76

ПРОЕКТЫ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА

Мужикова М. Н., Сахимов Т. М.

Научный руководитель – О.Л. Прусова

Омский государственный технический университет, г. Омск

В соответствии с российской (советской) классификацией ракет-носителей (РН) к РН сверхтяжелого класса (СТК) относятся ракеты, способные выводить на орбиты высотой 200 км космические объекты массой от 35 т и более [1]. Целью данной работы является выявление существующих в настоящее время у РФ проектов по созданию РН СТК.

Для осуществления дальних пилотируемых полетов и запусков космических аппаратов нового поколения к Луне, Марсу, Юпитеру и другим планетам для их последующего подробного изучения России необходимы ракеты космического назначения сверхтяжелого класса. В планах Госкорпорации «Роскосмос» создание ракеты с грузоподъемностью более 80 тонн.

Необходимо отметить, что в зарубежных странах активно ведутся разработки сверхтяжелых ракет (СТР), таких как SLS, BigFalconRocket, Чанчжен-9, поскольку РН сверхтяжелого класса обеспечивают неоспоримое преимущество в борьбе за информационное пространство.

При обсуждении Федеральной космической программы на 2016-2025 годы, остро встал вопрос о финансовой стороне производства РН СТК. Примерная стоимость данной РН оценивается в 1,5 трлн. рублей. При разработке такой РН необходимо учитывать принципы, которые приведут к созданию экономически выгодного и конкурентоспособного ракетного летательного аппарата.

Разрабатываемые сегодня РН СТК должны включать в себя новейшие разработки в науке и технике, такие как: применение в качестве горючего экономически и экологически выгодного и перспективного горючего – жидкого метана; максимальное применение в конструкции РН композиционных материалов; использование лазера для зажигания топлива; максимальное внедрение в систему управления и контроля как на борту, так и в наземном оборудовании опτικο-волоконных линий связи; использование цифровой системы для управления и контроля на борту и в наземном оборудовании; использование лазерных гироскопических приборов; применение современного программного обеспечения; использование результатов процесса микроминиатюризации в электронных и электромеханических устройствах.

РКК «Энергия» выступила с предложением создания новой ракеты на основе уже имеющихся советских наработок в сфере сверхтяжелых РН (ракета «Энергия») в совокупности с новейшими технологиями. На основе предыдущего опыта предлагается развивать семейство РН «Энергия».

Вторым проектом по созданию РН СТК является семейство ракет «Ангара», в частности РН «Ангара-А7», находящаяся в стадии ранней разработки. Развитие комплекса «Ангара» производится, в частности, по причине использования кислородно-водородных разгонных блоков, т.к. применение водорода позволяет более эффективно использовать топливо за счет наличия высокого удельного импульса для корректировки (разворота) орбиты. Вторым не мало важным пунктом является использование освоенной производственной базы, а следовательно, уменьшение затрат и большей скорости запусков.

Данное направление было взято под контроль государственными чиновниками и на данный момент является одной из задач государственной важности, т.к. это обеспечит гарантированный и независимый доступ наравне с другими странами.

Семейство РН «Энергия» будет включать в себя: РН «Энергия-3» (с грузоподъемностью порядка 80 т), РН «Энергия-5В» (100т), РН «Энергия-5КВ» (105 т) и РН «Энергия-6» (165 т). Цифра в названии соответствует числу универсальных ракетных модулей (УРМ) в составе блока первой ступени.

В составе РН «Энергия-5КВ» в качестве двигателей первых двух ступеней будут использоваться следующие двигатели семейств ЖРД: РД-180 первой ступени РН «Atlas-5» и РД-191 первой ступени РН «Ангара».

Предварительная дата постройки стартового комплекса на космодроме «Восточный» для запуска РН СТК – 2030 г., а первый запуск «Энергии-5» запланирован на 2035 г.

В заключении можно сказать, что поскольку последние 20-25 лет в России не велись работы по созданию сверхтяжелых РН, будет более рационально воспользоваться наработками советских ученых в этой области и сочетать их с новейшими отечественными технологиями. Также очень важным является получение необходимого финансирования от государства для создания РН СТК в более короткие сроки. Выполнение запусков по федеральным и коммерческим программам позволит быстро набрать необходимую статистику.

УДК 681.2.08

ИССЛЕДОВАНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА ДЛЯ КВАДРОКОПТЕРА

Нарушева Е.А.

*Арзамасский политехнический институт (филиал)
ФГБОУ «НГТУ им. П.Е. Алексеева», г. Арзамас*

В настоящее время малогабаритные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) набирают все большую популярность, как в гражданской, так и в военной промышленности. Дрон довольно прост в

своим управлением, но в тоже время обладает высокой стабильностью, автономно программируемыми функциями и возможностью автопилотирования.

Важнейшим недостатком квадрокоптеров является нестабильность полета. При этом необходимо сопоставлять информацию об окружающем мире и собственным положением при планировании траектории, для определения последующего шага движения. Для квадрокоптера наиболее оптимальным является определение траектории с помощью инерциальных датчиков.

Инерциальные датчики навигации дрона включают в себя МЭМС гироскопы (для определения параметров вращательного движение) и акселерометры (для определения параметров поступательного движения). Опирируя показателями с данных датчиков можно получить всю информацию о его местоположении. К сожалению, в настоящее время отечественный рынок не может предложить конкурентоспособную МЭМС базу для квадрокоптеров, поэтому были разработаны элементы база навигационных датчиков для квадрокоптера [1].

Для предложенного конструктивного решения чувствительного элемента микромеханического гироскопа необходимо было определить оптимальные геометрические параметры. В рамках проводимых исследований решались три задачи: определение показателей перемещения, деформаций и возникающих напряжении под действием внешних сил с учетом собственных колебаний.

Учитывая отсутствие возможности исследования реальной модели, было применено математическое программное моделирование. Для этого была использована среда SolidWorks, зарекомендовавшая себя наиболее востребованной системой автоматизированного проектирования в приборостроении. Для исследования была построена математическая модель на основании варианта выбранных геометрических параметров. Анализируя полученные показатели, было выявлено, что жесткость торсионов оказалась недостаточной, поэтому появлялись недопустимые деформации и большие перемещения. Возникающие при этом напряжения выходили за рамки предельных, что вызывало разрушение отдельных элементов конструкции. Корректировка геометрических параметров позволила добиться оптимальных характеристик чувствительного элемента микромеханического гироскопа для квадрокоптера в рамках имитационного исследования.

Библиографический список:

1. Карасева Е.А., Рытова Т.Г., Карасева Т.В. Разработка отечественной навигационной базы для квадрокоптера. Научно-практический журнал «Приволжский научный вестник», №4 (56), 2016г., 34-40 стр.

УДК 621.865.8-11; 621.865.8.001.66

ПРИМЕНЕНИЕ ПЛАНАРНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ИЗГОТОВЛЕНИИ ЭЛЕКТРОМАГНИТОВ

Никитин Д.А.¹, Рузанов А.В.¹, Зеленский В.А.², Журавлев В.Н.²

¹АО «РКЦ «Прогресс»

²Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Развитие электроники сопровождается постоянным уменьшением габаритов компонентов, элементов и устройств. Выбор полупроводниковых и пассивных компонентов, таких как резисторы и конденсаторы довольно широк и разнообразен. В настоящее время внедряется замена трансформаторов и дросселей планарным исполнением. Использование «классических» электромагнитов в условиях ограниченного пространства сопровождается техническими сложностями, и повышает стоимость разрабатываемого устройства. В работе рассмотрено применение планарных электромагнитов как альтернатива проводным электромагнитам.

Планарная технология подразумевает исполнение индуктивных компонентов в виде дорожек на печатных платах, разделенных изоляционным материалом, образующих многослойную печатную плату, или компоновки из групп двухслойных печатных плат.

К преимуществам планарного электромагнитам можно отнести:

- Высота. Интегрированный в печатную плату электромагнит соизмеримый с высотой печатной платы более чем в 2 раза сократит высоту устройства;
- Технологичность. По сравнению с ручной или автоматической намоткой проводной катушки, изготовление многослойных печатных плат сокращает вероятность брака и увеличивает гибкость проектирования;

- Себестоимость. Для изготовления планарного электромагнита не требуется сложных конструкций и множества операций, стоимость которого складывается из затрат на изготовление печатной платы и сердечника.

Величина намагничивающей силы, которую можно получить от данной катушки при заданном режиме работы и допустимой температуре нагрева, зависит от того, насколько эффективно используется объем катушки, т.е. насколько он заполнен активным материалом – обмоточным проводом.

Эффективность использования пространства, занимаемого катушкой, оценивается с помощью коэффициента заполнения, который зависит от вида намотки (рядовая, шахматная, неравномерная), конструкции каркаса, коэффициента укладки.

Сравнивая параметры катушек при различных исходных данных, получены граничные условия, при которых целесообразней применять планарную технологию. Также в работе рассмотрены конструкции и варианты применения планарных электромагнитов.

Поскольку у планарных электромагнитов соотношение площадь/объем примерно вдвое больше, то и охлаждающая способность у планарных изделий лучше. Это позволяет увеличить удельную мощность при том же изменении температуры, либо уменьшить эффективный объем, а значит, и массу при заданном росте температуры.

Таким образом, по результатам исследования сформулированы следующие положения:

- Применение планарной технологии изготовления электромагнитов предпочтительней при проектировании маломощных электромагнитов в условиях ограниченного пространства и повышенной сложности монтажа.
- Планарный электромагнит, изготавливаемый на базе многослойной печатной платы, имеет высокоточные характеристики, лучшую охлаждающую способность, и меньшие габаритные параметры.
- Разнообразие конструкций печатных плат и их автоматизированное производство увеличивает гибкость моделирования устройств с применением планарных электромагнитов, повысит качество, а также снизит стоимость.

УДК.629.78

РАЗРАБОТКА УПРОЩЕННЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОРИЕНТИРУЮЩИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Петрова А.Ю., Титух И.Н.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф.Устинова

К ориентирующим системам космического назначения относятся платформы точного наведения, представляющие собой манипуляторы орбитального базирования. Точность отработки программной траектории при внешних возмущениях зависит как от приводных модулей, включающих электродвигатели, редуктора, претензионные опоры, транзитные кабели, датчики линейных и угловых смещений, так и от жесткостных и инерционных характеристик элементов платформы и размещенной на ней полезной нагрузки. Построение конечномерных моделей с последующим расчетным анализом частот и форм колебаний системы «платформа-полезная нагрузка» является важнейшей частью расчетно-теоретических методов проектирования ориентирующих систем космического назначения. Для моделирования поведения всего космического аппарата (КА) на эксплуатационные возмущения требуется построение полной расчетной модели, отражающей геометрические, жесткостные, инерционные свойства КА, включая всю размещенную на борту нагрузку. Задача построения максимально упрощенной расчетной модели, отвечающей динамическим свойствам исходной полной дискретизации, иллюстрируется на примере двухосной платформы наведения (ДПН) «Монитор».

Полная динамическая расчетная модель включает в себя модели всех узлов платформы нижнее основание, на котором закреплены опорный стакан с подшипниками для вращения поворотной втулки, втулку, два двигателя, тормоз, два датчика угла поворота, узел крепления шестерни, шестерню и крышку. Соединение приводов α и β осуществляется через угловой элемент. Полезная нагрузка в виде сосредоточенной массы закреплена на кронштейне. При конечномерной дискретизации использованы балочно-оболочечные элементы. Учет зацепления шестерен осуществляется введением в узлы контакта дополнительных степеней свободы, обеспечивающих их независимое вращение. Все характеристики моделей соответствуют конструкторской документации.

Модели трехмерны и позволяют определять перемещения всех узлов при произвольном кинематическом или силовом воздействии со стороны космического аппарата.

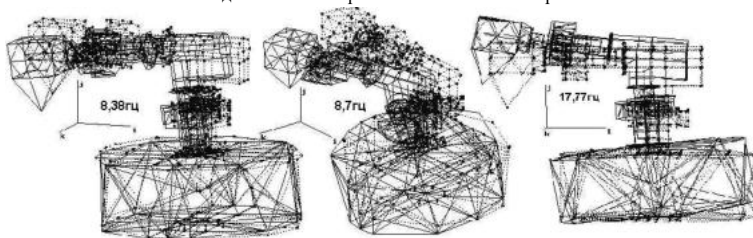


Рисунок 1. Нижние частоты и формы собственных колебаний ДПН

Полная конечномерная модель конструкции включает 1191 элемент и 3014 степени свободы. Нижние собственные частоты колебаний конструкции составляют 8,379; 8,702; 17,77Гц и приведены на рисунке 1

Для построения упрощенной динамической модели ДПН из полной расчетной триангуляции выделялись отдельные самостоятельные узлы: привода α и β , переходный угольник, отсек блоков электроники и кронштейн крепления полезной нагрузки. Используемые в упрощенной модели элементы представлялись в виде стержней, однородных по всей длине и соединенных между собой в узловых точках. Адекватность полной и упрощенной, содержащей 9 элементов и 72 обобщенные степени свободы, динамических моделей достигается соответствием жесткостных и инерционно-массовых характеристик рассматриваемых элементов и узлов и подтверждается совпадением полученных результатов. Так, найденные по упрощенной расчетной схеме значения трех низших собственных частот составили: 8,37; 8,70; 17,83Гц.

УДК 629.7.022

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОПЛАНА Х-ОБРАЗНОЙ СХЕМЫ

Петухов В. Е., Соколов Е. И.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

В настоящей работе проводились вычислительные эксперименты обтекания летательного аппарата х-образной схемы в программном комплексе ANSYS FLUENT. Создание самолета такой аэродинамической схемы не представляется возможным без исследования его аэродинамических характеристик на начальном этапе проектирования. От выбора профиля, формы крыла в плане, учета интерференции крыла и фюзеляжа напрямую зависят летно-технические характеристики летательного аппарата.

Изучение внешней аэродинамики летательного аппарата в аэродинамических трубах требует учёта влияния на обтекание модели стенок аэродинамической трубы, подвесок и других крепежных элементов, которые фиксируют объект исследования в аэродинамической трубе. Численное моделирование в пакетных программах исключает эти недостатки, а также значительно сокращает затраты времени на проведение экспериментов.

Объектом исследования являлся вертоплан х-образной аэродинамической схемы. Вертоплан – это винтокрылый летательный аппарат с несущей аэродинамической системой, включающей в себя крылья и парное количество винтов с противоположным направлением вращения. Главным преимуществом вертоплана х-образной аэродинамической схемы является способность осуществлять вертикальный взлет и посадку, что делает его независимым от взлетно-посадочной полосы. В качестве несущих хорды крыла и горизонтальной базовой плоскости самолёта равен 45 и -45 градусов.

Численный расчет обтекания летательного аппарата проводился для двух режимов полета: х-образного и +-образного. На основании полученных результатов строились зависимости аэродинамических сил и моментов, определялся наиболее выгодный режим полета. Результаты показали явное преимущество х-образного режима полета над +-образным режимом полета.

СПОСОБЫ ГАЗИФИКАЦИИ ЖИДКОСТИ**Пешкова Е. А., Прусова О. Л.***Омский государственный технический университет, г. Омск*

В настоящее время существует несколько проблем, связанных с остатками жидкости в баках и других емкостях ракет, возникающими на определенных этапах производства и эксплуатации ракет. Так, после промывки и очистки в баках может оставаться жидкость, которая впоследствии может привести к коррозии поверхностей бака, а также снизить качество контроля герметичности бака газовыми методами. Целью данной работы является выявить существующие способы газификации жидкости в замкнутой емкости.

Ранее было предложено использовать для осушки поверхностей стенок бака вакуумным методом вихревую трубу (ВТ), принцип действия которой основан на эффекте Ранка-Хилша. Были описаны возможность создания вакуума с помощью ВТ, преимущества данных систем по сравнению с другими, используемыми для аналогичных целей. Предложены различные варианты применения ВТ для сушки баков. Также была приведена возможная схема экспериментальной установки, которая включает в себя несколько ВТ, каждая из которых работает для достижения определенного эффекта. Однако не был проведен эксперимент, который смог бы подтвердить возможность использования ВТ для осушки баков, не были рассчитаны оптимальные параметры ВТ, позволяющие получить на выходе заданные характеристики. Кроме того, было отмечено, что ВТ имеют ряд недостатков.

Следует упомянуть об еще одной проблеме, возникающей в процессе эксплуатации ракетной техники. При полете ракеты заборные устройства бака не позволяют полностью использовать всё топливо, находящееся в баке отделившейся части ступени ракеты. В итоге при падении отработавшей ступени ракеты токсичные компоненты топлива могут попасть в окружающую среду, что ухудшает экологию в районе падения ступени.

Избавляться от остатков топлива в баках предлагается различными способами.

Предложен способ моделирования газификации остатков жидких компонентов ракетного топлива в баке отделившейся части ступени ракет-носителей, когда в экспериментальную установку вливает газ-теплоноситель (ТН), предварительно нагреваемый теплоэлектронагревателем. Следовательно, газификация остатков жидкости происходит за счет действия на нее струи ТН. Кроме того создаются условия, близкие к реальному полету (невесомость). Также проводятся теоретические и экспериментальные исследования процесса газификации жидких остатков топлива под действием потока теплоносителя. Подбираются значения скорости потока теплоносителя, его температура и др. Установлено время процесса газификации: 120-130 с для кислорода и керосина. Однако не описана полная математическая модель процесса газификации данных жидкостей предложенным способом.

Предлагается способ моделирования процесса газификации остатков компонентов ракетного топлива в баке отделившейся ступени ракеты-носителя и устройство для этого моделирования, в котором для газификации жидкость подвергают одновременному воздействию газа-теплоносителя и ультразвука. Однако не разработана математическая модель процесса газификации жидкости при воздействии на нее ТН и ультразвука.

Разработаны аналитические и физические модели газификации моделей жидких компонентов ракетного топлива при воздействии на жидкость струи ТН совместно с нагревом поддона, в котором находится жидкость. Проведено численное и экспериментальное моделирование процессов тепло- и массопереноса при конвективном теплообмене и теплообмене излучением при течении потока горячего газа (теплоносителя) в замкнутом объеме с остатками жидкости. Разработан экспериментальный стенд.

Существуют теоретические исследования испарения с поверхности свободной жидкости в термовакuumных условиях. Получены и исследованы основные уравнения данного процесса, найден поток жидкости с единицы площади.

Итак, применение рассмотренных способов газификации жидкости актуально для удаления остатков топлива из баков отработавших ступеней ракет-носителей. Но их также можно использовать и для осушки баков ракет на этапе их производства.

Таким образом, для газификации остатков жидкости в баке ракеты (как при производстве, так и при эксплуатации) возможно применение следующих способов: сушка бака с помощью вихревой трубы, газификация жидкости при конвективном воздействии потока горячего газа-теплоносителя, при воздействии излучением при нагреве самого поддона с жидкостью, при воздействии ультразвука, при термовакuumном воздействии.

Моделирование энергоподвода в сопловые течения

Погоня Э. И., Брыков Н. А.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Изучение возможностей управления сверхзвуковыми течениями подводом энергии в газовые потоки с помощью энергетических разрядов является актуальной проблемой аэрогазодинамики. Такие воздействия могут вызывать, как глобальную перестройку внешнего обтекания летательных аппаратов и сопровождаться снижением их волнового сопротивления, изменением подъемной силы и аэродинамических моментов, так и влиять на локальную ударно-волновую структуру, поверхностное трение, пики давлений и тепловых потоков в окрестности их отдельных элементов. Наряду с задачами внешней аэродинамики активно изучаются возможности использования локализованного энергоподвода для управления течениями в каналах, например, с целью повышения эффективности воздухозаборников, а также интенсификации процессов смешения и стабилизации горения в камерах сгорания.

В работе рассматриваются две модели описания энергоподвода в сопловые течения: Т-модель и Q-модель. Т-модель предполагает мгновенный энергоподвод в сферическую или эллипсоидальную область канала, тогда как Q-модель позволяет анализировать влияние нестационарного импульсно-периодического подвода энергии определённой продолжительности и частоты.

Т-модель – наиболее упрощенная модель описания мгновенного энергоподвода. Подвод энергии задается распределением температуры в начальный момент времени, которое для источника в виде эллипсоида с центром в точке (x_0, y_0) и размерами полуосей R_x и R_y определяется соотношением:

$$T(x, y) = T_\infty + \Delta T_0 \exp \left[- \left(\frac{x - x_0}{kR_x} \right)^2 - \left(\frac{y - y_0}{kR_y} \right)^2 \right],$$

где T_∞ – температура окружающего газа или набегающего потока, $\Delta T_0 = T_0 - T_\infty$ – приращение температуры в центре зоны энергоподвода. Чем меньше параметр $0,5 \leq k \leq 1$, тем меньше разрыв газодинамических параметров на границе зоны энергоподвода. Значение определяющего параметра модели $\Delta T_0 = E_A / \rho_\infty c_V I$, где E_A – поглощенная средой энергия, ρ_∞ – плотность газа в набегающем потоке, c_V – удельная теплоемкость газа при постоянном объеме, а значение интеграла

$$I = \int_{V_0} \exp \left[- \left(\frac{x - x_0}{kR_x} \right)^2 - \left(\frac{y - y_0}{kR_y} \right)^2 \right] dV$$

определяется численно.

Q-модель используется для моделирования импульсно-периодического подвода энергии различной продолжительности τ и частоты f_0 . Для данной модели подводимая удельная мощность q (в единицу массы) в область течения

$$q(x, y, t) = q_0 f(t) \exp \left[- \left(\frac{x - x_0}{kR_x} \right)^2 - \left(\frac{y - y_0}{kR_y} \right)^2 \right],$$

где q_0 – удельная мощность энергоподвода в центре энергоисточника, параметр $0,5 \leq k \leq 1$, определяет значения q на границе области энергоподвода. Определяющий параметр модели q_0 находится по соотношению $q_0 = E_A / \rho_\infty I \tau$.

Нестационарное течение невязкого сжимаемого газа описывается уравнениями Эйлера с источником членом, учитывающим подвод энергии.

САЖЕОБРАЗОВАНИЕ В КИСЛОРОДНО-КЕРОСИНОВОМ ВГГ ЖРД**Попов А.Ю.**

Научный руководитель - Анискевич Ю.В.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Горение углеводородных топлив обычно сопровождается образованием частиц сажи. Процесс сажеобразования – это сложное явление, которое объединяет несколько химических и физических процессов, негативно влияющих на работу восстановительного газогенератора (ВГГ). Выделяющиеся при горении сажевые частицы образуют отложения на внутренних стенках газогенератора, что приводит к снижению эффективности проточного охлаждения конструкции и может стать причиной прогара газогенератора, кроме того, сажа может вызывать эрозию лопаток турбины и засорение форсунок камеры сгорания (для схемы ЖРД с дожиганием генераторного газа), приводя к изменению рабочих характеристик указанных агрегатов и послужить причиной отказа двигательной установки в целом.

Механизмы сажеобразования до сих пор изучены достаточно слабо, но некоторые экспериментальные работы помогают установить зависимости выхода сажи от различных параметров, влияющих на процесс сгорания, как например, соотношения компонентов топлива, температуры и давления в зоне горения, вида и начальных параметров топливной пары, времени преобразования продуктов сгорания в реакционной зоне.

На основании данных, полученных в ходе экспериментальных исследований, можно сформулировать некоторые рекомендации по снижению сажеобразования при сгорании углеводородных топлив в области малых коэффициентов избытка окислителя (ВГГ ЖРД):

1. добавление в топлива антисажевых присадок;
2. балластировка водой газогенератора;
3. предварительный подогрев компонентов топлива;
4. повышение температуры газовой стенки газогенератора.

Указанные меры позволят расширить область применения восстановительных газогенераторов в ЖРД, работающих на углеводородном горючем и окислителе на основе кислорода.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЧИСЛА ГАРМОНИК НА РЕЗУЛЬТАТ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МНОГОСТУПЕНЧАТОЙ ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ МЕТОДА НЕЛИНЕЙНОГО ГАРМОНИЧЕСКОГО АНАЛИЗА**Попов Г.М., Новикова Ю.Д., Ростовцев Д.И., Кожухов К.А.***Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева*

В ходе проектирования и расчетного анализа рабочего процесса турбомашин часто полагается, что течение в них является стационарным. На самом деле это не так. В реальном потоке имеют место многочисленные отрывы потока различных масштабов (от крупных до микровихрей за выходными кромками). Эти явления следует учитывать для повышения точности расчетных оценок потерь энергии, величины скоростей, давлений и достоверности проектирования. Кроме того, знание нестационарных процессов в турбомашине необходимо для корректной оценки динамических напряжений и аэродинамического шума [1].

Некоторое время назад для исследования течений рабочего тела с учетом нестационарных процессов был предложен метод нелинейного гармонического анализа (*NLH* - метод), который позволяет существенно сократить время расчёта. Суть метода заключается в следующем. Окружная неравномерность на выходе из предыдущего лопаточного венца преобразуется в ряды Фурье и представляется в виде бегущих волн. Каждая волна в свою очередь раскладывается на гармоники. Количество гармоник, принятое для разложения, влияет на точность получаемых результатов. Чем их больше, тем ближе данные расчета к реальной картине течения [2].

В данной работе представлено исследование влияния числа гармоник на результат моделирования рабочего процесса многоступенчатой осевой турбины при использовании метода нелинейного гармонического анализа с помощью способа «*Basic Harmonic Method*». Данный способ предусматривает передачу возмущений, оказывающих влияние на структуру потока только между соседними лопаточными венцами (через один интерфейс ротор/статор). В качестве объекта исследования была выбрана многоступенчатая осевая турбина (МОТ). Она включает в себя три ступени и выходной спрямляющий аппарат.

Численная модель рабочего процесса МОТ была создана в ПК *Numeca*. Сеточная модель была создана с помощью модуля *Auto Grid 5*, входящего в состав ПК *Numeca*. В рамках подхода *Basic Harmonic Method* исследование выполнялось с использованием двух сеточных моделей: *B2B_Coarse* (модель с «крупной» сеткой конечных объемов – около 3,5 млн. элементов) и *B2B_Fine* (модель с «мелкой» сеткой конечных объемов – около 10,3 млн. элементов).

Для подхода *Basic Harmonic Method* были рассмотрены варианты с количеством гармоник равным трём (*BHM_3_2*), пяти (*BHM_5_2*) и семи (*BHM_7_2*), а также количеством возмущений равным двум (определяется ограничениями подхода).

По результатам численного моделирования с использованием подхода *Basic Harmonic Method* были построены характеристики МОТ (рисунок 1), которые представляют из себя зависимости КПД турбины $\eta_{\text{МОТ}}^*$ от относительного шага по времени \bar{S} (под относительным шагом по времени понимается, время за которое одна лопатка РК проходит один межлопаточный канал).

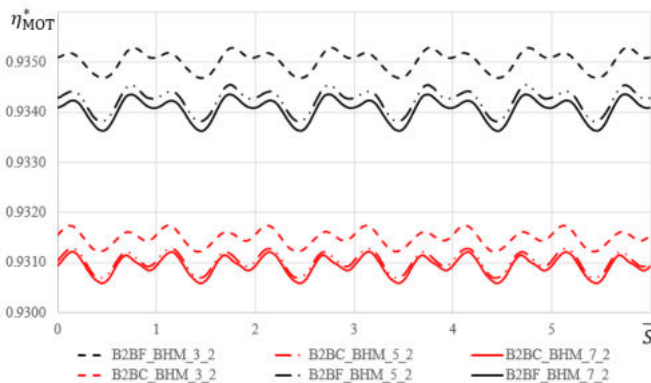


Рисунок 1 - Зависимость $\eta_{\text{МОТ}}^*$ от относительного шага по времени, полученная в ПО *Numeca Fine Turbo* для способа *Basic Harmonic Method*

Анализируя рисунок 2, можно сделать вывод, что:

- для каждой сеточной модели при изменении числа гармоник характер зависимостей $\eta_{\text{МОТ}}^* = f(\bar{S})$ (КПД от относительного шага по времени) не меняется;
- для каждой сеточной модели осредненное по времени значение КПД МОТ при переходе от трёх гармоник к семи гармоникам снижаются. Однако при достижении значения равного пяти гармоник, КПД МОТ остаётся практически неизменным. При этом также стоит заметить, что различные сеточные модели дают различные значения КПД МОТ.

Библиографический список

1. Кулагин, В.В. Теория расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]/ В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.
2. NUMECA Theoretical manual FINETM/Turbo v9.0. – Brussels: NUMECA International, 2013. – 151 p. [Электронный ресурс]. – <http://www.numeca.com/product/fineturbo>.

УДК 62-135.4

СОЗДАНИЕ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Попов Г.М., Новикова Ю.Д., Кожухов К.А., Ростовцев Д.И.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева

Турбина является основным узлом газотурбинного двигателя, её создание требует решения большого количества сложных конструкторских задач. Турбина представляет из себя лопаточную машину, в проточной части которой происходит преобразование энергии рабочего тела в механическую. Лопатки – один из самых сложных элементов турбины. Связано это с тем, что они

испытывают высокие напряжения растяжения, изгиба и температурные напряжения и в тоже время должны обеспечивать высокую эффективность работы турбины, поэтому для определения оптимальной формы профиля пера лопатки нужно проводить множество испытаний [1]. Как показала практика, использование численных моделей для проведения газодинамических исследований дает приемлемые результаты для проектирования различных узлов и систем в машиностроительной отрасли [2]. Это даёт не только экономии денежных средств на проведение натурных испытаний, но и в разы сокращает время проектирования.

В данной работе представлен процесс создания численной модели турбины высокого давления газогенератора газотурбинной установки НК-14 СТ. Для построения модели лопаток и меридионального обвода были использованы рабочие чертежи. Профили лопаток были построены с помощью программы *Profiler* [3], созданной на кафедре теории двигателей летательных аппаратов Самарского Университета. Расчетная модель турбины была создана в программном комплексе *NUMECA Fine Turbo* и состояла из доменов трёх сопловых аппаратов и трёх рабочих колес. Суммарное количество конечных элементов расчетной сетки модели составило примерно 4 млн. элементов. Размер первой ячейки (ближайшей к стенкам) выдерживался таким образом, чтобы обеспечить значение параметра y^+ не более 1. В качестве граничных условий в расчете использовалось полное давление и полная температура на входе в турбину, а также статическое давление на выходе. Данные параметры соответствовали аналогичным параметрам при работе газотурбинной установки. Расчет в течениях в доменах колес проводился при стационарном режиме течения во вращающейся системе координат. Скорость вращения так же соответствовала скорости вращения ротора газогенератора НК-14 СТ.

В результате проделанной работы была создана численная модель турбины газогенератора, с помощью которой в дальнейшем планируется исследовать ее рабочий процесс с целью повышения вариантов его улучшения.

Библиографический список

1. Тихонов, Н.Т. Теория лопаточных машин авиационных газотурбинных двигателей: курс лекций / Н.Т. Тихонов, Н.Ф. Мусаткин, В.Н. Матвеев. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2001. – 155 с.
2. Попов, Г.М. Расчетное изучение структуры потока в ступени вблизи втулочного сечения осевой турбины [Текст] / Г.М. Попов, О.В. Батурин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени акад. С.П. Королева. – 2009. – №3(19). – Ч.2. – С.365-368.
3. Патент РФ № 2013617453, 14.12.2013. Программное средство создания и модификации компьютерных моделей лопаток турбомашин *Profiler* // Патент России № 2013614900. 2013. / Шаблий Л.С.

УДК 629.7.01

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ ДЛЯ ЭФФЕКТИВНОГО ПОЖАРОТУШЕНИЯ В УСЛОВИЯХ ГЛОБАЛЬНОГО ИЗМЕНЕНИЯ КЛИМАТА Пыжикова А.А., Долгов О.С.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Всем известно, что климат Земли, достаточно изменчив: от высоких температур до самых низких. Эти изменения происходят, как в течение нескольких лет, так и в течение тысячелетий, поэтому вполне возможно, что в скором времени нас ожидает глобальная перемена, в виде потепления. В свою очередь, глобальное потепление несет за собой множество последствий: волновое тепло, штормы и наводнения, уменьшение количества ледников, засуха, повышение уровня моря.

И поскольку из-за парникового эффекта, рост температуры на планете прогрессирует, в России следует опасаться возгораний торфяных заболоченных лесов. Нам и сейчас известно, какой колоссальный вред наносит пожар. В огне погибает не только такой ценный материал, как древесина, но и в целом флора и фауна. Таким образом, борьба с лесными пожарами является одним из важнейших направлений в авиации, а в частности гидроавиации.

На данный момент создано множество летательных аппаратов для борьбы с пожаром - это все различные вертолеты, сухопутные самолеты, оснащенные противопожарным оборудованием и самолеты-амфибии. У каждого из них есть свои преимущества и недостатки. Нельзя однозначно определить универсальный ЛА для решения данной задачи. Однозначно, такая проблема должна решаться комплексом различных летательных аппаратов. Ведь уже сейчас одна из самых технически оригинальных машин - гидросамолет Бе-200, не всегда может справиться с поставленной ему задачей:

- главной проблемой данного самолета-амфибии является недостаточное количество подходящих водоемов, которые можно использовать для сбора воды, а так же их

подготовка в виде проверки на чистоту водной поверхности от посторонних предметов, измерения глубины, оценка высоты, направления и типа волны.

- а при самом пожаротушении возникает проблема с выбором высоты, для эффективного орошения площади охваченной пожаром: спуститься слишком близко не позволяет «огненное облако», которое нарушает работу двигателя, а если окажется выше положенного, то распыление воды не покроем нужный объем площади возгорания.

Если сейчас возникают проблемы, при тушении лесных пожаров то, что будет тогда, когда будут гореть площади гораздо больше сегодняшних? Необходим усовершенствованный летательный аппарат, а для разработки такого ЛА нужно выявить безопасность полета над огненным облаком, его влияние на аэродинамические свойства самолета и динамику полета, а так же определить нужную высоту, которая позволит удовлетворить требуемую площадь тушения.

Одним из ведущих научно-технических комплексов в области исследования параметров, эффективности применения различных ЛА является - ТАНТК им Г.М. Бериева. Опыт пожаротушений такими самолетами-амфибиями, как Бе-200 позволяет им сделать вывод, о том, что на данный момент необходимо проводить больше исследований для комплексной оценки ЛА.

УДК 669.713

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ФЕРМЕННОГО ОТСЕКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С НАДДУТЫМИ ПОЛЫМИ СТЕРЖНЯМИ Розылко А.О.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

При создании летательных аппаратов, как атмосферных, так и космических, среди прочих, возникает очень важная проблема – минимизация массы конструкции изделия, то есть увеличение конструктивного совершенства летательного аппарата.

Одним из массивных элементов конструкции многих летательных аппаратов является ферменный отсек – стержневая пространственная негерметичная конструкция. Такие конструкции часто используются, например, в баллистических, крылатых ракетах и в составе различных космических аппаратов.

Данная статья освещает предлагаемую идею уменьшения массы стержней ферменного отсека за счёт наддува полостей в них избыточным давлением, одновременно с утончением стенок стержней – это, предположительно, позволит сохранить несущую способность отсека. Использование данной идеи без утончения стенок стержней, возможно, позволит упрочнить ферменную конструкцию.

Подобный принцип упрочнения тонкостенных полых конструкций применяется, например, в топливных баках баллистических ракет, где наддув избыточным давлением, кроме прочего, повышает несущую способность отсека. Примеры использования описываемого принципа существуют и в других областях техники: например, надувные спасательные плоты имеют прямую зависимость между несущей способностью конструкции и давлением внутри её стенок, а в простейшем манометре используется принцип распрямления изогнутого герметичного сосуда под действием избыточного давления.

В статье описывается предлагаемая конструкция простейшего ферменного отсека, состоящего из наддуваемых полых стержней, которые, могут быть усложнены различными дополнительными элементами, расширяющими возможности применения данной конструкции. Также, в работе рассмотрены различные возможные к использованию материалы для стержней, как металлические, так и нелинейные, и композитные.

Также в статье описывается предполагаемый путь дальнейших исследований, которые подтвердят, либо опровергнут положительный эффект от использования избыточного давления для упрочнения стержней или уменьшения их требуемой массы в составе ферменного отсека.

УДК 621.825

МУФТЫ КАК УСТРОЙСТВА ЗАЩИТЫ И МЕХАНИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА Садрисламов Н. С., Каримов Д. Р.

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева

Муфта - это устройство, которое служит для временного или постоянного сцепления двух валов, передачи крутящего момента между этими валами и торможения какого-либо вала.

Для разъединения редуктора от вала электродвигателя служит муфта сцепления. При этом происходит одновременное отключение двигателя от сети. В основном эти муфты являются

электромагнитными. Соединение (сцепление) валов производится с использованием кулачков, либо за счет сил трения.

В ярме, представляющего собой стальной корпус, расположена катушка электромагнита. Якорь (ведомый стальной диск) под действием электромагнитного усилия, преодолевая усилия возвратной пружины, подступает к сердечнику. Задающим стальным диском является сердечник, который имеет кольцевую прослойку из бронзы. Отключение питания от электродвигателя приводит к обесточиванию обмотки муфты. Расцепление системы происходит за счет отжимания лепестковыми пружинами якоря муфты в исходное положение.

Данный тип муфт применяют в устройствах невысокой мощности (не более 300 Вт). Для использования в более мощных устройствах передачу вращающего момента следует производить с помощью кулачков или храповиков.

Электромагнитные порошковые муфты также распространены в авиационном электроприводе. Это, как правило, два параллельно расположенных диска, между которыми имеется зазор. Зазор заполнен смесью порошка и графита, либо масла и железного порошка.

В качестве железного порошка применяют карбонильное железо с размерами частиц от 0,5 до 40 мкм. При образовании между дисками магнитного поля с индукцией В, железные частицы перераспределяются вдоль магнитных силовых линий в виде нитей, состоящих из плотно прижатых друг к другу частиц. В результате порошок затвердевает и возникает сцепляющее усилие между ведущим и ведомым дисками.

Достоинствами электромагнитных муфт является простота устройства, почти полное отсутствие износа рабочих поверхностей, плавность сцепления, высокий коэффициент усиления по мощности (300), малое время срабатывания (30 мс). Недостаток – тихоходность.

Муфты-предохранители служат для защиты исполнительных механизмов и деталей конструкции летательных аппаратов от возникновения в них чрезмерных механических перегрузок.

К этому типу муфт относят фрикционные муфты. Состоят они из дисков, сжатых между собой пружиной, которые передают крутящий момент от главного ведущего вала зубчатому колесу. Пружина держится за счет сил трения. Диски скользят между собой, если на ведомом валу момент нагрузки превзойдет определенное допустимое значение. Между тем, вращающий момент, передающийся от ведущего колеса к ведомому остается постоянным.

УДК 528.526

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ОБЛАСТЬ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВУХСТЕПЕННОГО ГИРОСКОПА

Самигуллин Т. А. , Хакимов А.Р.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева

Двухступенной гироскоп получил широкое применение в авиационной отрасли за счет относительной простоты и надежности. Прогресс не стоит на месте и область авиационной техники развивается стремительным образом. Но есть ли какие-то альтернативы, которые могут по своим характеристикам заменить данное устройство?

Во многих гироскопических приборах используется упрощенный, двухступенный вариант гироскопа, в котором наружная рамка трехступенного гироскопа устранена, а полюсы внутренней закрепляются непосредственно в стенках корпуса, жестко связанного с движущимся объектом. Если в таком устройстве единственная рамка ничем не ограничена, то момент внешней силы относительно оси, связанной с корпусом и перпендикулярной оси рамки, заставит ось собственного вращения ротора непрерывно прецессировать в сторону от этого первоначального направления. Прецессия будет продолжаться до тех пор, пока ось собственного вращения не окажется параллельной направлению момента силы, т.е. в положении, при котором гироскопический эффект отсутствует. На практике такая возможность исключается благодаря тому, что задаются условия, при которых поворот рамки относительно корпуса не выходит за пределы малого угла. Если прецессия ограничивается только инерционной реакцией рамки с ротором, то угол поворота рамки в любой момент времени определяется проинтегрированным ускоряющим моментом. Поскольку момент инерции рамки обычно сравнительно мал, она слишком быстро реагирует на вынужденное вращение.

Но чтобы говорить о перспективах развития и будущего данной системы, стоит обозначить область применения, которая сложилась на данный момент. Так двухступенные гироскопы выполняют роль:

- электрический указатель поворота ЭУП-53 прибора ДА-200;
- датчики угловых скоростей в САУ и в прицельных системах в самолетах военного назначения;
- выключатели коррекции гирорвертикалей;

Электрический указатель поворота ЭУП-53 является комбинированным прибором и состоит из гироскопического указателя поворота и указателя скольжения. Указатель поворота показывает

направление разворота, а при разворотах без скольжения - угол крена до 45°. Наименьшую погрешность ($\pm 1,5^\circ$) прибор имеет при скорости 500 км/ч. Действие указателя поворота основано на использовании свойства гироскопа с двумя степенями свободы совмещать ось собственного вращения с осью вынужденного вращения.

ДУС САУ. Принципиально можно вычислить угловые скорости по осям дифференцированием по времени углов поворота гироскопа в кардановом подвесе, но такой метод не даёт достаточной чувствительности и точности. Поэтому широко применяются ДУС с поплавковыми (погружёнными в вязкую жидкость в герметичном кожухе) гироскопами. В таком гироскопе жидкость выполняет роль вязкой демпфирующей среды. При повороте корпуса датчика за счет сил вязкого трения между корпусом и кожухом ротора гироскопа создается демпфирующий момент. В результате гироскопического эффекта происходит прецессия гироскопа, измеряемая внутренними вспомогательными датчиками поворота. Углы поворота преобразуются в электрический информационный сигнал, выдаваемый во внешние электрические цепи.

Таким образом, использование подобных гироскопических систем безусловно необходимо в современной авиационной технике, но в то же время, благодаря современным технологиям возможна модернизация и усовершенствование уже имеющихся разработок.

УДК 669.713

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ТОПЛИВНОГО КОЛЛЕКТОРА

Сластён Д.Н.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

По мере усложнения авиационных реактивных двигателей, приближения их параметров к предельно достижимому уровню, в условиях, когда требуется сокращение затрат (времени и других ресурсов) и повышения качества изделий, происходит пересмотр технологии проектирования двигателей на основе новых информационных технологий в рамках CALS – компьютерной поддержки жизненного цикла промышленной продукции, реализации системного и объектного подходов, широкого использования математического моделирования.

В настоящее время на большинстве современных авиационных двигателях в основных камерах сгорания применяются многофорсуночные схемы подачи топлива с применением двухконтурных сопловых центробежных форсунок.

Применение двухконтурных форсунок позволяет в значительной степени расширить диапазон работы камеры сгорания при запуске реактивного двигателя, на дроссельных режимах и в высотных условиях за счет повышения давления впрыска на малых расходах.

В данной работе моделируется процесс гидродинамического течения в системе двухконтурного топливного коллектора реактивного двигателя в программном комплексе ANSYS. Исследуется проблема неравномерного распределения топлива по длине коллектора. Это обусловлено тем, что гидростатическое давление столба топлива в топливном коллекторе на каждой форсунке различны.

Распределение топлива по коллектору происходит следующим образом: из регулятора подачи топлива в коллектор поступает топливный поток, который определяет суммарный расход топлива. Этот поток распределяется на двенадцать форсунок по контуру коллектора.

В настоящее время роль теоретических исследований авиационных двигателей на основе математического моделирования протекающих в них рабочих процессов возрастает, ибо они обладают большой степенью обобщения полученных результатов, однако требуют достаточно адекватных математических моделей.

Таким образом, получение высоких энергетических и эксплуатационных характеристик авиационных двигателей при их создании или модернизации требует научно-технического обоснования новых эффективных методов их расчета и проектирования.

УДК 621.762

ТЕХНОЛОГИИ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Тетерин Р.О., Галаджун А.А., Мустейкин А.И., Чувашов С.С

Балтийский Государственный Технический Университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

В настоящее время сформировался состав высокотехнологичных секторов экономики, требующих постоянного обеспечения конкурентоспособности. Динамически развивающимся предприятиям авиадвигателестроительной отрасли характерно интенсивное развитие с внедрением

передовых технологий производства. Внедрение трехмерной печати – важное направление в развитии авиастроительной отрасли.

Аддитивные технологии представляют собой процесс объединения материала с целью создания объекта из данных - модели, как правило, слой за слоем, в отличие от "вычитающих" производственных технологий. Под "вычитающими" технологиями подразумевается механообработка - удаление («вычитание») материала из массива заготовки.

Методы аддитивного производства считаются альтернативным существующим традиционным субтрактивным методам обработки, таким как механические, электрофизические и электрохимические методы обработки. В отличие от классического формообразования, где от заготовки «отрезается» все лишнее при изготовлении детали, с использованием технологий аддитивного производства деталь «выращивается» из предварительно подготовленного порошкового материала. Получение изделия происходит послойно, шаг за шагом путем формирования слоя материала, отверждения или фиксации этого слоя в соответствии с конфигурацией сечения САД-модели и соединения каждого последующего слоя с предыдущим. В качестве охладителя энергии при получении металлических изделий обычно используется лазерное излучение или электронный луч.

Трехмерная печать дает возможность на основе данных о виртуальных моделях твердых тел изготавливать физические модели в результате быстрых и легких производственных процессов. С применением аддитивных технологий появляется возможность изготовления детали за меньшее количество операций, а значит, это потенциальное уменьшение цикла производства и, как следствие уменьшение себестоимости производимой продукции.

Применительно к газотурбинным двигателям это, во-первых, возможность создания лопаток компрессоров, турбин, направляющих и сопловых аппаратов с более приближенным к идеальному профилю. Во-вторых, технология позволяет создавать способы лучшего охлаждения лопатки, а значит, появляется перспектива повышения температуры в камере сгорания с лучшей организацией внутрикамерных процессов за счет более полного смещения компонент топлива. Одним из преимуществ является возможность обеспечения микронной точности изготовления деталей. В этом случае устраняется нестабильность поля температуры газа за камерой сгорания, которая существует из-за высоких допусков на штамповку обечаск жаровой трубы камеры сгорания. При этом коэффициент окружающей неравномерности поля температуры газа перед сопловой лопаткой уменьшается на 10%, что соответствует снижению на 30° от максимальной «пиковой» температуры газа. Одновременно уменьшается и интенсивность турбулентности входного потока, что вместе с выше изложенным понижает температуру стенки лопатки (увеличивает надёжность) либо обеспечивает снижение расхода охлаждающего лопатки воздуха (увеличивает экономичность). В сочетании с топологической оптимизацией аддитивные технологии могут стать новым толчком в развитии ГТД, привести к повышению его удельных характеристик.

В данной работе рассмотрены наиболее распространенные технологии аддитивного производства, их классификация и характерные признаки. Выявлены основные преимущества и недостатки технологий, работающих по принципу быстрого прототипирования. Произведен обзор оборудования и лидирующих компаний в области аддитивного производства, а также рассмотрены основные физико-химические и механические методы получения металлических порошков, которые используются в качестве исходного материала для послойного синтеза.

УДК 004.942

КВАЗИДНОМЕРНАЯ МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА С МАССО- И ЭНЕРГОПРОВОДОМ В ТРАКТЕ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Толстогузов С. С.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова

Развитие прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) началось еще в 30-е годы 20 века. Интерес к данному виду двигателей в течении всей истории то возрастал, то падал. Сейчас интерес к двигателям, в связи с вечным желанием повысить скоростные характеристики летательного аппарата, опять начал расти, так как этот вид двигателя имеет хорошие характеристики при гиперзвуковых скоростях. На данный момент в ряде стран ведутся большие исследования в области проектирования газодинамических и тепловых процессов в проточных частях гиперзвуковых ПВРД и проводятся эксперименты в аэродинамических трубах и на летных испытаниях. Также в России идут разработки таких летательных аппаратах с гиперзвуковыми ПВРД как «Циркон» и «Кинжал».

Для общего приближенного анализа внутрикамерных процессов в ПВРД была взята упрощенная математическая модель. Такая модель, с помощью которой можно увидеть общую картину изменения главных характеристик в тракте ПВРД, не затрачивая на это большого количества времени и ресурсов. В основе модели лежит развитие подхода, известного как закон обращения

воздействия для описания канальных течений. Особенностью предложенной модели является включение в нее таких факторов, как тепло- и массоподвод, учет возможности диссоциации воздуха и различные формы геометрического воздействия. Записанная в форме законов сохранения консервативных переменных, модель приводится к системе дифференциальных уравнений с особой точкой. Разработан алгоритм прохождения особенности. С помощью предложенной модели исследуются различные факторы влияния на параметры течения в тракте ПВРД и его тяговые характеристики.

УДК 536.8

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕЙ ГАЗОДИНАМИКИ РДТТ С РАЗЛИЧНОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ ОСНОВНОГО КАНАЛА ЗАРЯДА

Трушников Ю.Д., Брыков Н.А.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Для правильного расчёта газодинамических параметров в камере сгорания (КС) ракетного двигателя на твёрдом топливе (РДТТ) необходимо знать в каждый момент времени форму поверхности горения для определения объёма свободного объёма КС, оставшегося количества топлива, площадь поверхности горения (для определения прибыли массы продуктов горения), конечное время работы двигателя.

В работе рассматривается задача выгорания одноканального заряда с неизменным поперечным сечением по всей длине. Создан алгоритм геометрического расчёта изменения геометрии твердого топлива при выгорании. Основные этапы данного алгоритма можно сформулировать следующими пунктами:

1. Границы основного канала разбиваются на N точек, которые соединяются прямыми.
2. Для каждой прямой, с помощью закона горения топлива, определяется расстояние dL , на которое она переместится по нормали к поверхности за один шаг по времени.
3. Определяются новые точки пересечения прямых.
4. Определяются точки пересечения прямых со стенками КС.
5. Высчитываются площадь поверхности горения и свободный объём КС на новом временном шаге.

Площадь поверхности горения считается как сумма длин рассматриваемых отрезков, умноженная на длину заряда. Объём считается через площадь под замкнутой поверхностью.

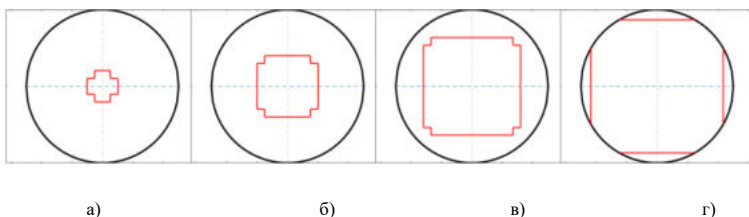


Рисунок 1 – Геометрия канала заряда в различные моменты времени: а) 0; б) 1.25; в) 2.5; г) 4.

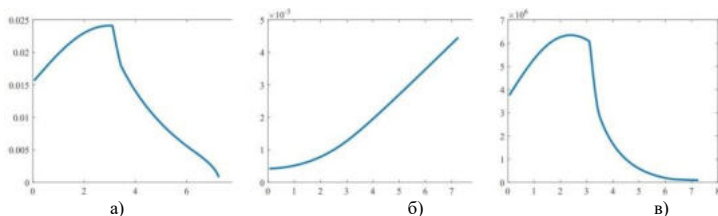


Рисунок 2 – Изменение параметров КС во времени: а) изменение поверхности горения; б) изменение свободного объёма КС; в) изменение давления в КС.

В качестве демонстрации работы алгоритма приводится пример расчета выгорания заряда с крестообразной геометрией основного канала (рис.1 а-г) и графики зависимости свободного объёма

КС, поверхности горения и давления от времени (рис.2 а-в). Задача внутренней газодинамики РДТТ решалась в нульмерной постановке, с использованием стационарного закона горения (степенной закон). Реализовано в среде Matlab.

УДК 536.8

МОДЕЛИ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ ЗАРЯДОВ В РДТТ

Трушников Ю.Д.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова

В ракетной технике широкое применение получил ракетный двигатель твёрдого топлива (РДТТ). Использование подобного двигателя обусловлено рядом эксплуатационных преимуществ, таких как относительная простота конструкции, невозможность протекания таксичных топлив и возможность долговременного хранения. Основу работы любого ракетного химического двигателя составляет горение в камере сгорания смеси горючего и окислителя, однако процессы горения в жидкостном ракетном двигателе и РДТТ сильно отличаются и требуют разных моделей горения для теоретического расчёта.

В РДТТ горение протекает в узкой зоне у поверхности твёрдого топлива. В распространяющейся волне горения топливо вначале прогревается до температуры, обеспечивающей достаточно высокую скорость реакции в конденсированной фазе и образовании продуктов газификации, которые затем реагируют в газовой фазе с образованием конечных продуктов горения. Многостадийность процессов горения, взаимосвязь тепловых, химических и газодинамических явлений затрудняют построение полной теории горения топлива.

В зависимости от того, насколько подробно необходимо описать этот процесс, существуют различные математические модели для нахождения скорости горения. Наиболее простая формула, которая при этом даёт достаточно хорошие результаты для характерных для ракетного двигателя давлений, связывает скорость горения с давлением в камере сгорания и учитывает особенности марки топлива – степенной закон [1]. При работе двигателя могут возникать нестационарные режимы, в которых скорость горения топлива не будет постоянной. Например, процессы воспламенения и потухания заряда, когда возникают колебания давления в камере. Первое решение теории нестационарного давления было предложено Я.Б. Зельдовичем (модель Зельдовича) [2]. При рассмотрении достаточно медленных нестационарных процессов нужно учитывать только тепловую инертность конденсированной фазы. В этом приближении все сложные физико-химические процессы входят в теорию через известные из стационарных экспериментов зависимости скорости горения от давления и начальной температуры. Для нахождения поля температуры в твердой фазе решается уравнение теплопроводности. Также можно использовать аналитическое решение по определению нестационарной скорости горения при быстром увеличении давления от начального стационарного значения до стационарного давления после скачка, например, по модели изложенной в [3].

В работе приведено сравнение вышеуказанных моделей: изменение скоростей горения и давлений в свободном объёме для одной конфигурации камеры сгорания и марки топлива. Задача решалась в нульмерной постановке для торцевого заряда с постоянной поверхностью горения. Реализовано в среде Matlab.

Библиографический список

1. Шишков А.А. Рабочие процессы в ракетных двигателях твёрдого топлива: Справочник. Москва: Машиностроение, 1988. 240 с. ISBN 5-217-00410-X.
2. Зельдович Я.Б., Лейпунский О.И., Либрович В.Б. Теория нестационарного горения пороха. М.: Наука, 1975.
3. Ассовский И.Г. Физика горения и внутренняя баллистика. Ин-т химической физики им. Н.Н. Семёнова. – М.: Наука, 2005. – 357с. – ISBN 5-02-006395-9

УДК 629.7

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЗАДАЧИ И НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ШИРОКОАПЕРТУРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ

Турева А. Н. , Брызгалов К. С.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова

В будущем обсерватории космического базирования потребуют все больших апертур телескопов для решения вопросов, касающихся научных исследований вселенной, в том числе историю образования звезд, исследования спектра звездных сред.

Размер апертуры телескопа обсерватории космического базирования является одним из ключевых показателей эффективности для текущих и планируемых астрофизических миссий.

Большинство эксплуатируемых на орбите либо планируемых к запуску широкоапертурных космических телескопов имеют диаметр главного зеркала (ГЗ) до 6.5 м.

Апертура телескопа космического базирования ограничена диаметром обтекателя полезной нагрузки ракеты-носителя и массой полезной нагрузки. Разрабатываемые в настоящее время обтекатели (от 7 до 10 м) отчасти смягчат это ограничение, однако для реализации будущих научных миссий возникает необходимость разворачивать телескоп непосредственно на орбите.

Направления развития широкоапертурных телескопов задаются с середины XX века. Первое направление основывается на квазисплошной оптике, содержащей сплошные зеркала в виде отдельных элементов или в виде гибких упругих зеркал, образующих идеальную поверхность – сегментированная оптика. Второе направление основано на так называемом апертурном синтезе, при котором несколько отдельных телескопов меньшего размера, в дальнейшем именуемых модулями, формируют общее изображение. Такие телескопы называют многомодульными телескопами с синтезированной апертурой (ММТСА). Конструкция ММТСА компактна, а требования к оптике модулей менее жесткие. Такая конструкция, в том числе, позволяет изготовлять и юстировать отдельные модули независимо друг от друга и использовать их как самостоятельные телескопы, затем выводить на орбиту поочередно, либо одновременно, наращивая широкоапертурную систему.

Актуальная задача – проработать концепцию широкоапертурных ММТСА космического базирования при ограниченных массогабаритных характеристиках с возможностью сборки телескопа в открытом космическом пространстве на более рентабельных и устойчивых к риску условиях.

Библиографический список

- 1 Родионов С.А., Корепанов В.С. и др. Проблемы апертурного синтеза – Оптический журнал, 1995. – с.17-25.
- 2 Тураева А.Н., Широкоапертурные оптические телескопы для лазерных систем космического базирования // IX Общероссийская молодежная научно-техническая конференция «Молодежь, техника, космос», 2017. – с.78-81.
- 3 Рябова И.В., Еськов Д.И. – Оптический журнал. — 1983. — №8.
- 4 C. F. Lillie. Large Deployable Telescopes for Future Space Observatories SPIE Proceedings Vol. 5899.
- 5 Dr. Marc Postman. Advanced Technology Large-Aperture Space Telescope (ATLAST): A Technology Roadmap for the Next Decade. Astrophysics Strategic Mission Concept Studies (NNH07ZDA001N-ASMCS) November 20, 2007.
- 6 Jacques M. Beckers, Bobby L. Ulich. The multiple mirror telescope – Telescopes for the 1980s. pp. 63-128., 1981.

УДК 669.713

ВЫСОКОСКОРОСТНАЯ ЗЕНИТНАЯ РАКЕТА Усаченко А. Д., Кольчев А. В., Керножицкий В. А.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Для обеспечения перехвата высокоскоростных воздушных целей необходимо обеспечить разгон и движение ЗУР на высоких скоростях. Двигатель на твёрдом топливе (РДТТ) характеризуется большой массой и габаритами, что сдерживает возможности по разгону ЗУР. Из-за наличия в составе твёрдого топлива окислителя и горючего, существенно возрастает лобовое сопротивление, увеличивая тем самым аэродинамические потери скорости. При замене двигателя на высокоскоростной прямоточный (ВПРД) исключается необходимость наличия окислителя на борту, что снижает массу и габариты ЗУР и способствует более длительному поддержанию высоких скоростей для обеспечения поражения высокоскоростных целей.

Однако, движение с большими скоростями приводит к необходимости оснащения ЗУР с ВПРД дополнительной системой тепловой защиты от аэродинамического нагрева. Предлагается следующий способ: для тепловой защиты на головной обтекатель наносится эмиссионный слой из материала с низкой работой выхода электронов. При нагреве обтекателя до температур, при которых начинается термоэлектронная эмиссия, с поверхности эмиссионного слоя начинают выходить электроны и забирать с собой большое количество тепловой энергии. Обтекатель при этом охлаждается. Вышедшие электроны по электрическому полю от источника электроэнергии направляются к слою восприятия электронов, где происходит их восприятие и направление в бортовой источник электроэнергии, а затем обратно через обтекатель к эмиссионному слою. При этом происходит рассеяние тепловой энергии, полученной электронами эмиссии при нагреве обтекателя и обеспечивается поддержание такой температуры, при которой прочностные свойства обтекателя сохраняются на требуемом уровне.

Подобным образом можно обеспечить защиту органов управления и других теплонапряжённых элементов ЗУР и увеличить эффективность поражения высокоскоростных воздушных целей за счет обеспечения длительного полета с высокими скоростями путем оснащения ЗУР маршевым ВПВРД и организации электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии. Авторами подана заявка на выдачу патента на полезную модель.

По результатам исследований подана заявка № 2018102170 на выдачу патента на полезную модель.

УДК 621.6

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И МЕТОДА РАСЧЕТА РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ ГАЗА ВИХРЕВОГО ТИПА

Усс А.Ю.

Научный руководитель – д.т.н., профессор Чернышев А.В.

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана

Запорно-регулирующие устройства (ЗРУ) во многом определяют надежность и безотказность работы пневмогидравлических систем, в составе которых они функционируют. Прежде всего это объясняется наличием подвижных элементов, движущихся с большими скоростями и соударяющихся с деталями и узлами конструкции. Подвижные элементы ЗРУ подвержены воздействию нелинейных газостатических и газодинамических нагрузок, что в совокупности с действием сил со стороны упругих элементов часто вводит их в режим автоколебаний. Кроме того, такие элементы ЗРУ, как клапанные узлы, находятся во взаимодействии со скоростным потоком рабочего тела, под воздействием которого возможно частичное, а в некоторых случаях полное разрушение уплотнительного элемента. Высота подъема клапанного узла в ЗРУ в процессе регулирования выходного давления или расхода газа может находиться в диапазоне от нескольких микрон до нескольких десятых долей миллиметра, что вызывает необходимость высокой степени очистки рабочего тела.

Область применения регуляторов чрезвычайно широка: системы трубопроводов для транспортировки сжатого газа, ракетная промышленность а также испытательные стенды и аэродинамические трубы.

Повысить надежность работы ЗРУ можно за счет создания конструкций без подвижных элементов, принцип работы которых основан исключительно на аэрогидродинамических эффектах с использованием вихревого течения газа. Вихревые регуляторы давления газа могут функционировать при работе с высокотемпературными и загрязненными газами.

В работе рассмотрены области применения вихревых регуляторов и текущее состояние вопроса по использованию и разработке таких устройств, проведен патентный обзор и обзор научно-технической литературы, рассмотрены системы автоматического регулирования с использованием вихревого регулятора давления: система наддува газа в топливные баки ЖРД, система управления вектором тяги ЖРД, система впрыска топлива в ЖРД и др. Однако большинство рассмотренных конструктивных схем вихревых регуляторов давления так и не было доведено до широкого практического применения в связи с отсутствием отлаженных алгоритмов расчета их рабочих процессов. Разработана математическая модель рабочих процессов в проточной полости вихревого регулятора давления. На основе проведенного анализа и предварительного численного расчета течения газа в рабочей полости регулятора разработана новая конструкция вихревого регулятора давления газа с сосредоточенной подачей питающего и управляющего потока рабочей среды. С применением аддитивных технологий изготовлен экспериментальный образец устройства. На базе разработанного стенда для проведения испытаний вихревого регулятора проведен ряд экспериментов. Результаты экспериментальных исследований подтвердили адекватность созданной математической модели. Проведены численные исследования и разработана конструкция вихревого регулятора с распределенной подачей, и с возможностью управления закруткой питающего и управляющего потока рабочей среды.

Библиографический список:

1. Залманзон Л.А. Теория элементов пневмоники. Главная редакция физико-математической литературы изд-ва "Наука", 1969, 508с.
2. Лебедев И.В., Трескунов С.Л., Яковенко В.С. Элементы струйной автоматики. М: Машиностроение, 1973, 289-314с.
3. Бугаенко В. Ф. Пневмоавтоматика ракетно-космических систем. Будник В.С., ред. М: Машиностроение, 1979, 168с.
4. A.Yu. Uss, A.V. Chernyshev. The Development of the Vortex Gas Pressure Regulator. - Procedia Engineering , 2016. v.152. pp. 380-388

СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СПОСОБЫ ОХЛАЖДЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ**Хахимов А.Р., Самигуллин Т. А.***Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева*

Источники питания, имеющие большую удельную мощность и работающие в длительном режиме, требуют отвод тепла от себя. Трудности решения этой проблемы обусловлены следующими факторами: малая плотность воздуха на больших высотах и большая скорость полета.

Попытка увеличить высотность машин с воздушным охлаждением путем уменьшения их электромагнитных нагрузок не обеспечивает радикального решения задачи. Даже небольшое увеличение высотности генераторов достигается ценой большого увеличения их веса. Сверхзвуковая скорость также приводит к большим затратам мощности авиадвигателя на продув воздуха через генератор, снижая его полетный КПД до 10% и ниже (и полетную удельную мощность).

Закон Ньютона:

$$\Delta t = \Delta P / \alpha s$$

Δt – превышение температуры тела, выделяющего тепловую энергию над температурой окружающей среды; ΔP – мощность потерь в теле; α – коэффициент теплоотдачи [вт/(°С*м²)]; s – поверхность охлаждения;

Отсюда следует, что для уменьшения температуры тела по сравнению с окружающей средой необходимо увеличить размеры или улучшить условия охлаждения, т.е. повысить коэффициент теплоотдачи.

Тепло от нагретого тела передается тремя способами: теплопроводностью, излучением и конвекцией.

Охлаждение теплопроводностью осуществляется через места крепления генератора к авиационному двигателю и является незначительным.

Теплоотдача излучением при реальных перепадах температур также невелика.

Конвективный теплообмен – передача тепла от нагретого тела охлаждающему воздуху (газу) или жидкости при их перемещении относительно нагретой поверхности. Такое перемещение может быть естественным (свободным) или принудительным.

В авиационных генераторах применяется только принудительное охлаждение следующих видов:

- воздушное охлаждение самовентилиацией;
- охлаждение встречным потоком забортного воздуха;
- жидкостное испарительное охлаждение;
- комбинированное воздушно-испарительное охлаждение;
- жидкостное конвективное охлаждение.

Циркуляционная масляная система охлаждения позволила снизить массу генератора ГТ-60 до 38 кг по сравнению с 55 кг при принудительном воздушном охлаждении и значительно расширила диапазон применения генераторов по скорости и высоте полета.

Разработка новых изоляционных материалов, которые не разрушаются от соприкосновения с маслом и, в свою очередь, не загрязняют масло, позволила перейти к непосредственному масляному охлаждению обмоток генераторов – к струйному или распылительному масляному охлаждению. Распылительное охлаждение объединяет в себе все достоинства воздушного охлаждения: непосредственный контакт с охлаждающим компонентом и высокий коэффициент теплоотдачи, характерный для масляного охлаждения. Применение распылительного охлаждения позволило уменьшить массу генератора ГТ-60 до 19 кг.

В генераторах с гидроприводом в качестве хладагента используют гидросмесь. Перспективным является использование топлива, но такой способ также является и пожароопасным.

АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К ИЗМЕРЕНИЮ ПАРАМЕТРОВ ВЕТРА НА БОРТУ ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЕТА НА СТОЯНКЕ, СТАРТОВЫХ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ**Хахимуллин С.И., Миллер К.Э., Никитин А.В.***Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева*

Отличительной особенностью и преимуществом эффективного применения вертолетов различного класса и назначения заключается в их эксплуатации в труднодоступных местах, на местах с рельефной местностью для транспортировки крупногабаритных грузов, выполнения боевых задач и др. Вертолеты составляют значительную часть экспорта авиационной техники России.

Значительная часть авиационных происшествий вертолетов связана с отсутствием у членов экипажа достоверной информации о параметрах вектора ветра (величине и угла направления) относительно продольной оси вертолета, что приводит к опрокидыванию вертолета набок, ударения лопастью несущего и рулевого винта о земную поверхность и др.

Полеты вертолетов происходят в приземном слое атмосферы и безопасность их эксплуатации определяется как надежностью конструкции планера, работы силовой установки, агрегатов и систем, так и нарушением эксплуатационных режимов вследствие воздействия опасных внешних возмущений.

На стартовых и взлетно-посадочных режимах одновинтовых вертолетов класса Ми-8 Нормами летной годности вертолетов и Руководством по летной эксплуатации накладываются следующие ограничения [1]:

1) На режиме стоянки боковая составляющая W_z вектора скорости ветра, действующая под углом 90° к продольной оси вертолета, не должна превышать допустимого значения $W_{z\text{доп}} = 5 \text{ м/с}$, продольная составляющая – $W_{x\text{доп}} = 8 \text{ м/с}$.

2) При рулении и маневрировании по земной поверхности боковая W_z и продольная W_x составляющие вектора скорости ветра также не должны превышать стояночных ограничений, т.е. $W_z \leq 5 \text{ м/с}$; $W_x \leq 8 \text{ м/с}$.

3) При взлете и посадке вертолета необходимо учитывать ограничения допустимой взлетной массы $m_{\text{доп}}$, зависящей от величины W и направления ψ вектора скорости ветра (или W_x , W_z) и способа взлета (посадки): по-вертолетному и по-самолетному.

Все это является убедительным обоснованием актуальности разработки и применения на одновинтовых вертолетах бортовой системы измерения параметров вектора ветра, обеспечивающую:

- измерение величины W и направления ψ вектора скорости ветра W относительно продольной оси вертолета или продольной W_x и боковой W_z составляющих вектора ветра W , а также абсолютного давления P_{10} и температуры наружного воздуха T_{10} на стоянке до запуска силовой установки и раскрутки трансмиссии вертолета (стояночный режим), а также при запуске силовой установки, раскрутке трансмиссии и вращении несущего винта вертолета, в процессе руления и маневрирования по земной поверхности (стартовый режим);

- измерение параметров вектора истинной воздушной скорости V_v (величины (модуля) V_v , угла скольжения β и угла атаки α), абсолютной H и относительной $H_{\text{отн}}$ высот и вертикальной скорости V_y при взлете и посадке, при снижении и заходе на посадку, определение продольной W_x и боковой W_z составляющих вектора скорости ветра W на режиме висения при работе силовой установки, вращении несущего винта и работе автомата перекоса (взлетно-посадочный режим);

- измерение скорости V_p руления при маневрировании вертолета по взлетно-посадочной площадке и скоростей V_{cx} и V_{cz} смещения вертолета относительно продольной и поперечной осей земной стартовой системы координат на режимах висения и приземления.

Таким образом, применение бортовых средств измерения параметров вектора ветра в условиях возмущений вихревой колонны несущего винта позволит решить проблему информационного обеспечения членов экипажа достоверной информацией о параметрах вектора ветра в связанной с вертолетом системе координат и повысит эффективность применения вертолетов различного класса и назначения.

Библиографический список

1. Нормы летной годности гражданских вертолетов. – М.: Изд-во ЦАГИ, 1987. – 350 с.

УДК 621.793

ОХЛАЖДЕНИЕ КАПСУЛЫ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО УСКОРИТЕЛЯ МАСС

Ходаков Р. Ю., Гнилуша О. И., Арумс В. С., Колычев А.В., Керножицкий В.А.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Для разгона полезной нагрузки до орбитальных скоростей в настоящее время применяют ракеты-носители. Это очень дорогой. В будущем, разные страны планируют доставлять полезную нагрузку на орбиту путем запуска капсулы с грузом через электромагнитный ускоритель масс (ЭМУ). Кроме того, в перспективе ЭМУ можно применять для разгона полезного груза с поверхности Луны и других планет Солнечной Системы.

Сейчас в странах Запада разрабатываются и испытываются различные варианты реализации ЭМУ. Так, например, во время испытаний в США скорость капсулы достигала 3 км/сек. Это всего в два с небольшим раза меньше первой космической скорости (7,9 км/с) - ускорения, необходимого для

вывода объекта на геоцентрическую орбиту Земли. Если обеспечить аппарату подобные параметры, он получит возможность выводить полезную нагрузку в космос.

ЭМУ разгоняет капсулу по двум параллельным высоковольтным рельсам, а разгон основан на том, что подается ток на один рельс, он проходит через этот рельс, далее через капсулу и через второй рельс возвращается к источнику постоянного тока. В результате образуется магнитное поле, которое, при взаимодействии с протекающим в капсуле электрическим током, обуславливает возникновение силы Ампера, приложенной к капсуле и приводящей её в движение с ускорением.

Недостатком существующих ЭМУ является низкая надёжность по причине интенсивного нагрева капсулы, вызванного механическим взаимодействием капсулы и рельс и прохождением тока высокой интенсивности.

Указанную проблему можно решить тем, что на открытую поверхность капсулы можно нанести эмиссионный слой из материала с низкой работой выхода электронов, поверхность которого имеет игольчатую форму. Капсула и эмиссионный слой образуют собой катод. На внутренней поверхности корпуса ЭМУ, напротив всей длины рельс установить аноды, которые электрически последовательно через источник напряжения, рельс и капсулу связаны с эмиссионным слоем. Между катодом и анодом возникнет разница потенциалов и начнёт протекать термоавтоэлектронная эмиссия, то есть с эмиссионного слоя начнут выходить электроны, забирая с собой большое количество тепла, в результате капсула охладится.

Предлагаемое устройство охлаждения капсулы работает следующим образом: из источника постоянного тока (6) в цепи рельс – капсул – рельс – подается ток на один рельс, он проходит через этот рельс, далее через капсулу и через второй рельс возвращается к источнику постоянного тока. В результате образуется магнитное поле, которое, при взаимодействии с протекающим в капсуле электрическим током, обуславливает возникновение силы Ампера, приложенной к капсуле и приводящей его в движение с ускорением. Под действием силы Ампера капсула начинает движение с ускорением, при этом за счёт трения и выделения Джоуля тепла она и эмиссионный слой (катод) начинают греться до температуры, при которой с поверхности эмиссионного слоя начинают выходить горячие электроны. Одновременно в цепи анод – источник напряжения – рельс – капсула – эмиссионный слой подается напряжение из источника напряжения. Между катодом и анодом возникает разница потенциалов и начинает протекать термоавтоэлектронная эмиссия, то есть с эмиссионного слоя начинают выходить электроны, забирая с собой большое количество тепла, в результате капсула охлаждается. После попадания на анод электроны направляются в источник напряжения и далее в рельс, капсулу и эмиссионный слой. И цикл охлаждения капсулы повторяется.

Одновременно происходит нагрев капсулы до высоких температур, что в ансамбле с приложенным напряжением приводит к одновременному возникновению термоэлектронной (испускание электронов при нагреве) и автоэлектронной эмиссии (испускание электронов под действием электростатического поля). В этом случае электроны выходят из катода, охлаждая его. От катода вышедшие электроны по полю переходят на анод и воспринимаются им. Затем они через источник напряжения идут в рельс и далее в катод.

Технический эффект, достигаемый при реализации предлагаемой технологии, заключается в том, что за счёт охлаждения капсулы существенно снижаются температурные напряжения и деформация капсулы при нагреве и вследствие этого повышается надёжность и долговечность. Также это позволяет повысить точность, скорострельность и скорость на выходе из ускорителя.

На основе полученных результатов была сформулирована Заявка на выдачу патента на полезную модель № №2018102063, которая находится на рассмотрении в ФИПС

УДК 669.713

МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СОПЛА ПЕРЕМЕННОЙ СТЕПЕНИ РАСШИРЕНИЯ Черепня А. А., Бутко В. В., Охочинский М. Н.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

В ракетной технике сохраняются основные тенденции в области снижения пассивной массы конструкции, обеспечения наибольшей энергетики двигательных установок, а также возможности управления и отслеживания процессов, происходящих в узлах конструкции. В двигателях современных межконтинентальных баллистических ракет используются сопла с дискретно изменяемой степенью расширения, т.е. с телескопическими последовательно выдвигаемыми насадками, для повышения энергетики в заданных габаритах двигателей

При создании перспективных двигателей важнейшими задачами являются повышение энергетических характеристик и надежности, увеличение ресурса, обеспечение многообразности, улучшение массовых характеристик. Одним из основных параметров, характеризующих степень

совершенства ракетного двигателя, является удельный импульс. Для достижения максимально возможной величины удельного импульса чрезвычайно актуальным становится вопрос совершенствования внутрикамерных процессов. Например, увеличение удельного импульса может быть достигнуто увеличением степени расширения сопла камеры двигателя. Сопла изменяемой геометрии с высокой степенью расширения в нерабочем положении имеют компактную укладку и небольшие габаритные размеры по длине двигателя, а в рабочем – изменяют габаритные размеры (удлиняются) и приобретают заданный профиль. При переводе в рабочее положение может изменяться длина и диаметр, осуществляется перевод специально предназначенным для этих целей приводом или энергией газов, истекающих из двигателя.

Немаловажной деталью в изобретении выдвижного соплового насадка является то, из чего он изготовлен. А именно, из композиционных материалов (КМ) различных классов, прежде всего из углерод-углеродных (УУКМ) и углерод-керамических (УККМ). Применение выдвигающегося неохлаждаемого насадка из КМ позволит обеспечить высотные условия, существенно уменьшить массу сопла и увеличить среднетраекторный удельный импульс. Важной деталью является определение соответствующей скорости выдвижения насадка. Она не должна быть слишком большой, так как при такой скорости могут возникнуть ударные волны, мешающие правильному функционированию двигательной установки. Скорость выдвижения не должна быть и слишком медленной, так как вылетающий из среза сопла газ начнет попадать в пространство между днищем двигателя и сопловым насадком, и снизится удельный импульс (но эта проблема решается холодным раздвижением насадка). Определение времени выдвижения насадков является важнейшим параметром, исходя из анализа существующих прототипов примем $t=1$ с, чем быстрее произойдет выдвижение и стопорение насадков, тем меньше будет пауза при разделении ступеней.

Для осуществления данной задачи нужна слаженность и надежность работы схемы выдвижения. Так же выдвижение должно происходить на высоте не меньше 10 км, где сопротивление внешней среды не такое значительное, как у поверхности. Своевременная подача давления во многом определяет успех функциональности двигателя. Поэтому необходимо правильно рассчитать все кинематические параметры данной разработки.

УДК 53.05

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИМПУЛЬСНЫХ СТРУЙ ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩИМИ МЕТОДАМИ

Чернышов П. С.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова

Для решения практических задач газодинамики существует целый ряд подходов вычислительного моделирования. Широко распространенные в инженерной практике получили подходы, основанные на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с использованием полуэмпирических замыкающих соотношений и пристеночных полуэмпирических функций. В этих подходах моделируют весь спектр турбулентных пульсаций и не выявляется вихревая структура течения, которая весьма важна для ряда прикладных задач. Для ряда таких задач необходимо применение особых методов моделирования.

Задачей, в которой существенным моментов является выявление нестационарной вихревой структуры, является задача о импульсной газодинамической очистке поверхностей.

В данной работе в качестве объекта моделирования рассмотрена импульсная струя, истекающая из выхлопного сопла устройства газо-импульсной очистки. Данное устройство используется для очищения конвективных поверхностей теплообменных аппаратов от зольных отложений и отложений технологического уноса, оно получило широкое распространение в промышленности. На первом этапе данной работы были изучены данные физического эксперимента, на основе которых строилась программа и выбирались средства вычислительного моделирования.

Изучался процесс выхода ударной волны из сопла, формирование струйного потока за срезом сопла в устройстве газо-импульсной очистки можно представить по картине формирования течения за срезом сопла в условиях запуска сопла в нестационарном режиме при разрыве диафрагмы, установленной в предсопловом объеме.



Рисунок 1 Картина развития течения в импульсной струе, а - начало истечения, б - формирование вихревой структуры.

Данные условия запуска были осуществлены в физическом эксперименте (разрыв диафрагмы выполняется путем непрерывного нарастания давления в предсопловом объеме), а затем были численно смоделированы вихререзающим методом LES. Получены картины динамики процесса, удовлетворительно согласовывающиеся с данными физического эксперимента. Поставлена задача оптимизации проектных параметров соплового устройства. На рисунке 1 показана динамика развития импульсной струи, полученная с помощью вихререзающего моделирования.

УДК 629.765

БОРТОВАЯ СИСТЕМА СБОРА ДАННЫХ И УПРАВЛЕНИЯ МОДЕЛЬЮ РАКЕТЫ

Черняев А. Г.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

Команда Самарского университета в рамках сотрудничества с ISAE (г. Тулуза) строит ракеты для вывода атмосферных зондов французских и собственного производства на высоту до 2 км.

В соответствии с техническим заданием автором доклада спроектирована бортовая система сбора данных и управления моделью ракеты. Данная система построена на основе двух уже существующих бортовых систем сбора данных и управления моделями ракет TSR 1.0 (2015 г.) и TSR 1.1 (2016 г.), в создании которых автор принимал участие. Вышеуказанные версии бортовых систем прошли апробацию в рамках запусков ракет (форум C'Space 2015, 2016, полигон военной базы Camp de Ger, Франция). Тема разработки бортовой системы сбора данных и управления моделью ракеты затрагивается автором в публикации [1].

В качестве альтернативы разрабатываемой системы можно назвать полётный контроллер. Основное отличие заключается в том, что в полётном контроллере подразумевается дистанционное управление, модель ракеты же автономна.

В процессе был проведен системный анализ объекта, разработана структурная схема системы. При её разработке предложено использовать последовательные интерфейсы и интеллектуальные средства ввода-вывода информации. Анализ алгоритмов обработки показал, что с увеличением количества периферийных устройств и исполнительных устройств необходимо применение операционной системы реального времени FreeRTOS. Выбраны технические средства для реализации системы. Разработано ПО, написанное на языке высокого уровня Си, с использованием компилятора GCC. Модель системы, состоящая из основных, базовых элементов отлажена в среде моделирования Proteus. В процессе моделирования доказана работоспособность основных компонентов и ПО в целом. Результаты могут быть использованы в проектах одноступенчатых ракет и во-вторых ступенях ракет типа TSR.

Библиографический список

1. Черняев А.Г. Электроника студенческой ракеты [Текст] // Приборостроение в XXI веке – 2016. Интеграция науки, образования и производства: сб. материалов XII Междунар. научн. –техн. конф. (Ижевск, 23–25 нояб. 2016 г.). – Ижевск: Изд-во ИжГТУ имени М.Т. Калашникова, 2017. – С. 121–130.

УТОЧНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ, В КОТОРОЙ ПРИМЕНЯЮТСЯ ЛЕТНЫЕ ПАРТИИ ЭЛЕКТРОДИОИЗДЕЛИЙ, ПРОШЕДШИЕ ВЫБОРОЧНЫЕ ИСПЫТАНИЯ НА ДОЗОВЫЕ ЭФФЕКТЫ
Шангина Е.А., Максимов Ю.В., Патраев В.Е.

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф.Решетнева

Проектирование бортовой аппаратуры (БА) современных космических аппаратов (КА) сопровождается применением аппарата проектных анализов по обеспечению надежности, включающего, в том числе, анализ (расчет) надежности. Основным показателем надежности БА является безотказность в течение требуемого САС КА.

Алгоритм поэтапного расчета проектной надёжности БА имеет вид

$$P_{ЭРИ_i} \rightarrow P_{ФУ}(t) \rightarrow P_{блок}(t) \rightarrow P_{БА}(t), \quad (1)$$

где: $P_{ЭРИ_i}$ — надёжность (интенсивность отказов) комплектующих ЭРИ i -го типа;

$P_{ФУ}(t)$ — ВБР функциональных устройств за время t ; $P_{блок}(t)$ — ВБР блоков за время t ;

$P_{БА}(t)$ — ВБР БА за время t .

Надёжность (интенсивность отказов) ЭРИ БА определяется коэффициентной моделью [2].

$$P_{ЭРИ_i} = \lambda_{Э_i} = \lambda_{б.с.э.и} K_p K_{ПР} K_{Э} K_{итц}; \quad (2)$$

где: $\lambda_{б.с.э.и}$ — исходная (базовая) среднegrупповая интенсивность отказов типа (группы) ЭРИ;

n — количество ЭРИ определенного типа; $\lambda_{Э_i}$ — эксплуатационная интенсивность отказов

i — ЭО ЭРИ определенного типа; t — время работы ФУ, блока, БА по целевому назначению в составе КА; $K_{ПР}$ — коэффициент приемки; K_p — коэффициент режима; $K_{Э}$ — коэффициент

эксплуатации; $K_{итц}$ — дополнительный к нормативным коэффициент, учитывающий объем дополнительных испытаний летных партий ЭРИ в ИТЦ и повышение надежности летных партий ЭРИ, прошедших дополнительные испытания, за счет отсеивания потенциально ненадежных ЭРИ [3].

Обнаруженные при проводимых испытаниях на дозовые эффекты летных партий ЭРИ вариации радиационной стойкости некоторых типов элементов как от партии к партии, так и внутри партии до порядка величины из-за неконтролируемых изменений технологии производства, не учитываются существующими типовыми методиками пересчета результатов ускоренных радиационных испытаний на натурные условия. Влияние экспериментально подтвержденной стойкости летных партий ЭРИ к дозовым эффектам на их надёжность посредством коэффициента влияния ИИКП (K_{III}) также не учитывается в математической модели (2) [4].

На практике это приводит к занижению реальных характеристик безотказности БА, укомплектованной ЭРИ, чья фактическая радиационная стойкость не только подтверждена результатами выборочных испытаний на дозовые эффекты, но и выше нормативных требований. Для летных партий ЭРИ (ИМС), показавших свою повышенную радиационную стойкость, получены прогнозные экстраполяционные значения коэффициента K_{III} . Например, при стойкости к накопленным дозам 40 крад и 100 крад они равны 0,9 и 0,705 соответственно.

Корректирующая модель надёжности ЭРИ БА с учетом радиационной стойкости ЭРИ к дозовым эффектам, отличается от исходного выражения (2) уточненной надёжностью комплектующих ЭРИ и принимает вид:

$$P_{ЭРИ_i} = \lambda_{Э_i} = \lambda_{б.с.э.и} K_p K_{ПР} K_{Э} K_{итц} K_{III}; \quad (3)$$

где: K_{III} — коэффициент влияния ионизирующего излучения на надёжность ЭРИ.

Анализ надёжности и технического состояния КА разработки АО «ИСС» [1] показал, что поэтапное внедрение практики испытаний ЭРИ летных партий на дозовые эффекты, способствовало

уменьшению или полному прекращению после 2012 года количества классифицированных отказов ЭРИ в БА из-за не обеспечения требуемой стойкости ЭРИ к ИИКП и уточнению реальной надёжности БА и КА.

Библиографический список

1. ГОСТ 27.301-95. Расчет надежности в технике. Расчет надежности. Основные положения.- М.: Изд-во стандартов, 1995, 138с.
2. Справочник «Надежность ЭРИ». – М.: Изд. 22 ЦНИИ МО, 2006.
3. Федосов В.В. Повышение надежности радиотехнической аппаратуры космических аппаратов при применении электрорадиоизделий, прошедших дополнительные отбраковочные испытания в специализированных испытательных технических центрах / В.В. Федосов, В.Е. Патраев. М: Научтехлитиздат. «Авиакосмическое приборостроение». 2006. №10. С. 50–55.

УДК 669.713

ОБЗОР ВОЗМОЖНОСТИ СТАРТА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ С БОЛЬШОЙ ГЛУБИНЫ **Шибяева А.А.**

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Темой данной статьи был выбран обзор возможности старта ракеты с больших глубин. Данная тема выбрана, так как на современном этапе развития стратегических ядерных средств подводного базирования все более актуальным становится возможность старта ракеты с большой глубины. Часто в конструкции ракеты для облегчения участка подводного движения используется кавитатор.

Кавитатор-это устройство, образующее вокруг аппарата, на котором он закреплен, каверну: область, в которой происходит кавитация. Кавитация- процесс образования и последующего схлопывания пузырьков вакуума в потоке жидкости, сопровождающийся шумом и гидравлическими ударами, образование в жидкости полостей (кавитационных пузырьков, или пустот), которые могут содержать разреженный пар. Кавитация возникает в результате местного понижения давления в жидкости, которое может происходить либо при увеличении её скорости (гидродинамическая кавитация), либо при прохождении акустической волны большой интенсивности во время полупериода разрежения (акустическая кавитация), существуют и другие причины возникновения эффекта. Перемещаясь с потоком в область с более высоким давлением или во время полупериода сжатия, кавитационный пузырёк схлопывается, излучая при этом ударную волну. В своей основе кавитация имеет тот же механизм действия, что и ударная волна в воздухе возникающая в момент преодоления твердым телом звукового барьера.

Хотя кавитация нежелательна во многих случаях, есть исключения. Например, сверхкавитационные торпеды, используемые военными, обволакиваются в большие кавитационные пузыри. Существенно уменьшая контакт с водой, эти торпеды могут передвигаться значительно быстрее, чем обыкновенные торпеды

Положительный эффект от использования кавитатора на подводном участке движения баллистической ракеты не очевиден и требует дополнительных исследований. В данной статье была исследована актуальность работы и произведен обзор современных методов расчёта подобных конструкций.

Исследование актуальности произведено путем поиска ранее предложенных вариантов подобных конструкций. Произведён обзор современных методов исследования в тематической литературе, приведены предварительные расчёты.

УДК 539.3

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЁХСЛОЙНЫХ СТЕКЛОПЛАСТИКОВЫХ С **ПЕНОПЛАСТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК ПРИ** **ЛОКАЛЬНОМ НАГРУЖЕНИИ ЧЕРЕЗ ШПАНГОУТ**

Шиврин М.В.

Научный руководитель - д.т.н., профессор Сухомлинов Л.Г.

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Рассматривается задача прочности стеклопластиковой конструкции, представляющей собой трехслойную цилиндрическую оболочку (радиуса R_0 и длины L с несущими слоями толщины t_1 и t_3 и слоем пенопластового заполнителя толщины t_2), подкрепленную по торцам шпангоутами (прямоугольного поперечного сечения с размерами b и h), один из которых находится под действием

двух локальных радиальных нагрузок величины P .

Решение указанной задачи выполняется в двух постановках и двумя методами: методом конечных элементов (МКЭ) с использованием программы "Abaqus" и методом численного интегрирования (ЧИ) в варианте ортогональной прогонки [1]. Критерием достоверности получаемого численного решения рассматриваемой задачи прочности является согласованность результатов моделирования с применением указанных двух (КЭ и ЧИ) подходов [2].

При решении задачи методом ЧИ за основу принимается оболочечная расчетная схема. Шпангоуты при этом рассматриваются по схеме ортотропной цилиндрической (с длиной b и толщиной h) оболочки, подчиняющейся гипотезам Кирхгоффа-Лява. Трёхслойная оболочка рассматривается в рамках основанной на гипотезе ломаной линии теории тонких трехслойных оболочек с легким несжимаемым по толщине наполнителем.

Решение задачи МКЭ выполняется на основе расчётной модели, составленной из оболочечных элементов $S4$ (применительно к несущим слоям) и объёмных элементов $C3D2$ (применительно к шпангоутам и наполнителю). Элемент типа $S4$ представляет собой четырёхугольный изопараметрический (линейного типа) оболочечный элемент, а элемент типа $C3D2$ - объёмный (квадратичного типа) изопараметрический элемент.

Исследуемая в рамках описанной методики конструкция имела следующие размеры: $R_0=185$ мм; $L=700$ мм; толщины $t_1=1$ мм, $t_2=6,5$ мм, $t_3=1$ мм; $b=50$ мм, $h=8,5$ мм. Параметры упругости стеклопластика были определены в виде: $E_1=1,8 \cdot 10^4$ МПа, $E_2=2,6 \cdot 10^4$ МПа, $\nu_{12}=0,07$, $G_{12}=0,5 \cdot 10^4$ МПа. Пенопластовый наполнитель имел сдвиговые характеристики $G_{13}=G_{23}=10$ МПа. При построении соответствующей КЭ модели недостающие значения параметров упругости стеклопластика были доопределены в виде: $E_3=10 \cdot E_2$, $G_{13}=100 \cdot G_{12}$, $G_{23}=G_{12}$.

В эксперименте конструкция нагружалась силами $P=4100$ Н. Результаты расчётов с использованием ЧИ и КЭ моделей показали практически полное совпадение между собой и хорошее согласование по окружным деформациям ε_2 и радиальным перемещениям w с экспериментом. В данном случае меридиональные деформации ε_1 оказались на порядок меньше окружных.

Было проведено также исследование подобной конструкции с увеличенной толщиной шпангоутов (до значения $h=25,5$ мм) в случае нагружения силами $P=10^4$ Н. Расчёты с применением описанной методики показали, что в таком случае меридиональные деформации ε_1 несущих слоёв оказывают определяющее влияние на прочность конструкции. Пиковые значения деформаций ε_1 имеют место на стыке оболочки с нагруженным шпангоутом. При этом обращает на себя внимание эффект резкого спада этих деформаций по мере удаления от места стыка. Этот эффект характеризуется тем, что на участке, равном четырём толщинам несущего слоя фиксируется четырёхкратное падение значений упомянутых деформаций.

Учитывая локальный характер указанного эффекта, было предпринято моделирование с целью оценить возможность по снижению уровня деформаций ε_1 путём локального утолщения несущих слоёв. Установлено, что создание утолщения на участке длиной 20 мм (с линейным изменением толщины каждого из несущих слоёв от 2 мм на стыке со шпангоутом до исходной толщины 1 мм) приводит к снижению указанных пиковых значений меридиональных деформаций на 33%.

Библиографический список:

1. Кармишин А.В., Лясковец В.А., Мяченков В.И., Фролов А.Н. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. М.: Машиностроение, 1975. 376 с.
2. Сухомлинов Л.Г., Шиврин М.В. Численное моделирование напряженно-деформированного состояния подкреплённых шпангоутами трёхслойных с лёгким наполнителем стеклопластиковых цилиндрических оболочек при локальных нагрузках // Космонавтика и ракетостроение. 2017. 4 (97). С. 132-142.

УДК 681.2

ДАТЧИК УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Юнусов Н.А., Петров А.А.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева

В наше время вопрос повышения точности датчиков угловой скорости (ДУС), а также их надежности, стоит довольно остро. Требуется многокомпонентные преобразователи угловой скорости в информационный сигнал, пригодные для использования в высоко - маневренных подвижных летательных аппаратах. Для создания ДУС с качественно новыми характеристиками,

удовлетворяющими комплексу современных требований, используются различные физические принципы: вихревые, магнитные, лазерные, струйные.

Датчики, основанные на гироскопическом эффекте, получили широкое применение во многих сферах, в том числе в авиации. Однако они обладают некоторыми недостатками. К ним относятся то, что они однокомпонентны, их тяжело применить в системе управления полетом, обладают большим весом. Перечисленные недостатки не позволяют применить их в системах ориентации небольших летательных аппаратов. Стоит задача создания преобразователей угловой скорости, не уступающих по точности гироскопическим, но более легких, компактных. Данная задача решается применением ДУС, реализованном на другом физическом принципе. Возможно использование струйного ДУС.

Струйные многокомпонентные преобразователи угловой скорости обладают рядом преимуществ в сравнении с существующими образцами. Как указано выше, они имеют меньший вес и габариты. Также порог их реагирования достаточно мал, динамические показатели велики, ресурс работы большой, это связано с отсутствием в конструкции подвижных элементов. По той же причине время готовности к работе мало, быстроедействие велико, а точность остается на высоком уровне.

В основе системы струйного датчика угловой скорости лежат: нагнетатель, создающий давление, формировавший ламинарную затопленную струю газа в рабочей камере, датчики скорости потока газа. Все элементы находятся в герметичной камере, наполненной инертным газом.

Принцип работы двухкомпонентного струйного датчик ДУС следующий. В начальный момент времени угловая скорость равна нулю. Поток газа, создаваемого нагнетателем в герметичном корпусе прибора, преобразуется в струю газа. Она в рабочей камере попадает в ось симметрии распределения скоростей в поперечном сечении которой должна совпадать с центром в точке, являющейся общей точкой соединения на центральной стойке взаимно перпендикулярно расположенных датчиков скорости потока газа. При таком условии средние скорости, обдувающие каждый датчик потока, должны быть одинаковы.

При появлении угловой скорости в плоскости, в которой ведутся измерения, струя газа смещается от исходного положения, что приводит к изменению величины средней скорости потока газа, обдувающего элементы определения скорости потока газа и, соответственно, к пропорциональному изменению выходных сигналов на выходе измерительной схемы.

На основании вышеизложенного материала можно сделать вывод о том, что применение струйный двухкомпонентный преобразователь угловой скорости в информативный сигнал позволяет создать ДУС, обладающий меньшим весом и габаритами гироскопического, а также метрологическими характеристиками не хуже. Такие датчики могут применяться в системах управления полета маломерных летательных аппаратов.

УДК 621.455.32

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ РОТОРНОГО МАГНИТОПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Яковлев М.Я., Ермолаев В.И.

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Увеличение массогабаритных характеристик перспективных космических аппаратов (КА) и возрастание требований к оперативности выполнения маневров приводят к необходимости существенного повышения мощности маршевых электроракетных двигателей (ЭРД). Вследствие этого значительно возрастают массы преобразователей энергии и тоководов, а также становятся неприемлемыми размеры радиаторов, обеспечивающих отвод тепловых потоков. Данные факторы существенно сдерживают использование ЭРД в перспективных КА.

Для решения этой проблемы в БГТУ «Военмех» предложен роторный магнитоплазменный двигатель (РМПД). Для работы такого двигателя используется механическая энергия вращения, подводимая от газотурбинной установки или от маховичного накопителя. Преобразование подводимой механической энергии в электрическую энергию разряда в среде рабочего тела осуществляется непосредственно в камере двигателя за счет явления униполярной индукции. Благодаря этому существенно снижаются масса системы электроснабжения и массогабаритные характеристики системы отвода тепловой мощности. В свою очередь снижение массовых характеристик двигательной установки приводит к увеличению тяговооруженности КА (величины тяги на единицу массы КА). Указанные преимущества значительно расширяют возможности использования РМПД в перспективных КА.

В результате проведенных исследований авторами предложена математическая модель РМПД на основании системы магнитогидродинамических уравнений. Благодаря введенным соотношениям появилась возможность исследования влияния всех основных параметров РМПД на тягу и удельный

импульс. К числу таких параметров относятся магнитная индукция, геометрические характеристики разрядной камеры, ток разряда и др.

Библиографический список

1. Ермолаев В.И., Новиков Ю.А. Электроракетная двигательная установка с маховичным накопителем энергии. В сборнике: *Лазерная и ракетно-космическая техника XXI века*. Балт. гос. техн. ун-т. — СПб., 2016. — с.68–76.
2. Ермолаев В.И., Новиков Ю.А. Электроракетная двигательная установка. Патент на изобретение № 2591972. Опубликовано 20.07.2016. Бюл. № 20.
3. Ермолаев В.И., Новиков Ю.А. Исследование параметров электроракетной двигательной установки с маховичным накопителем энергии // *Инновационный арсенал молодежи. Труды Шестой науч.-техн. конф. / ФГУП "КБ "Арсенал"; Балт. гос. техн. ун-т. — СПб., 2015. — с. 105–107.*
4. Ермолаев В.И., Яковлев М.Я. Математическая модель электроракетной двигательной установки с повышенной удельной тягой // *Молодежь. Техника. Космос: статьи и доклады IX Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. — СПб., 2017. — с. 90–93.*
5. Гришин С.Д. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов / С.Д. Гришин, Л.В. Лесков — М.: Машиностроение, 1989 — 216 с.

АВТОРЫ СБОРНИКА

Алтуниев В.А.
Амосов А.Г.
Андряков А.А.
Апелалов И.В.
Арискин Е.О.
Атамасов Н. В.
Ахтырский М.В.
Бадьин А. В.
Бикеев И.Ф.
Богданов А. А.
Богданюк Д. О.
Буксар М.Ю.
Бутин М. А.
Вахитов В.Ш.
Гаряев С.М.
Голиков В.А.
Десюкевич К. Ю.
Дмитриева А. А.
Дорогов С. А.
Ермолаева Ю. В.
Ерочин С. А.
Жиленко М.С.
Заруцкая А. С.
Иванников Н. М.
Иванов Н.В.

Игнатенко Д.Н.
Каминский Я.В.
Капитонов М.В.
Каримов Д.Р.
Каровецкий А.А.
Ким Д. Ю.
Комиссарчук А.М.
Кононистов А. В.
Котов С.А.
Коханова Ю.С.
Кузнецов О. А.
Майоров А.А.
Матвеев И.В.
Мингазов И.Ф.
Мишин Ю.В.
Молодчиков С.Е.
Мужикова М. Н.
Нарушева Е.А.
Никитин Д.А.
Петрова А.Ю.
Петухов В. Е.
Пешкова Е. А.
Погоня Э. И.
Попов А.Ю.
Попов Г.М.

Пыжикова А.А.
Розынько А.О.
Садрисламов Н.С.
Самигуллин Т. А.
Сластён Д.Н.
Тетерин Р.О.
Толстогузов С.С.
Трушников Ю.Д.
Тураева А.Н.
Усаченко А. Д.
Усс А.Ю.
Устюгов Е. В.
Хакимов А.Р.
Хакимуллин С.И.
Ходаков Р. Ю.
Черепня А. А.
Чернышов П. С.
Черняев А. Г.
Шангина Е.А.
Шибасва А.А.
Шиврин М.В.
Юнусов Н.А.
Яковлев М.Я.



Издательство Инфо-Да

Лицензия ИД №04720 от 08.05.2001

Главный редактор Сушков А. В.

Подписано в печать 12.04.2018. Заказ № 673

Формат 60x90 1/16. Гарнитура Times New Roman

Усл. печ. л. 5,9. Бум. кн.-журн.

Репрография. Тираж 120 экз.

ISBN 978-5-94652-577-0

ISBN 978-5-94652-573-2

Подписано к печати 12.04.2018. Формат бумаги 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Усл. печ. л. 4. Тираж 120 экз. Заказ № 673.
Балтийский государственный технический университет

Издательство Инфо-да
191186, Санкт-Петербург, наб. канала Грибоедова 27
Тел.: (812) 314-72-78

Отпечатано в СКБ БГТУ «Воснмех»
С.-Петербург, 1-я Красноармейская ул., 1