

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова
Российская академия ракетных и артиллерийских наук
Российская академия естественных наук



XVII Международная молодежная научно-техническая конференция

«МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС»

Приуроченная к 150-летию со дня основания Ремесленного училища цесаревича Николая

Том 1

Санкт-Петербург, Россия
24 по 27 марта 2025 года

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 128

Санкт-Петербург
2025

УДК 629.78 : 623.4

M75

M75

Молодёжь. Техника. Космос: труды семнадцатой общероссийской молодёжной науч.-техн. конф. в 4 т. Т. 1. СПб, Издательство Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 2025. – 326 с. – Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 128

Публикуются статьи и доклады, представленные на XVII международной молодёжной научно-технической конференции «Молодёжь. Техника. Космос», прошедшей в Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в марте 2025 года. В первый том сборника вошли материалы секций: «Ракетно-космическая и авиационная техника» и «Современные технологии в авиа- и ракетостроении».

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 629.78: 623.4

Редакционный совет: д-р техн. наук, проф. К. М. Иванов (председатель), д-р техн. наук, проф. А. Е. Шашурин, канд. ист. наук, доц. М. Н. Охочинский, Ю.В. Каун

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

Тексты статей публикуются в авторской редакции

© БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2025

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ 1

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ И АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ	9
Н.С. Бабенко	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА ПОТОКОМ ВОЗДУХА С БОЛЬШОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ.....	12
В.К. Медведицын	
ИССЛЕДОВАНИЕ ВИНГЛЕТОВ С ИЗМЕНЯЕМЫМ УГЛОМ ОТКЛОНЕНИЯ	16
М.А. Каучакова	
КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ И ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЦЕЛЕВЫХ СИСТЕМ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СВЯЗИ.....	22
А.В. Ольшанский	
СОВРЕМЕННЫЕ МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ.....	27
А.В. Мокеев, В.В. Ходосов	
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПО КРИТЕРИЮ МИНИМУМА МАССЫ РАЗЛИЧНЫХ СРЕДСТВ ВВОДА ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА.....	31
О.А. Мельникова, А.В. Петров, Р.А. Пешков	
ИСТОРИЧЕСКИЙ ОБЗОР ЯДЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ 1960-1990 ГГ.....	36
А.А. Волков	
УЧЁТ ТРЕБОВАНИЯ РАЗДЕЛЕНИЯ ЧАСТЕЙ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ КОРПУСА.....	38
А.А. Екимовская	
СТРУКТУРА ПОСТРОЕНИЯ АЛГОРИТМОВ К ЦИФРОВОМУ ДВОЙНИКУ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	44
Н.М. Макаров, А.Ф. Сальников, Е.Н. Петрова	
МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЗАПАСА РАБОЧЕГО ТЕЛА КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ВЫСОТЫ ОКОЛОКРУГОВОЙ СОЛНЕЧНО-СИНХРОННОЙ ОРБИТЫ НА ПРОТЯЖЕНИИ СРОКА АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	46
К. В. Предин	
МОДЕЛЬ МОБИЛЬНОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ ЛАБОРАТОРИИ.....	52
В.Ю. Соловьёва	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПЫЛЕНИЯ ЖИДКОСТИ В КОНТРОЛЬНЫЙ ОБЪЕМ	56
М.М. Баранов	
ТЕХНОЛОГИЯ ЛАЗЕРНОЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ДЛЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ МИССИЙ	60
К.А. Грищенко	
ОЦЕНКА ДОСТОВЕРНОСТИ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НА ОСНОВЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ	65
К.А. Скрышкин., М.А. Падалка	
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗООБРАЗНОГО ГОРЮЧЕГО В ТРАКТЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ	68
С.И. Шульга, С.А. Павлов	
ОЦЕНКА ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОЕДИНЕНИЯ ОТСЕКОВ МОДУЛЬНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	72

Е. А. Пономаренко, В. Ю. Бурунова

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПО РАЗРАБОТКЕ МАЛОГАБАРИТНОГО
ЭЛЕКТРОКЛАПАНА.....77
А.В. Тараторин, А.П. Полетаев

ПРИМЕНЕНИЕ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ В
УПРАВЛЕНИИ И МОНИТОРИНГЕ ПОЛЁТОВ БПЛА.....81
Н.А. Гусева

МОДЕЛИРОВАНИЕ СБЛИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ЭТАПЕ БЛИЖНЕГО
НАВЕДЕНИЯ86
Д.Д. Дружков

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ
БАТАРЕЙ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ.....90
М.А. Марк, П.Б. Святченко, Е.А. Василенко

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ БЛОЧНЫХ СТРУЙ С ПРЕГРАДОЙ.....92
С.Л. Некрасов

ПАРАМЕТРЫ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО АППАРАТА, ЛЕТЯЩЕГО СО СВЕРХЗВУКОВОЙ
СКОРОСТЬЮ В ПЛОТНЫХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ.....96
Е.А. Воронов

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ
ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СТРУИ С ПРЕГРАДОЙ..... 101
Д.А. Кожевников

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ ПРИ
ПРОЕКТИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКИХ И АВИАЦИОННЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ
НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ 105
И.А. Соболев, Д.А. Азанов, Д.В. Дитяев

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ MLOPS В ПРОЦЕССЕ ДИАГНОСТИКИ ПРОГРАММНОГО
СРЕДСТВА..... 109
Е.П. Матвеева

ЗАЩИТА ГРАЖДАНСКИХ СООРУЖЕНИЙ ОТ РАЗЛИЧНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ 111
А.А. Фарафонова, Ю.А. Никольченко, К.О. Марков-Троицкий

КРИОГЕННЫЙ НАСОС ДЛЯ ВАКУУМНОЙ УСТАНОВКИ 115
Д.К. Алешкин, П.К. Иванов, А.А. Назаров

БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ПО СХЕМЕ «УТКА»..... 119
А.С. Перцов, М.М. Лапгинская

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КПМ ОЗА ДЗЗ ПО
ВИДЕОИНФОРМАЦИИ СНИМКА ПРЯМОУГОЛЬНОЙ МИРЫ..... 122
В.Ю. Дар, С.С. Орешечкин, А.А. Рудаков, С.В. Якубовский

ОКАЗАНИЕ КОНСАЛТИНГОВЫХ УСЛУГ ПО РАЗРАБОТКЕ, ВНЕДРЕНИЮ И
СОПРОВОЖДЕНИЮ СИСТЕМ МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА..... 125
С.А. Тришина

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ В ПРОЕКТИРОВАНИИ СВЕРХЛЕГКИХ РАКЕТ-
НОСИТЕЛЕЙ 128
В.Е. Фатина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА НА ДАЛЬНОСТЬ
ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА 133
Д.В. Черникова, М.А. Падалка

РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОГО ЭЛЕКТРОННОГО МОДУЛЯ ДЛЯ СБОРА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ НА ПРИМЕРЕ МОДЕЛИ ДВУХСТУПЕНЧАТОГО БЕСПИЛОТНОГО РАКЕТНОГО АППАРАТА	137
А.О. Канашев, С.Ю. Семенов, М.В. Филипова, И.С. Шадрин	
ОЦЕНКА СТОИМОСТИ МОДИФИКАЦИИ КОМПРЕССОРА С ЦЕЛЬЮ ПРИМЕНЕНИЯ В КАЧЕСТВЕ УЗЛА ПНЕВМОТОРМОЗА.....	140
Ю.Д. Новикова, С.Е. Петров	
ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КАБЕЛЕЙ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ КОРРЕКЦИИ МЕТОДОМ НЕПОСРЕДСТВЕННОГО ОПЛЕТЕНИЯ.....	142
Т.С. Бондаренко, Н.В. Луконин, Е.А. Шангина, Е.В. Шестова	
ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ТОЧНОСТЬ САМОНАВЕДЕНИЯ	146
И.Д. Гриднев, А.Р. Арсланова., Р.Ф. Теляков	
ОЦЕНКА ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА ПЛАНИРУЮЩЕГО БВС ТИПА ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО.....	151
Д.Д. Ковалев, Н.А. Брыков	
ДИНАМИКА ГИРОСТАТА В ПОЛЕ ПЕРЕМЕННЫХ СИЛ	155
З.В. Морина	
ИНТЕГРИРОВАННЫЙ КОНТРОЛЬ КАЧЕСТВА ЖИДКОСТЕЙ: СИНХРОНИЗАЦИЯ ИНФРАКРАСНОЙ ДИАГНОСТИКИ И АНАЛИЗА ФОРМЫ МЕНИСКА	158
С.Д. Пономарев, А.В. Миргородская, А.С. Хороших	
ЭЛЕКТРОРАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	163
В.А. Метелин	
МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАЗДЕЛЕНИЯ ПАССИВНОЙ МАССЫ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ.....	169
А.И. Кузнецов, А.С. Дубова., Р.В. Пастухов	
ПРИКЛАДНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕРМИЧЕСКОГО РАЗЛОЖЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИ КОНДЕНСИРОВАННЫХ СИСТЕМ.....	171
А.П. Романов	
ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК ЗА СЧЕТ ВНЕДРЕНИЯ В СХЕМУ РЕКУПЕРАТИВНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА.....	174
В.В. Владимирцев, С.П. Игошин	
МНОГОПУСКОВАЯ СХЕМА ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ В КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО	176
А.Д. Калинин	
ПРИМЕНЕНИЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ТОПЛИВНОЙ ПАРЕ «КИСЛОРОД (ГАЗ) + МЕТАН (ГАЗ)»	179
А.В. Тараторин	
ЧИСЛЕННОМОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ТЕЛ	184
А.К. Павлов	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ИСТЕЧЕНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СТРУИ В ОГРАНИЧЕННОЕ ПРОСТРАНСТВО.....	186
Я.Ю. Портников	
ВАРИАНТ РЕАЛИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО СТАРТА РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	190
С.А. Фесенко, П.К. Иванов, В.Б. Синильщиков	
ЗАЩИТА ЛУННОЙ ОБИТАЕМОЙ БАЗЫ ОТ РАДИАЦИИ.....	195
Л.А. Донов, Е.С. Есефьева, А.Н. Кудрицкий, Р.С. Субботин	

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ЗАВИХРИТЕЛЯ НА ПОЛЕ ТЕМПЕРАТУР В ВЫХОДНОМ СЕЧЕНИИ
КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ 198
Д. О. Михайлов, В. П. Чубенко

ПОВЫШЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ ИСТОЧНИКОВ РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ
БОРТОВЫМИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИМИ КОМПЛЕКСАМИ..... 200
Е.В. Фадеев

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА 204
В.И. Шевченко, М.А. Падалка

РОЛЬ НАТУРНЫХ И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В
ПРОЦЕССЕ РАЗРАБОТКИ ГТД..... 207
Р.В. Шилькрот, А.В. Суров

СЕКЦИЯ 2 СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ U-ОБРАЗНЫХ ПОДКАНАЛОВ В ВИХРЕВОЙ МАТРИЦЕ
НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ СЕКЦИИ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТВД ТРДД..... 211
И.А. Коннов, Д.В. Ефремов

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ВЕЕРНЫХ ОТВЕРСТИЙ ПЕРФОРАЦИИ НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ
СЕКЦИИ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТВД ТРДД..... 215
И.А. Коннов, Д.В. Ефремов

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ОТКЛОНЕНИЙ ОТ ТРЕБОВАНИЙ КОНСТРУКТОРСКОЙ
ДОКУМЕНТАЦИИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЦЕНТРОБЕЖНОЙ ТОПЛИВНОЙ
ФОРСУНКИ НА ЕЁ ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ 219
А.А. Каровецкий, Р.М. Мелузов, С.А. Павлов, С.И. Шульга

АНАЛИЗ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ БВС
МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА..... 222
М.С. Иванов, Ф.В. Кузнецов, А.В. Кириллов

ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА В
АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ 227
О.С. Матвеева, К.О. Рожкова, Д.А. Ушаков, А.С. Матвеев

ГИБРИДНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА НА БАЗЕ МАЛОРАЗМЕРНОГО
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ..... 229
Е.И. Милешин

ИНТЕГРАЦИЯ МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ ДЛЯ ЗАМЕНЫ СЛОЖНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ
СТРУКТУР НА ЭКВИВАЛЕНТНЫЕ МОДЕЛИ 232
Д.А. Кольванова, А.В. Хитрина

РАЗРАБОТКА, ИЗГОТОВЛЕНИЕ И ИСПЫТАНИЕ ЛИТЕЙНОЙ ОСНАСТКИ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ
«МОНАШКА ВЕРХА» И «МОНАШКА НИЗА» 239
А.А. Кочнев

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ТИТАНА ВТ1-0 С TiO_2 ПОКРЫТИЕМ, ПОЛУЧЕННЫМ
ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКОЙ НА ОБРАЗЦАХ СО СВАРКОЙ..... 241
М.А. Преображенская, Е.В. Дегтярев

КОНСТРУКЦИЯ СТЕНДА ДЛЯ ПРОВЕРКИ ИСПРАВНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ
СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ 246
К.В. Верещагин

МЕТОД ФИНИШНОЙ ОБРАБОТКИ ВНУТРЕННИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛЕЙ МАШИН
СВОБОДНЫМ АБРАЗИВОМ В КАВИТИРУЮЩЕЙ СРЕДЕ 249
Н.В. Аверин, А.С. Асаев

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФИНИШНОЙ ОБРАБОТКИ РЛ ТВД СВОБОДНЫМ АБРАЗИВОМ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЭФФЕКТА ВИХРЕВОЙ КАВИТАЦИИ НА ОСНОВЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КОНСТРУКЦИИ РОТОРА-АКТИВАТОРА	253
А.С. Асаев, Н.В. Аверин	
ОСОБЕННОСТИ ПРОГРАММИРОВАНИЯ МНОГОКООРДИНАТНЫХ ФРЕЗЕРНЫХ СТАНКОВ С ЧПУ	257
М.В. Вилкина, Н.Н. Абузьяров	
ОСОБЕННОСТИ ПРОГРАММИРОВАНИЯ УГЛОВЫХ ОПРАВОК НА ФРЕЗЕРНЫХ СТАНКАХ С ЧПУ	260
М.В. Вилкина, А.Г. Дунаевский	
ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ НАПЫЛЯЕМОГО ПОЛИУРЕТАНОВОГО ПОКРЫТИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ	264
В.А. Ленина, О.О. Веклич, Н.Ю. Хмелевской, А.С. Дубова	
ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ РАБОЧЕГО КОЛЕСА КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ	268
А.С. Полевая, А.П. Байнов, Л.С. Лаврищева, Н.Н. Староверов	
ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СВАРКИ ТРЕНИЕМ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ.....	275
О.С. Матвеева, К.О. Рожкова, Д.А. Ушаков, А.С. Матвеев	
ПОВЫШЕНИЕ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СВАРОЧНОГО ШВА МЕТОДОМ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ УДАРНОЙ ОБРАБОТКИ.....	278
Р.В. Пастухов, А.И. Кузнецов, Н.А. Усиков	
ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ НДС КОНСТРУКЦИЙ ПОЛЯРИЗАЦИОННО-ОПТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ.....	282
Р.А. Сабитов, А.А. Лазарева, В.М. Абашев, К.А. Мазуров	
ПРИМЕНЕНИЕ ПЛАЗМЕННОГО НАПЫЛЕНИЯ В АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЯХ ИЗГОТОВЛЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	287
А.А. Полухин	
ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГТД	289
И.А. Загадов, Д.А. Новосадов	
РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ КАТАЛИЗАТОРА РАЗЛОЖЕНИЯ ПЕРОКСИДА ВОДОРОДА ВЫСОКОЙ КОНЦЕНТРАЦИИ ДЛЯ ТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКИХ ДВИГАТЕЛЕЙ	293
Е.А. Богданова	
РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ ВИБРОУСТАНОВКИ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ	297
А.Ю. Колыванов, А.С. Соколов	
СВЕРХЛЕГКАЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ЗОНДИРОВАНИЯ С БОКОВЫМ ОТСТРЕЛОМ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ	299
Ю.С. Халтаева, Д.Р. Позняк, Д.М. Ипатов, А.К. Осипов	
СЕЛЕКТИВНОЕ ЛАЗЕРНОЕ СПЛАВЛЕНИЕ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ. АКТУАЛЬНОСТЬ, ВЕКТОРЫ ВНЕДРЕНИЯ, НАДЕЖНОСТЬ.....	302
А.В. Углева, К.А. Вершкова, А.Д. Губарев	
СИСТЕМА КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА	306
А. С. Исаев, В. В. Ходосов	
СНИЖЕНИЕ ПОРИСТОСТИ АНТИЭРОЗИОННЫХ ПОКРЫТИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	309
А.Ю. Тимошева, Д.И. Орешкин, М.С. Руденко, Д.О. Савельев	
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЩЕТОЧНОГО И ЛАБИРИНТНОГО УПЛОТНЕНИЙ	312

И.А. Загадов, Д.А. Новосадов

СТЕНД ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ БПЛА МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА316

Ф.В. Кузнецов, А.А. Железнякова, К.С. Алексеева

**ТРЕХМЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ПРОЕКТИРОВКА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА С ЦИФРОВОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ СИГНАЛА318**

А.В. Уфимцев

**ФОРМИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СТАЛИ 15ФЮА ТЕРМИЧЕСКОЙ
И АЭРОАКУСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКАМИ321**

В.Е. Алексеев, Я.В. Ральников, М.С. Рожков, В.А. Ленина

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ
И СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ В ПАКЕТАХ ANSYS И FLOWVISION323**

И.Н. Мушка, М.С. Яковчук, М.О. Рыбаков

ЭФИРНАЯ ТЕОРИЯ И ЕЁ ПРИМЕНЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ328

И.Г. Шершов, С.О. Ушаков

СЕКЦИЯ 1 РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ И АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА

УДК 629.78

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

Н.С. Бабенко

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

Исследование Луны остается одним из ключевых направлений современной космонавтики, объединяющим научные, технологические и стратегические задачи, но проектирование новых космических миссий невозможно реализовать без надежной системы посадки спускаемых аппаратов. В свою очередь одним из важнейших этапов посадки является момент контакта спускаемого аппарата с поверхностью планеты. Исследование процессов, возникающих в данном случае, является критически важным аспектом лунных миссий. Актуальность такого расчета обусловлена тем, что точное определение момента контакта необходимо для безопасной посадки, так как ошибки, допущенные при проектировании, могут привести к повреждению конструкции аппарата, оборудования или, в случае пилотируемых миссий, гибели экипажа.

Этап контакта спускаемого аппарата и поверхности планеты характеризуется наличием большого количества быстропротекающих процессов. На этапе движения при посадке исследуют множество параметров – перегрузки, силы, возникающие в конструкции аппарата, деформации конструкции и т. д. Таким образом, проводят анализ всех этапов движения, чтобы убедиться в успешном завершении миссии.

Таким образом, расчет момента контакта спускаемого аппарата с поверхностью Луны является ключевым элементом успешной реализации лунных миссий, обеспечивая безопасность, точность и эффективность всех этапов посадки.

В настоящей статье рассматривается динамика СА на заключительном этапе спуска при контакте с поверхностью. Исследуемый объект представляет собой упрощенный прототип разрабатываемого автоматического спускаемого аппарата, используемого для посадки на поверхность Луны. Динамика СА оценивается и анализируется с помощью цифрового программного комплекса ANSYS.

Цель данной статьи разработать методику моделирования динамики спускаемого аппарата после контакта с поверхностью планеты, для отработки посадки разработанного прототипа СА, и на основании полученных результатов подтвердить принятые конструктивные решения в части облика разрабатываемого спускаемого аппарата.

Описание модели спускаемого аппарата

Спускаемый аппарат, оформленный с помощью программного комплекса, показан на рис. 1 и представляет собой основной корпус, к которому крепятся четыре посадочные опоры.

Посадочные опоры состоят из:

- опорных стоек, шарнирно крепящихся к опорной раме;
- стойки демпфера, передающей нагрузку на демпфирующий элемент, который в свою очередь задан в виде пружины;
- корпуса демпфера обеспечивающего поступательное движение стойки демпфера.

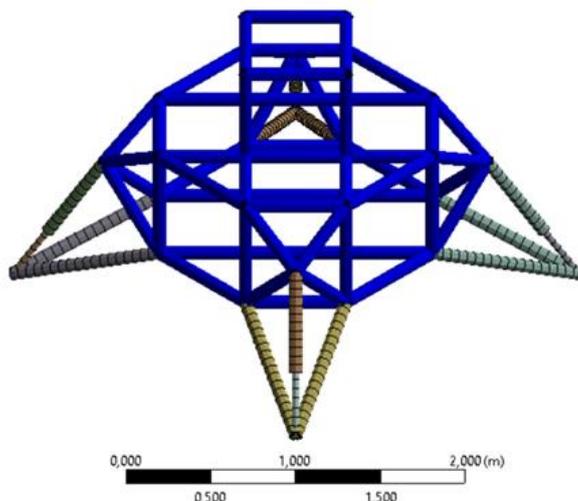


Рис. 1. Упрощенная модель спускаемого аппарата

Масса аппарата составляет 1750 кг и прикладывается в центр масс основного корпуса. Модель аппарата представлена 369 балочными элементами и четырьмя элементами типа «пружина».

Математическая модель нестационарных процессов, возникающих в конструкциях спускаемого аппарата при посадке

Математическая модель базируется на решении уравнений движения с учетом нелинейностей, демпфирования и сложных граничных условий и имеет следующий принцип работы:

Время разбивается на малые шаги, на каждом из которых решаются уравнения динамики для механической системы в конечно-элементной формулировке:

$$[M]\{\ddot{u}\}+[C]\{\dot{u}\}+[K]\{u\}=\{F(t)\},(1)$$

где:

$[M]$ – матрица масс, $[C]$ – матрица демпфирования, $[K]$ – матрица жесткости, $\{u\}, \{\dot{u}\}, \{\ddot{u}\}$ – векторы перемещений, скоростей и ускорений, $\{F(t)\}$ – вектор внешних сил, зависящих от времени [1,2].

Уравнения движения решаются методом прямого интегрирования, в данном случае методом Ньюмарка, который основан на аппроксимации скорости и перемещения через ускорение на каждом временном шаге:

$$\{\dot{u}_{t+1}\}=\{\dot{u}_t\}+\Delta t[(1-\gamma)\{\ddot{u}_t\}+\gamma\{\ddot{u}_{t+1}\}],(2)$$

$$\{u_{t+1}\}=\{u_t\}+\Delta t\{\dot{u}_t\}+\Delta t^2\left[\left(\frac{1}{2}-\beta\right)\{\ddot{u}_t\}+\beta\{\ddot{u}_{t+1}\}\right],(3)$$

где γ и β – параметры метода (по умолчанию $\gamma=0,5$, $\beta=0,25$ для безусловной устойчивости).

Демпфирование моделируется через матрицу $[C]$, которая задается в виде рэлеевского демпфирования:

$$[C]=\alpha[M]+\beta[K],(4)$$

где α и β – коэффициенты, определяемые экспериментально или из анализа модальных данных.

Контакт между телами моделируется с помощью условия непроникновения: $g_n \geq 0$, где g_n – зазор между поверхностями.

Сила реакции вычисляется алгоритмом Лагранжа:

$$F_t=k_t \cdot g_t+c_t \cdot \dot{g}_t,(5)$$

где k_t – жесткость контакта, c_t – демпфирование.

Шаг времени (Δt) выбирается так, чтобы захватить высокочастотные компоненты удара, для этого необходимо использовать критерий Куранта:

$$\Delta t \leq \frac{L_{min}}{c},(6)$$

где L_{min} – минимальный размер элемента сетки, $c=\sqrt{E/\rho}$ – скорость звука в материале.

Математическая модель поведения лунного грунта при посадке спускаемого аппарата.

Лунный реголит – это сыпучий, неоднородный материал, который формируется под воздействием микрометеоритной бомбардировки и космического выветривания, что делает его поведение отличным от земных грунтов. По этой причине моделирование лунного реголита требует учёта его уникальных физико-механических свойств, таких как высокая пористость, низкая плотность, анизотропия и слабая когезия.

На основе перечисленных особенностей поведение реголита может быть описано с использованием модифицированной модели Друкера-Прагера с учётом повреждений, которая является расширением модели Мора-Кулона и обеспечивает баланс между точностью, простотой реализации и соответствием физике лунного реголита. Она учитывает сыпучесть, зависимость прочности от давления и учитывает хрупкое разрушение, возникающее в грунте, что делает её оптимальным выбором [3,4,5].

Модель описывается следующей формулой:

$$f(I_1, J_2)=\sqrt{J_2}+\alpha I_1-k,(7)$$

где:

I_1 – первый инвариант тензора напряжений (след тензора напряжений):

$$I_1=\sigma_{11}+\sigma_{22}+\sigma_{33},(8)$$

J_2 – второй инвариант девиатора напряжений:

$$J_2=\frac{1}{2}s_{ij}, \quad s_{ij}=\sigma_{ij}-\frac{1}{3}I_1\delta_{ij},(9)$$

аи k – параметры модели, связанные с углом внутреннего трения (ϕ) и когезией (c):

$$\alpha=\frac{2(\sin\phi)}{3(3-\sin\phi)}, \quad k=\frac{6c(\cos\phi)}{3(3-\sin\phi)},(10)$$

Повреждения вводятся для моделирования деградации материала под нагрузкой. Чаще используется скалярная мера повреждения $D \in [0,1]$, где:

$D=0$ – материал без повреждений,

$D=1$ – полное разрушение.

Влияние повреждений на модель заключается в деградации Модуля Юнга E и коэффициента Пуассона ν описывающихся по следующим зависимостям:

$$E=E_0(1-D), \quad \nu=\nu_0(1-D).(11)$$

Параметры пластичности: α и k могут зависеть от D :

$$\alpha(D)=\alpha_0(1-D), \quad k(D)=k_0(1-D).(12)$$

Уравнение текучести модифицируется:

$$f=J_2+\alpha(D)I_1-k(D)=0.(13)$$

До достижения условия пластичности ($f < 0$) материал ведет себя как линейно-упругий. Упругая часть модели задается законом Гука:

$$\sigma_{ij}=C_{ijkl}\epsilon_{kl},(14)$$

где: σ_{ij} – тензор напряжений, ϵ_{kl} – тензор деформаций, C_{ijkl} – тензор упругих постоянных, определяемый через модуль Юнга (E) и коэффициент Пуассона (ν).

При достижении условия пластичности ($f=0$) материал переходит в пластическое состояние. Пластические деформации вычисляются с использованием ассоциированного или неассоциированного закона течения:

$$d\epsilon_{ij}^p = d\lambda \frac{\partial f}{\partial \sigma_{ij}}, (15)$$

где: $d\epsilon_{ij}^p$ – приращение пластической деформации, $d\lambda$ – множитель пластичности.

Моделирование посадки спускаемого аппарата в цифровом программном комплексе

В рассматриваемом случае посадка моделируется с вертикальной скоростью движения спускаемого аппарата $u=3$ м/с в условиях Луны ($g = 1,62$ м/с²). Свойства грунта, заключающиеся в противостоянии воздействию спускаемого аппарата, задаются посредством модели Друкера-Прагера заданной формулой (7). Сотовые наполнители, в отсутствие альтернативных методов, моделируются элементом типа пружина. Шаг времени был принят равным $\Delta t=10^{-3}$ с.

В задачу расчета входило определение зависимостей перемещения основного корпуса относительно опорной поверхности СА, а также определение пиковых перегрузок

В результате численного моделирования были получены зависимости положения стойки демпфера относительно его корпуса, от времени для посадочного модуля и величина ускорений центра масс аппарата, приведенных на рис. 2, 3.

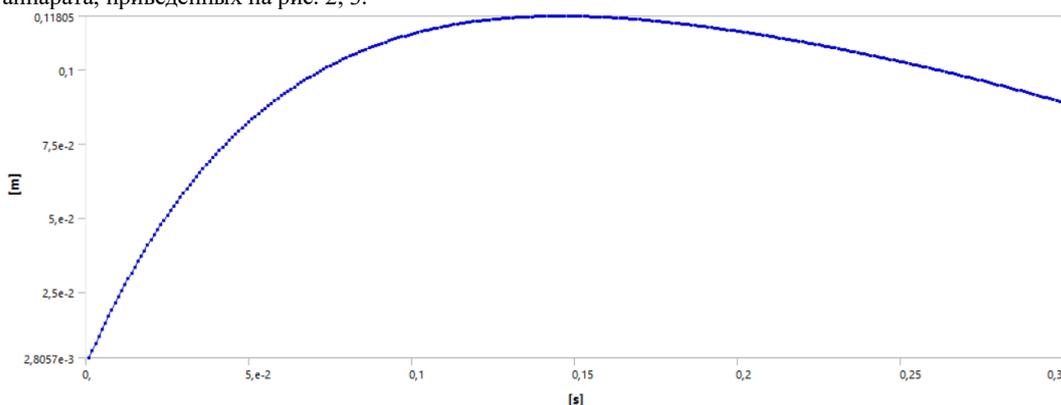


Рис. 2. Зависимость положения стойки демпфера относительно корпуса демпфера

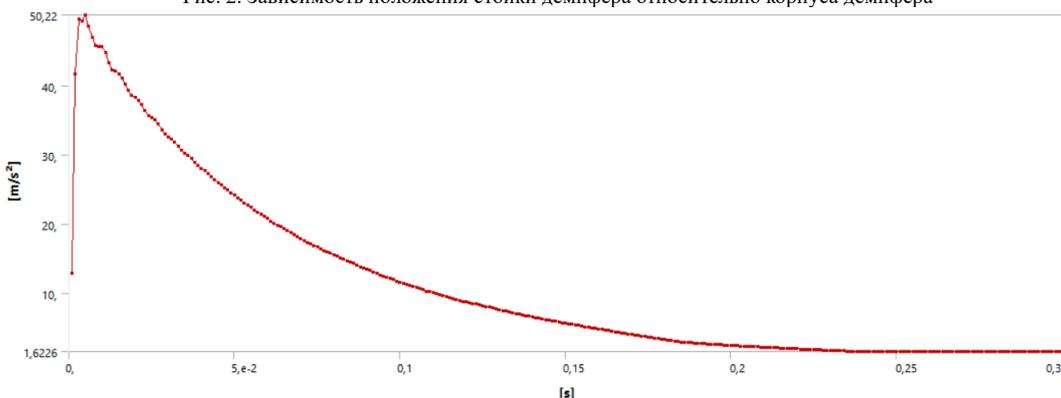


Рис. 3. Зависимость ускорения основного корпуса от времени

Анализ полученных данных показывает, что максимальное перемещение стойки демпфера составляет $L=0,12$ м, далее следует обратная динамика, которая обусловлена наличием упругих деформаций в материале СА и в грунте описываемых формулами (1) и (14) соответственно. Величина полученного перемещения демонстрирует минимальную длину демпфирующего элемента, обеспечивающую допустимые перегрузки в заданных условиях посадки.

В момент касания поверхности луны происходит резкое увеличение ускорения, вызванное ударом, а затем уменьшается по мере работы демпферов. Перегрузка в момент касания составляет $n=30,96$ эквивалентной земной перегрузке $n=5,12g$, что является допустимым показателем и исключает риск повреждения приборов.

Выводы

В рамках работы проведена следующая работа.

1. Предложен алгоритм методики моделирования заключительного этапа посадки спускаемого аппарата на поверхность Луны.
2. Описана модель нестационарных процессов, возникающих в конструкциях спускаемого аппарата при посадке.
3. Описана модель поведения лунного грунта при посадке спускаемого аппарата.
4. Получена минимальная длина демпфирующего элемента, обеспечивающая безопасную посадку спускаемого аппарата.
5. Исследована зависимость ускорения основного корпуса спускаемого аппарата от времени.

На основании результатов моделирования можно сделать следующие вывод – спускаемый аппарат, при посадке, обеспечивает допустимую величину перегрузок, за счет

Библиографический список

1. Зенкевич О., Морган К. Конечные элементы и аппроксимация: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 318 с.: ил.
2. Самарский А.А., Гулин А. В. Устойчивость разностных схем., Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», М., 1973. – 415 с.
3. Флорин В.А., Основы механики грунтов [Текст]. Деформация и устойчивость оснований сооружений / 2 т.; 27 см. – Ленинград: Москва: Госстройиздат. [Ленингр. отд-ние], 1959-1961, 1961. – 543 с.: ил.
4. Работнов Ю. Н. Механика деформируемого твердого тела – Учеб. пособие для вузов – 2-е изд., испр. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. – 712 с.
5. Drucker D.C., Prager W. Soil mechanics and plastic analysis for limit design. Quarterly of Applied Mathematics. – 1952. – v. 10. – P. 157–165.

УДК 629.7.015.3

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА ПОТОКОМ ВОЗДУХА С БОЛЬШОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ

В.К. Медведицын

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

Исследование аэродинамических характеристик тел при больших сверхзвуковых скоростях имеет ключевое значение для разработки современных летательных аппаратов, таких как гиперзвуковые самолеты, ракеты и космические аппараты. При движении тела через атмосферу со скоростью, значительно превышающей скорость звука, возникают сложные физические процессы, включая образование ударных волн, нагрев поверхности и диссоциацию молекул воздуха. Эти явления оказывают значительное влияние на характеристики полета, такие как подъемная сила, сопротивление и тепловая нагрузка.

Одним из наиболее важных аспектов изучения аэродинамики на больших сверхзвуковых скоростях является исследование процессов диссоциации воздуха. Диссоциация происходит, когда молекулы воздуха разрушаются под воздействием очень высоких температур (обычно выше 2000 градусов) и давления, образуя атомарные компоненты. Это приводит к изменению состава газа вокруг тела, что влияет на распределение температуры и плотности, а также на теплообмен между телом и окружающей средой [1].

Целью данного исследования является изучение влияния процессов диссоциации воздуха на аэродинамические характеристики конусообразного тела при обтекании на больших сверхзвуковых скоростях. В частности, будет рассмотрено, как изменение химического состава газа вблизи поверхности конуса влияет на параметры потока, такие как давление, температура и плотность.

Постановка задачи

В данной работе будет рассматриваться численное моделирование конусообразного тела, обтекаемого потоком воздуха с большой сверхзвуковой скоростью, в программном комплексе Ansys Fluent. Данный комплекс хорошо подходит для решения схожих проблем, т.к. обладает мощными численными методами (FEM и FVM), поддерживает моделирование сжимаемых потоков (что критично для условий, где скорость газа превышает скорость звука), имеет обширную библиотеку материалов [2].

Поток воздуха будет рассматриваться в двух видах: как вязкий газ с приближением идеального газа и как диссоциированный воздух. Высота полета тела составляет 20 км, параметры среды при этой высоте и начальные данные представлены в таблице 1. Начальная скорость полета превышает скорость звука в 10 раз.

Геометрическая модель объекта исследования представлена на рис.1 в двумерном и трехмерном отображении.

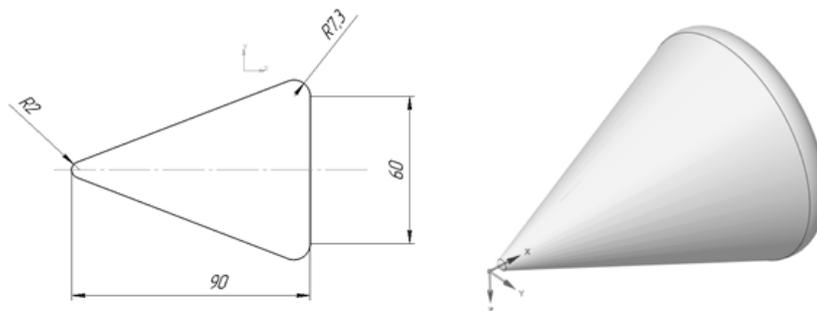


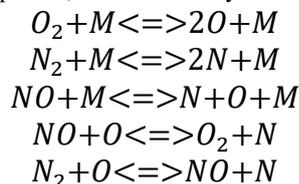
Рис. 1. Двумерная и трехмерная схемы объекта

Т а б л и ц а 1 – Начальные данные

Высота полета, м	20000
Температура воздуха, К	216,5

Атмосферное давление, гПа	54,8
Скорость звука, м/с	295,1
Скорость полета, число Маха	10
Концентрация молекулярного кислорода, С _{О₂}	0.233
Концентрация молекулярного азота, С _{Н₂}	0.777

Для земной атмосферы основные стехиометрические уравнения реакций диссоциации и обменных реакций, используемые в данной работе, выглядят следующим образом:



Символ «М» обозначает «третий реагент» или «катализатор», который не принимает участие в прямо стехиометрических изменениях, но может выполнять роль носителя, среды или катализатора.

Математическая модель

В основе математической модели этой задачи лежат уравнения турбулентного движения многокомпонентной химической смеси, взаимодействующей в рамках диффузионного приближения. Модель учитывает следующие общие предположения: газ рассматривается как изотропная среда с характеристиками ньютоновской жидкости; фазовые переходы исключены; все потоки, параметры турбулентности и соответствующие компоненты тензора напряжений вязкости рассчитываются без учета влияния химических реакций.

В газовой смеси протекают 5 независимых химических реакций:

$$\sum_i^N v_{ri}^l A_i + \sum_l^L v_{li} M_l, \quad \sum_i^N v_{ri}^{ll} A_i + \sum_l^L v_{li} M_{li},$$

r = 1, 2, 3, 4, 5,

где i – порядковый номер вещества, участвующего в реакции; r=1, 2, 3, 4, 5 – номер реакции, которая протекает в системе; l=1,2,...,L – номер каталитической частицы, используемой в химической модели; L – общее число каталитических частиц; v_{ri}^l – стехиометрический коэффициент i-го реагента A_i прямой реакции и i-го продукта реакции A_i в r-ой обратной реакции; v_{ri}^{ll} – стехиометрический коэффициент i-го реагента A_i в r-ой прямой реакции и соответственно i-го продукта реакции A_i в r-ой обратной реакции; v_{li} – стехиометрический коэффициент l-той каталитической частицы M_l.

Систему уравнений для течения газа с химическими реакциями, учитывая принятые допущения, можно записать следующим образом [3]:

– уравнение неразрывности для смеси и для компонентов соответственно:

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \vec{W}) &= 0, \quad x_m V_0, t > 0, \\
 \rho \frac{\partial c_i}{\partial t} + \rho \vec{W} \operatorname{grad} c_i &= \sum_r (v_{ri}^{ll} - v_{ri}^l) \omega_r - \operatorname{div}(\vec{m}_{Di}), \\
 \sum_i c_i &= 1; \quad x_m V_0, t > 0;
 \end{aligned}$$

– уравнение равенства количества движения:

$$\rho \frac{d\vec{W}}{dt} = \rho \vec{F} - \operatorname{grad} P + \operatorname{Div} \sigma - \sum_i \operatorname{Div}(\vec{m}_{Di} \vec{W}_{Di}),$$

$x_m V_0, t > 0;$

– уравнение энергии:

$$\begin{aligned}
 \rho \frac{dE}{dt} &= \rho \vec{F} \vec{W} - \operatorname{div}(P \vec{W}) + \operatorname{div}(\sigma \vec{W}) + \operatorname{div} \vec{q}_T + \\
 &+ \sum_r (\Delta_r H - \Delta_r v RT) \omega_r + \sum_i \rho c_i \vec{F}_i \vec{W}_{Di} + \\
 &+ \sum_i [- \operatorname{div}(P_i \vec{W}_{Di}) + \operatorname{div}(\sigma_i \vec{W}_{Di})] - \sum_i \operatorname{div}(\rho_i E_i \vec{W}_{Di})
 \end{aligned}$$

$x_m V_0, t > 0;$

– уравнение состояния:

$$P = \rho T \sum_i c_i R_i,$$

– уравнение химической кинетики:

$$\omega_i = k_r \left[\prod_i (c_{mi})^{v_{ri}^l} - \frac{1}{k_{pr}} \prod_i (c_{mi})^{v_{ri}^n} \right] \prod_i (\sum \varepsilon_{li} c_{mi})^{v_{li}}$$

где $c_{mi} = \rho c_i / m_i$ – молекулярная концентрация i -го компонента; R_i – газовая постоянная i -го компонента; k_{pr}, k_r – концентрационная константа равновесия и константа прямой реакции соответственно.

Результаты численного моделирования

Результаты численного моделирования обтекания потоком воздуха в виде полей распределения температуры и давления в программе ANSYS Fluent продемонстрированы на рисунках 2-5.

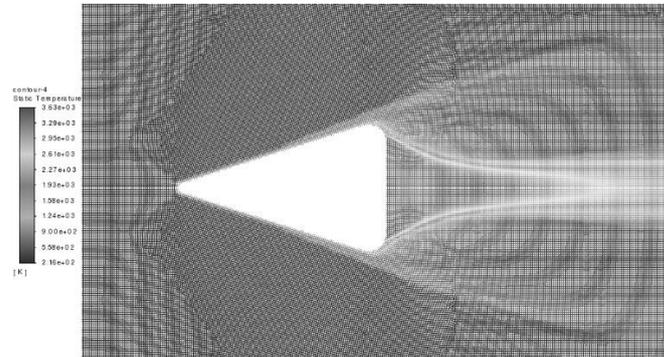


Рис.2 Поле распределения температуры для пятикомпонентного воздуха

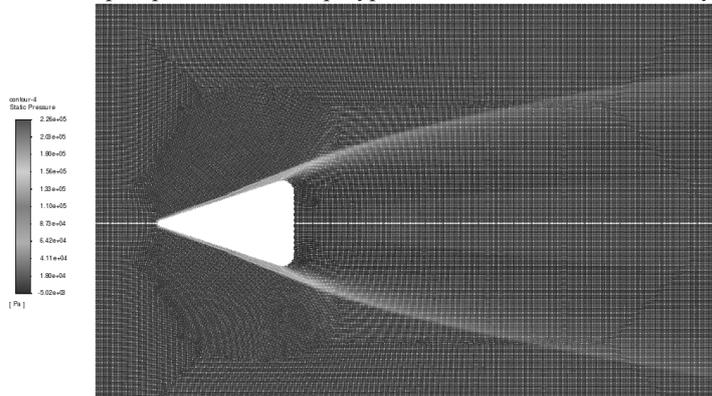


Рис.3 Поле распределения давления для пятикомпонентного воздуха

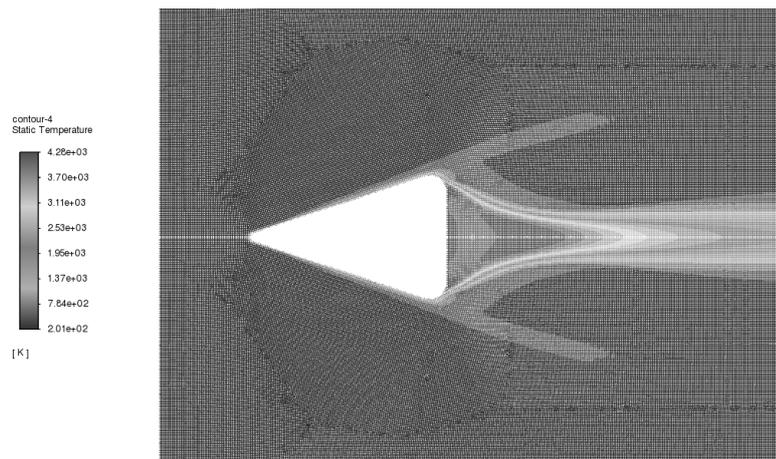


Рис.4 Поле распределения температуры для случая без учета химических реакций

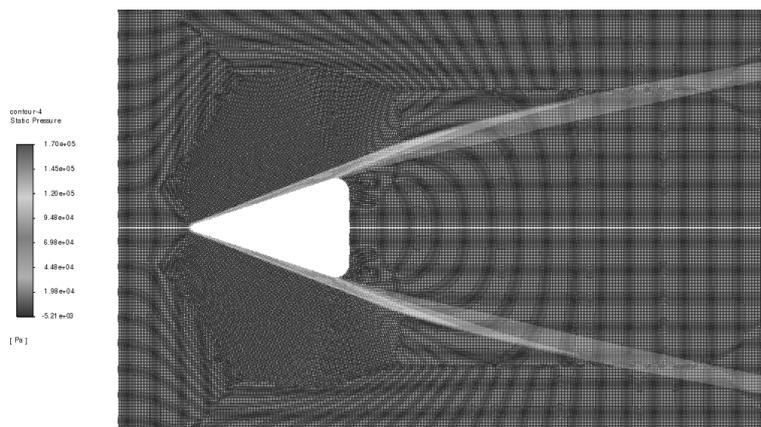


Рис.5 Поле распределения давления для случая без учета химических реакций

Максимальная температура на поверхности тела для случая с пятикомпонентным реагирующим воздухом достигает 3634,09 К, когда в случае без учета реакций достигается 4280,26 К.

Согласно представленным результатам, химические реакции диссоциации приводят к понижению температуры в исследуемой области. Важно подчеркнуть, что это снижение становится более выраженным при повышении начальной температуры. Причина заключается в том, что при более высоких температурах процесс диссоциации компонентов воздуха происходит быстрее, и большее количество вещества подвергается диссоциации, что приводит к поглощению большего объема энергии [5].

Также в ходе проведения численного моделирования были получены поля распределения массовой концентрации компонентов воздуха, а именно молекулярного кислорода и молекулярного азота. Результаты представлены на рисунке 6 и рисунке 7.

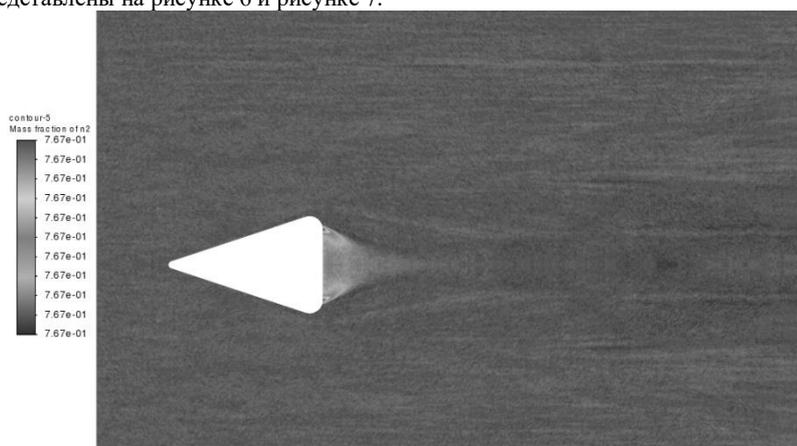


Рис.6 Массовая концентрация молекулярного азота

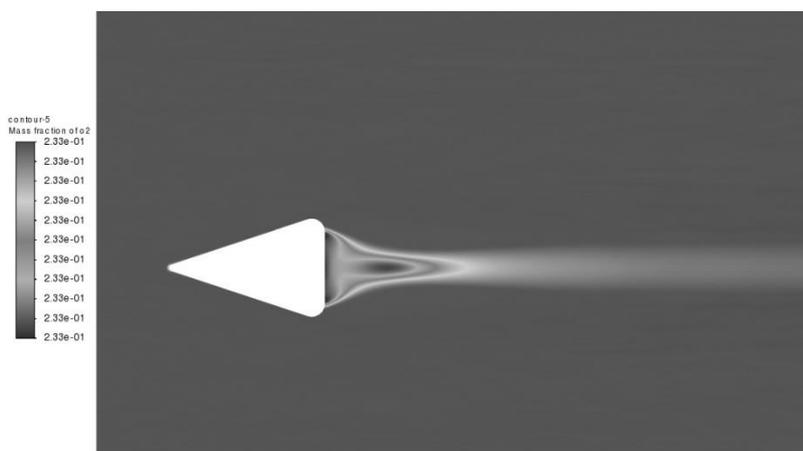


Рис.7 Массовая концентрация молекулярного кислорода

Исходя из рисунков 6-7 с молекулами азота процесс диссоциации происходит при более высоких температурах, чем с молекулами кислорода, что согласуется с теоретическими данными приведенными в [5]. Диссоциация кислорода начинается при температуре порядка 2400 К, а азота заметно диссоциируется лишь при значениях температуры больше 4000 К.

Библиографический список

1. Черный Г.Г. Газовая динамика. М., Наука, 1988. 121 с.
2. Ansys [Электронный ресурс] // Ansys Fluent 21 Theory Guide. URL: <https://www.afs.enea.it/project/nep-tunius/docs/fluent/html/th/main.htm/> (дата обращения: 31.01.2025).
3. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1973. 847 с.
4. Усков В.Н., Чернышов М.В. Экстремальные ударно-волновые системы в задачах внешней аэродинамики. Теплофизика и аэромеханика, 2014 С. 15-31
5. Полежаев Ю.В., Шишков А.А. Газодинамические испытания тепловой защиты: справочник. М.: Промедэк, 1992.

УДК 629.7.025.84

ИССЛЕДОВАНИЕ ВИНГЛЕТОВ С ИЗМЕНЯЕМЫМ УГЛОМ ОТКЛОНЕНИЯ

М.А. Каучакова

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

Винглеты, или законцовки крыла различных типов являются распространенным средством повышения топливной экономичности на современных воздушных судах. Поиск новых типов винглетов активно ведется авиастроительными предприятиями и научными коллективами. Анализ аэродинамического сопротивления типичного транспортного самолета показывает, что индуктивное сопротивление может составлять до 40% от общего лобового сопротивления в крейсерских условиях и 80-90% - взлета и набора высоты. Поэтому снижение индуктивного сопротивления имеет первостепенное значение для повышения эффективности самолета.

Поиск решения по увеличению летно-технических характеристик крыла за счет изменения параметров винглетов проводился и ранее, но большинство из предложенных решений были сосредоточены на использование материалов из сплавов с памятью формы [1], складных крыльев во время наземных операций [2], концепция трансформируемой законцовки крыла (morphing winglet) [3].

Данное исследование актуально для современного авиастроения, так как представленный в статье материал представляет один из путей улучшения летно-технические характеристики самолета за счет уменьшения индуктивного сопротивления и, как следствие, увеличения его топливной эффективности.

Новизна данной работы заключается в том, что в данной статье представлен малораспространенный, но перспективный тип винглетов с изменяемым углом отклонения, который не применяется на самолетах в данный момент, однако обладает большим потенциалом для улучшения летно-технических характеристик самолета и его топливной эффективности.

Мы предполагаем, что внедрение винглетов с изменяемым углом отклонения позволит:

1. снизить расхода топлива, увеличивая топливную эффективность до 7%
2. уменьшить количество выбросов вредных веществ в атмосферу, в частности углекислого и парникового газов
3. повысить подъемную силу крыла;
4. увеличить коэффициент аэродинамического качества
5. улучшить управляемость самолёта на малых скоростях.

111Equation Chapter 1 Section 1Крылья с ограниченным размахом создают подъемную силу из-за дисбаланса давления между нижней поверхностью (высокое давление) и верхней поверхностью (низкое давление), как показано на рис. 1. Однако в следствии этого перепада давления возникают составляющие скорости поперечного потока (которые неизбежны, но могут быть уменьшены). Воздух с более высоким давлением под крылом обтекает законцовки крыла и пытается вытеснить воздух с более низким давлением в верхней части крыла. Это движение создает вихрь на задней кромке и законцовках (рис. 1), который в свою очередь создает нисходящий поток вблизи крыла.

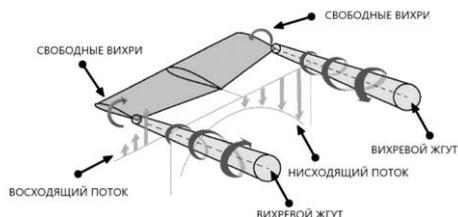


Рис. 1 Механизм образования индуктивного сопротивления

Наличие нисходящего потока уменьшает угол атаки, что приводит к созданию индуктивного сопротивления - составляющей лобового сопротивления, вызванного подъемной силой. Индуктивное сопротивление является неизбежным следствием создания подъемной силы в крыльях с ограниченным размахом.

Проектное решение по использованию винглетов имеет ряд преимуществ и недостатков. С одной стороны, они позволяют уменьшить размах крыла при стоянке, уменьшить индуктивное

сопротивление, сократить взлетную дистанцию, снизить уровень шума, количество выбросов в атмосферу, увеличить топливную эффективность и максимальную дальность полета, сэкономить топливо. С другой стороны, увеличивается масса крыла из-за добавочной массы винглета, поворотного устройства, элемента, обеспечивающего фиксацию винглета в определенном положении, силовой вставки вместе крепления, что требует увеличения жесткости всего крыла.

В данном исследовании использовалось крыло самолета Ил-96-300 с установленным винглетом. Для изучения влияния винглета с изменяемым углом наклона на аэродинамические характеристики были смоделированы разные винглеты с разными углами наклона, «продувка» данных моделей была осуществлена в программе Ansys Fluent, для эспресс-моделирования применялась программа Komras Flow. На основе решения вычислительной газодинамической задачи построены поляры для крыльев с различным углом отклонения винглетов и без них при числах Маха $M=0,3$ и $M=0,8$ (рис.2)

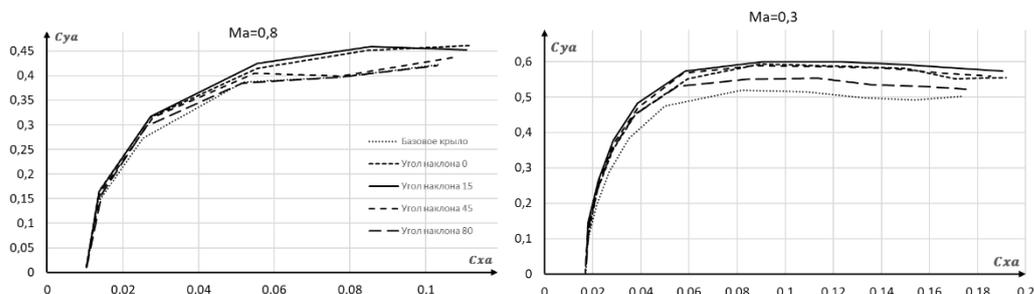


Рис. 2. Поляры для крыльев с винглетами разного угла наклона при $Ma=0,8$ $Ma=0,3$

На основе представленного анализа очевидно, что не существует единой конфигурации винглета, которая могла бы обеспечить оптимальное снижение индуктивного сопротивления на всех режимах полета. На основе нашего и проводимых ранее исследований [4,5] можно сделать вывод о том, что конфигурация винглета с углом стреловидности 60° является наилучшей. Предложим рекомендации по настройке винглетов на разных этапах полета с учетом улучшения аэродинамических характеристик по сравнению с крылом без винглетов (рис.3).

1. При взлете и начальном наборе высоты (где влияние сжимаемости незначительно) рекомендуется использовать угол наклона винглета 45° . Эта конфигурация имеет более высокую подъемную силу и создает меньшее сопротивление для заданной высоты.
2. На крейсерском режиме (высокое число Маха) рекомендуется использовать угол наклона 15° . Эта настройка обеспечит максимальное снижение лобового сопротивления при заданной подъемной силе.
3. При изменении крейсерского эшелона рекомендуется использовать угол наклона 45° , но значение 15° также приемлемо. Эти конфигурации имеют большую подъемную силу и создают меньшее лобовое сопротивление при заданной подъемной силе.
4. Во время снижения рекомендуется использовать угол наклона 45° .
5. После посадки и при рулении к выходу на посадку рекомендуется использовать угол наклона 80° для уменьшения размаха крыльев и удовлетворения требований к посадочному зазору.



Рис.3. Рекомендации по настройке винглета на различных этапах полета.

Концепция поворотного механизма проиллюстрирована на рис.4 [6].

- 1 – винглет
- 2а – передняя верхняя сторона
- 2б – передняя верхняя сторона
- 3 – задний элемент
- 3а – задняя кромка
- 3б – нижняя сторона
- 7 – регулировочный блок
- 8 – опорное устройство
- 9 – заднее опорное устройство
- 11 – упругодеформируемый элемент плоской пружины
- 16 – рычажный механизм
- 17 – первое соединительное плечо
- 18 – второе соединительное плечо
- 19 – опорный рычаг
- 20 – стационарный шарнир
- 21 – корпус
- 22 – верхняя наружная поверхность
- 23 – нижняя наружная поверхность

Для оценки аэродинамики винглетов воспользуемся методом предложенным автором статьи [7].

Вычислим k_{WL} , обратная величина которой называется собственной аэродинамическая эффективность винглета:

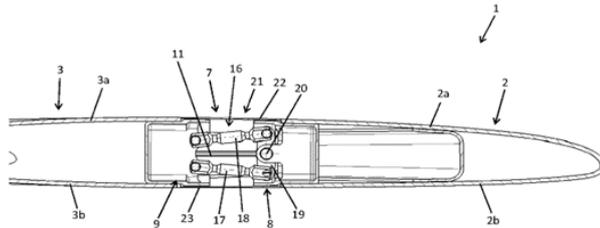


Рис.4. Концепция поворотного устройства [6].

$$k_{WL} = 2 \frac{h}{b} \frac{1}{\sqrt{k_{e,WL,v} - 1}} \quad (1)$$

где h – высота винглета, b – размах крыла, $h_h = h \cos \vartheta$ – высота винглета при ненулевом угле развала.

Вклад винглетов в эффективность размаха крыла с винглетом:

$$k_{e,WL,v} = \frac{k_{e,WL,total}}{\left(1 + 2 \frac{h_h}{b}\right)^2} \quad (2)$$

Полная аэродинамическая эффективность винглета:

$$k_{e,WL,total} = \frac{1}{1 + \frac{k_{D,WL}}{k_{Di}}} \quad (3)$$

Относительное общее приращение лобового сопротивления из-за установления винглетов:

$$k_{D,WL} = \frac{\Delta C_{D,WL}}{C_D} \quad (4)$$

где $\Delta C_{D,WL}$ – общее приращение лобового сопротивления из-за установки винглетов.

Относительная величина индуцированного сопротивления:

$$k_{Di} = 1 - \frac{1}{1 + \frac{1}{(V/V_{md})^4}} \quad (5)$$

где V – истинная скорость, V_{md} – истинная скорость при минимальном сопротивлении.

Заметим, что для классических винглетов аэродинамическая эффективность будет меняться в зависимости от режима полета. Использование же винглетов с изменяемым углом отклонения позволит сохранять оптимальными значения аэродинамической эффективности во время всего полета. В таблице 1 приведены значения данных коэффициентов для различных типов воздушных судов.

Аэродинамическая эффективность указана усредненно для всех режимов полета. Коэффициенты h , b , h_h - выбирались на основе рекомендаций [8]. Результаты расчетов приведены в таблице 1

Таблица 1. Сравнение собственной аэродинамической эффективности винглетов различных моделей.

№	Тип воздушного судна	h/b	h_h/b	$k_{e,WL,total}$	$k_{e,WL,v}$	k_{WL}	$1/k_{WL}$
1	B747-400	6.25%	4.00%	1.096	0.940	-	-
2	B737-800	7.58%	2.14%	1.105	1.016	18.94	5.3%
3	MD-11	5.57%	0.44%	1.096	1.077	2.95	33.9%
4	A320 neo	6.79%	0.00%	1.111	1.111	2.51	39.8%
5	A380 plus	5.89%	1.50%	1.111	1.047	5.06	19.8%
6	Самолет с винглетами изменяемого угла наклона	5.63%	0.53%	1.103	1.016	2.05	48,8%

Для количественной оценки топливной эффективности установки винглета с изменяемым углом отклонения, с учетом того, что во время полета изменяется площадь и удлинение крыла (из-за изменения угла наклона винглетов) в соответствии с изменением скорости полета, перегрузки и угла атаки воспользуемся методом, предложенным в статьях [9-10]. Заметим, что вклад массы поворотного механизма, можно оценить аналогичным образом, как и массу складного механизма крыла самолета палубного базирования. Для удобства обобщим данные в таблицу.

Таблица 2. Сравнение характеристик самолета с винглетами с самолетом без них на примере Ил-96-300.

Летно-технические характеристики	Ил-96-300 Базовый	Ил-96-300 С винглетами
Размах крыла $l, м$	60,1	67,1
$l_{aэp}, м$	-	64,9
Площадь крыла в плане $S, м^2$	391,6	391,6
Угол стреловидности крыла по линии четверти хорды $\chi_{н.к.}, °$	32	32
Удлинение крыла λ	9,2	11,5
Сужение крыла η	3,5	3,5
Расстояние от плоскости симметрии самолета до средней аэродинамической хорды крыла $z_a, м$	12,2	13,7
Коэффициент индуктивного сопротивления $C_{x_{инд}}$	0,0104	0,00781
Коэффициент аэродинамического сопротивления C_{x_a}	0,0386	0,0361
Уменьшение общего лобового сопротивления $\Delta C_{x_a}, \%$	-6,5	
Максимальная взлетная масса самолета $m, т$	250	?
Масса топлива $m_m, т$	80	?
Масса крыла по (11) $m_{кр}, т$	28,5	-
Масса крыла по (11)+(12) $m_{кр}, т$	-	28,9
Прирост массы самолета за счет установки винглетов и поворотного механизма $\Delta m_{кр скл0}, т$	-	0,3
Изменение массы топлива за счет изменения сопротивления $\Delta m_m \Delta C_{x_a0}, т$	-	-4
Коэффициент чувствительности взлетной массы μ_m	1,32	-
Конечное изменение взлетной массы $\Delta m, т$	-4,45	

Изменение в массе топлива $\Delta m_m, m$	-6,3
Относительное изменение в массе топлива $\Delta m_m / m_m$ 100%	-7,87

В качестве характерного размера используем расстояние от плоскости симметрии самолета до средней аэродинамической хорды крыла z_a, M [11]:

$$z_a = \frac{l}{6} \left(1 + \frac{1}{\eta + 1} \right) \quad (6)$$

Коэффициент индуктивного сопротивления [12]:

$$C_{x_{a \text{ инд}}} = \frac{C_{y_a}^2}{\pi \lambda e w} \quad (7)$$

Коэффициент подъемной силы

$$C_{y_a} = \frac{2m(1 - 0,4\bar{m}_m)g}{\rho V^2 S}$$

Коэффициент Освальда:

$$e = 4,61 \left(1 - 0,045 \lambda^{0,68} \right) (\cos \chi_{1e})^{0,15} - 3,1 \quad (8)$$

Коэффициент, учитывающий наличие винглетов:

$$w = 1 + 1,9 \frac{h_{\text{винглет}}}{l} \quad (9)$$

где $h_{\text{винглет}}$ – высота винглета.

Коэффициент аэродинамического сопротивления при полете на дозвуковой скорости:

$$C_{x_a} = C_{x_{a \text{ инд}}} + C_{x_{a \text{ проф}}} = C_{x_{a0}} + \frac{C_{y_a}^2}{\pi \lambda e} \quad (10)$$

Масса крыла [13]:

$$m_{кр} = \frac{n_y^P \lambda \psi 0,0224 \sqrt{m}}{p_0 \bar{c}_0^{0,75} (\cos \chi_{0,25})^{1,5}} \left(0,85 + \frac{\bar{c}_0 - 1}{\eta + 3} \right) k_1 + \frac{4,5 k_2 k_3}{p_0} + 0,01 \quad (11)$$

где n_y^P – расчетная перегрузка, $p_0 = mg / S$ – удельная нагрузка на крыло, \bar{c}_0, \bar{c}_k – относительные толщины профиля в корневом и концевом сечениях, $\psi = 0,92 - 0,5\bar{m}_m - 0,1k_{\text{дв}}$ – коэффициент, учитывающий разгрузку крыла изгибающими моментами от топлива и сосредоточенных нагрузок на крыле, $k_{\text{дв}}$ – коэффициент, учитывающий расположение двигателей на крыле (для двигателей на крыле $k_{\text{дв}} = 1$), k_1 – коэффициент, учитывающий ресурс крыла ($k_1 = 1,1$), k_2 – коэффициент, учитывающий используемый вид механизации крыла ($k_2 = 1,5$), k_3 – коэффициент, учитывающий вид герметизации топливных баков ($k_3 = 1,1$).

Масса всего устройства, связанная с отклонением винглетов по аналогии с работой, проведенной в [14] (рис.5):

$$m_{\text{пов}} = m_{\text{вст}} + m_{\text{мех.пов}} + m_{\text{мех.фикс}} \quad (12)$$

где $m_{\text{вст}}$ – масса силовой вставки в районе узла поворота, $m_{\text{мех.пов}}$ – масса механизма с приводом для поворота, $m_{\text{мех.фикс}}$ – масса элемента, обеспечивающего фиксацию винглета в определенном положении.

Изменение массы топлива за счет изменения сопротивления:

$$\Delta m_m X_{C_{x_{a0}}} = \frac{k_{m_{кр}} m_m \Delta C_{x_a}}{C_{x_a}} \quad (13)$$

где $k_{m_{кр}} = m_{m_{кр}} / m_m$ статистический коэффициент, учитывающий долю массы топлива, расходуемого на крейсерском режиме полета к общей массе топлива.

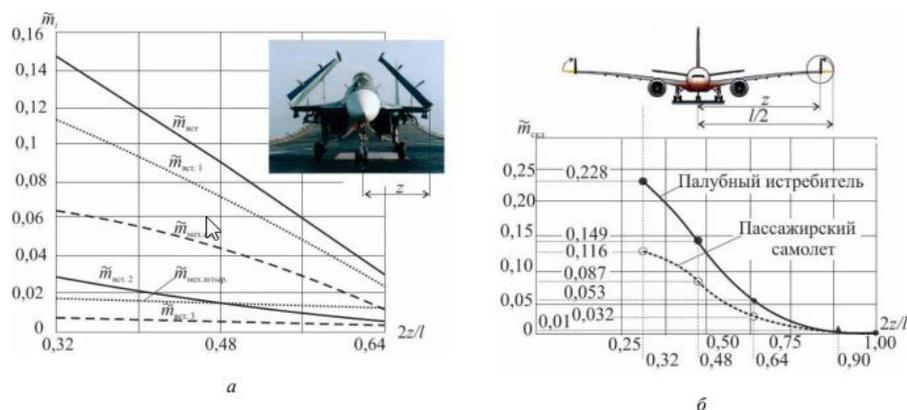


Рис. 5. Относительные массы элементов устройств для складывания по размаху крыла кессонной силовой схемы: а – для палубного истребителя [13]; б – относительные массы всего устройства для истребителя [13] и пассажирского самолета

Коэффициент чувствительности взлетной массы:

$$\mu_m = \frac{1}{1 - \left(\frac{\bar{m}_{кр}}{\bar{m}_m} + \frac{\bar{m}_m c_{xa\ кр}}{c_{xa}} \right)} \quad (14)$$

Конечное изменение взлетной массы при начальном изменении i -й функциональной массы Δm_{i0} :

$$\Delta m = \frac{\partial m}{\partial m_i} \Delta m_{i0} = \mu_{mi} \Delta m_{i0} \quad (15)$$

где μ_{mi} – коэффициент чувствительности взлетной массы.

Изменение в расходе топлива [14]:

$$\Delta m_m = \Delta m_{m0} + \bar{m}_m \left(1 - \frac{c_{xa\ \phi}}{c_{xa}} \right) \Delta m \quad (16)$$

В итоге средние затраты топлива снизились на 7,87%

В ходе работы проведено сравнение имеющихся функциональных типов винглет. Смоделированы процессы обтекания крыла при различных углах наклона вингелта, построены соответствующие поляры для данных углов наклона вингелта, определен коэффициент аэродинамического качества. Предложили рекомендации по настройке винглетов на разных этапах полета с учетом улучшения аэродинамических характеристик по сравнению с крылом без винглетов и концепцию механизма, обеспечивающего отклонение винглет. Средние затраты топлива снизились на 7,87%. Сделана общая оценка эффективности использования данного типа законцовок.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Р.А. Лэй

Библиографический список

1. Sankrithi M., Frommer J. Controllable winglets// United States Patent US7744038B2, 2010.
2. Allen J. Articulating winglets// United States Patent US5988563A, 1999.
3. Fox S., Kordel J., Townsend K., Lassen M., Gardner M., Good M. Wing fold system rotating latch// United States Patent US9469392B2, 2016.
4. Zhang L., Ma D., Yang M., Wang S. Optimization and analysis of winglet configuration for solar aircraft// Chinese Journal of Aeronautics, 2020.
5. Москаленко В.О., Цой А.И., Недогарок А.А. Исследование аэродинамических характеристик с законцовками различной формы. Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, вып. 10.
6. Патент РФ № 2 698 600, 28.04.2017.
7. Scholz D. Definition and discussion of the intrinsic efficiency of winglets// Aerospace Europe CEAS 2017 Conference, 2017.
8. Гуереш Д., Попов С.А. Улучшение аэродинамики крыла пассажирского самолета с помощью законцовки треугольной формы в плане. Научный вестник МГТУ ГА. 2018;21(1):124-136. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2018-21-1-124-136>
9. Ярыгина М.В., Попов Ю.И. Формирование весовой формулы складного крыла // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2012. № 2. С. 8–12.
10. Попов Ю.И., Ярыгина М.В. Методика весового анализа складного крыла самолета палубного базирования [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2011. № 43. 23 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24860> (дата обращения: 01.03.2022).
11. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: справочник. М.: Машиностроение, 1982. 149 с.
12. Raymer D.P. Aircraft design: A conceptual approach. 6th ed. Publisher: American Institute of Aeronautics & Ast, 2018. 1062 p.

13. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. и др. Проектирование самолетов: учебник для вузов / Под ред. М.А. Погосяна. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.

14. Kretov A. Sensitivity factors of aircraft mass for the conceptual design // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2021. Vol. 93, no. 9. Pp. 1470–1477. DOI: 10.1108/AEAT-11-2020-0256

УДК 629.783

КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ И ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЦЕЛЕВЫХ СИСТЕМ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СВЯЗИ

А.В. Ольшанский

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

Современные тенденции в использовании космических средств для решения различных задач требуют создания отечественной низкоорбитальной группировки связи на основе малых космических аппаратов (МКА). Такая орбитальная группировка будет обладать рядом преимуществ, включая низкую стоимость создания, высокую оперативность развертывания и возможность обеспечения глобального информационного обмена между малогабаритными абонентскими терминалами.

Создание орбитальной группировки МКА связи требует решения комплекса сложных технических задач. В первую очередь необходимо определить оптимальную баллистическую структуру орбитальной группировки и оптимальные параметры бортовых ретрансляторов. Указанные параметры тесно связаны между собой и существенно влияют на экономические показатели проекта. Однако в современных методиках проектирования отсутствует комплексный подход, учитывающий одновременно указанные аспекты создания систем на базе МКА. В связи с этим актуальной научной задачей является разработка методики и проведение комплексной оптимизации параметров бортовых ретрансляторов и баллистической структуры низкоорбитальной группировки МКА связи. Настоящая работа посвящена решению данной задачи.

Разработанная методика включает в себя методику расчета параметров орбитальной группировки, методику расчета параметров ретранслятора и блок оптимизации.

Методика расчета параметров орбитальной группировки предусматривает обеспечение глобального непрерывного обзора поверхности Земли, при котором любая точка поверхности Земли в любой момент времени попадает в зону обзора бортового ретранслятора хотя бы одного из МКА группировки. Предполагается, что орбиты МКА круговые одинаковых радиусов и наклонений, углы обзора бортовой аппаратуры у всех МКА одинаковые.

Выполнение условия непрерывности существенно зависит от географического положения точки на поверхности Земли. Для этого рассматривается два крайних случая:

- точка, подлежащая обзору, находится на полюсе Земли;
- точка находится на экваторе.

В первом случае необходимо обеспечить постоянное нахождение полюсов Земли в области обзора хотя бы одного МКА. Это требование обеспечивается выбором ширины полосы обзора МКА, расположенных на одной орбите, и выбором наклонения орбит МКА.

Во втором случае необходимо обеспечить отсутствие разрыва между полосами обзора МКА, расположенных на соседних орбите.

МКА, расположенные на одной орбите и равномерно разнесенные по аргументу широты, образуют полосу непрерывного обзора шириной $2b$ (рисунок 1).

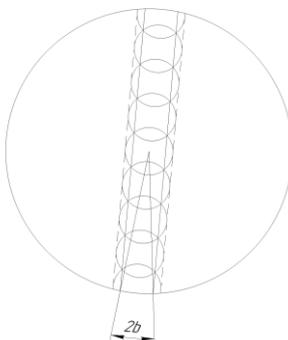


Рисунок 1 – Определение полосы непрерывного обзора

При этом угловое расстояние между МКА составляет величину $2a$ (рисунок 2). На рисунке 2 представлены также зоны обзора соседних спутников, расположенных на одной орбите, расстояние $2a$ – угловой размер между двумя спутниками, b – половина ширины полосы непрерывного обзора спутника и θ – угловой размер зоны радиовидимости.

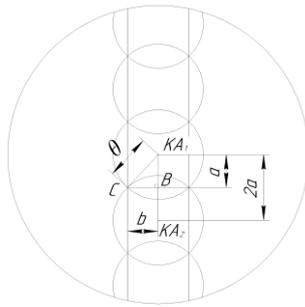


Рисунок 2 – Определение углового расстояния между МКА

Из сферического треугольника BKA_1C половина углового расстояния между соседними МКА может быть определена следующим образом:

$$a = \arccos\left(\frac{\cos\theta}{\cos b}\right).$$

Угол θ определяется следующим образом. На рисунке 3 представлены геометрические соотношения, характеризующие положение МКА относительно земной станции (точка В). Спутник наблюдается из точки В под углом места δ . Точка С является подспутниковой точкой – точкой пересечения радиус-вектора МКА с поверхностью Земли. Точка О – притягивающий центр. Угол γ – угол обзора бортовой аппаратуры.

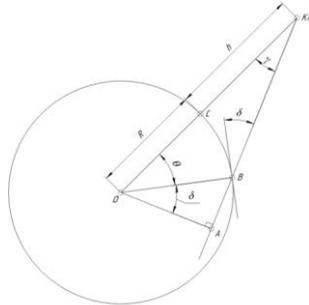


Рисунок 3 – Определение геоцентрического угла обзора КА

Из рисунка 3:

$$\theta = \arccos\left(\frac{R}{H_{кр} + R} \cos(\delta)\right) - \delta.$$

Полоса непрерывного обзора $2b$ определяется следующим образом. На рисунке 4 представлены геометрические соотношения, характеризующие взаимное расположение орбитальных плоскостей. Углы α_1 и α_2 определяют положение орбитальных плоскостей относительно друг друга, угол i – наклонение орбиты к плоскости экватора, одинаковое для всех показанных орбит, $2b_1$ и $2b_2$ угловые размеры полос непрерывного обзора.

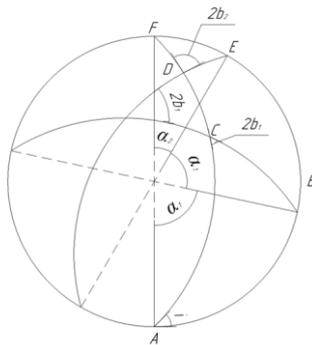


Рисунок 4 – Геометрическая схема определения угловых параметров орбитальных плоскостей

Дуги α_1 и α_2 связаны соотношением $(m-1)\alpha_1 + \alpha_2 = \pi$, тогда из равенства $b_1 = b_2 = b$ (b_1 и b_2 определяются из сферических треугольников ACB и EDF соответственно) уравнение для определения дуги α_1 имеет следующий вид:

$$2\cos^2(i) + \sin^2(i) \times (\cos(\alpha_1) + \cos([m-1]\alpha_1)) = 0.$$

Тогда итоговое уравнение для нахождения полосы непрерывного обзора имеет вид:

$$b = \frac{1}{2} \arccos(\cos^2(i) + \sin^2(i) \times \cos(\alpha_1)).$$

Наклонение может быть определено из следующей формулы:

$$i=90^{\circ}-b.$$

Из условия обеспечения непрерывного обзора земной поверхности количество плоскостей определяется следующим образом:

$$m=\left[\frac{\pi}{2b}\right]+1.$$

Количество МКА в плоскости определяется следующим образом:

$$n=\left[\frac{\pi}{a}\right]+1.$$

Для обеспечения глобального непрерывного обзора общее количество МКА системы N определяется как произведение числа плоскостей орбит m на количество МКА в одной плоскости n :

$$N=m \times n.$$

Методика определения параметров бортового ретранслятора предполагает использование активных бортовых ретрансляторов с фазированными антенными решетками (ФАР).

Полагается, что ФАР использует многолучевой способ приема и передачи информации с одинаковым углом обзора лучей. Каждый из лучей обеспечивает сканирование определенной области [2] (рисунок 5).

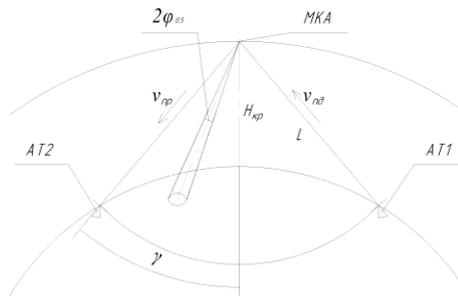


Рисунок 5 – Зона обзора ФАР и зона обзора единичного луча

Угол обзора приемной и передающей ФАР определяется следующим образом (рис.3):

$$\gamma=\arcsin\left(\cos(\delta)\times\frac{R}{H_{кр}+R}\right).$$

Рассмотрим канал приема информации АТ1-МКА. Мощность на входе в приемник ФАР МКА ($N_{вх.МКА}$) для абонентских терминалов, расположенных между лучами ФАР, описывается формулой [3]:

$$N_{вх.МКА}=\frac{1}{2}\times q_{КА}\times S_{эфф.пр.МКА}, \#(1)$$

где $q_{КА}$ – плотность потока мощности, созданная передающей антенной АТ, в окрестности МКА, $S_{эфф.пр.МКА}$ – эффективная площадь раскрыва приемной ФАР МКА.

Эффективная площадь раскрыва приемной ФАР МКА $S_{эфф.пр.МКА}$ определяется следующим образом:

$$S_{эфф.пр.МКА}=S_{пр.МКА}\times k_{п}, \#(2)$$

где $S_{пр.МКА}$ – площадь приемной ФАР МКА, $k_{п}$ – коэффициент полезного использования площади раскрыва антенны.

Учитывая выражения (1, 2), выражение для определения площади приемной ФАР МКА имеет следующий вид:

$$S_{пр.МКА}=\frac{2\times N_{вх.МКА}}{q_{КА}\times k_{п}}.$$

Для определения массы приемной ФАР МКА используется удельная масса ФАР ($\gamma_{ФАР}$):

$$M_{пр.МКА}=\gamma_{ФАР}\times S_{пр.МКА}. \#(3)$$

Рассмотрим канал передачи информации МКА-АТ2. Площадь передающей ФАР можно определить по следующей формуле [2]:

$$S_{пд.МКА}=\left(\frac{0.886\times\lambda_{КА}}{\varphi_{0.5}\times\cos(\gamma)}\right)^2,$$

где $\lambda_{КА}$ – длина волны передатчиков МКА; $\varphi_{0.5}$ – ширина диаграммы направленности лучей по уровню половинной мощности.

Учитывая удельную массу ФАР, масса передающей ФАР ($M_{пд.МКА}$) определяется аналогично выражению (3).

Мощность передатчика ФАР МКА описывается формулой [3]:

$$N_{\text{пер.ФАР}} = \frac{8 \times \pi \times L^2 \times q_{\text{АТ}} \times k_{\text{АТ}}}{\text{КНД}_{\text{ФАР}}},$$

где $k_{\text{АТ}}$ – коэффициент рассеивания радиоволн в атмосфере; $\text{КНД}_{\text{ФАР}}$ – коэффициент направленного действия ФАР; $q_{\text{АТ}}$ – плотность потока мощности, созданная передающей ФАР МКА в месте приема информации.

Коэффициент направленного действия ФАР описывается следующей формулой [2]:

$$\text{КНД}_{\text{ФАР}} = \frac{4 \times \pi \times S_{\text{эфф.пд.МКА}}}{\lambda_{\text{КА}}^2} \times \cos(\gamma),$$

где $S_{\text{эфф.пд.МКА}}$ – эффективная площадь раскрыва передающей ФАР МКА определяется аналогично выражению (2).

Мощность ретранслятора определяется следующим образом:

$$N_{\text{р}} = N_{\text{пер.ФАР}} \times n_{\text{т}},$$

где $n_{\text{т}}$ – количество транспондеров, численно равно количеству формируемых лучей.

Электрическая мощность, потребляемая ретранслятором, описывается формулой:

$$N_{\text{эл.р}} = \frac{N_{\text{р}}}{\eta_{\text{р}}},$$

где $\eta_{\text{р}}$ – КПД ретранслятора.

Масса транспондеров определяется с использованием удельной массы транспондеров ($\gamma_{\text{т}}$):

$$M_{\text{т}} = \gamma_{\text{т}} \times N_{\text{р}},$$

Массу МКА можно определить по следующей формуле:

$$M_{\text{МКА}} = M_{\text{р}} \times \gamma_{\text{МКА}},$$

где $M_{\text{р}} = M_{\text{пд.МКА}} + M_{\text{т}} + M_{\text{пр.МКА}}$; $\gamma_{\text{МКА}}$ – массовый коэффициент МКА.

Постановку задачи оптимизации можно сформулировать следующим образом. Необходимо определить оптимальную структуру низкоорбитальной группировки МКА и проектные параметры бортового ретранслятора, которые обеспечивают минимальную стоимость связи, исходя из условия обеспечения непрерывной связи в любом районе Земли, а также условия обеспечения требуемого значения мощности каналов связи. В качестве косвенного показателя стоимости связи использована суммарная масса космических аппаратов орбитальной группировки.

Оптимизируемыми параметрами являются: высота рабочей орбиты $H_{\text{кр}}$, количество плоскостей m , ширина диаграммы направленности ФАР $\varphi_{0.5}$.

В качестве критерия оптимизации использовалось требование минимизации суммарной массы МКА, выводимых на орбиту:

$$M_{\Sigma} = \min \left(N(m, H_{\text{кр}}) \times M_{\text{МКА}} \left(M_{\text{р}}(\varphi_{0.5}, H_{\text{кр}}) \right) \right).$$

В данной работе комплексная оптимизация баллистической структуры и проектных параметров целевых систем орбитальной группировки МКА связи реализована с помощью программного комплекса Mathcad.

В результате реализации данной методики были получены зависимости суммарной массы МКА и ее составляющих от оптимизируемых параметров (рисунки 6, 7, 8). На рисунке 6 представлена зависимость суммарной массы МКА и количества МКА от числа плоскостей.

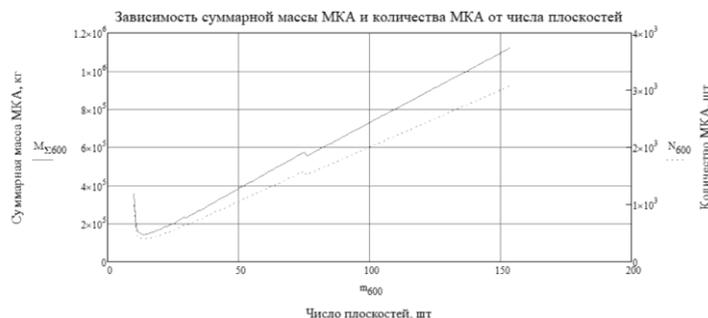


Рисунок 6 – Зависимость суммарной массы МКА и количества МКА от числа плоскостей

Зависимость количества МКА и суммарной массы от числа плоскостей имеет выраженный минимум. При минимальном количестве плоскостей каждая плоскость должна обеспечивать максимально широкую полосу обзора, что требует размещения большого числа спутников для компенсации ограниченного числа плоскостей, это приводит к росту общего количества МКА в системе. Увеличение числа плоскостей снижает ширину полосы обзора, позволяя каждой плоскости покрывать меньшую площадь и распределяя спутники более равномерно, в этом случае достигается минимум общего количества МКА за счет оптимального баланса между числом плоскостей и числом

спутников в них, что обеспечивает наиболее эффективное решение для задачи покрытия. Однако дальнейшее увеличение числа плоскостей приводит к чрезмерному сужению полосы обзора, требуя хотя бы минимального количества спутников в каждой плоскости, несмотря на уменьшение числа спутников в отдельных плоскостях, их общее количество.

На рисунке 7 представлена зависимость суммарной массы МКА и массы ретранслятора от ширины диаграммы направленности.

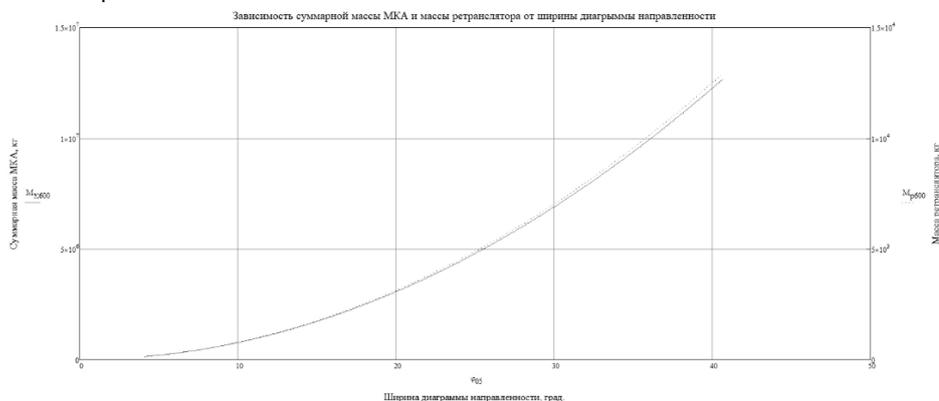


Рисунок 7 – Зависимость массы ретранслятора от ширины диаграммы направленности

Зависимость массы ретранслятора, как и суммарной массы, от ширины диаграммы направленности возрастает, это обусловлено следующим фактором. Расширение диаграммы снижает коэффициент направленного действия антенн, что требует увеличения мощности передатчика для поддержания необходимого уровня сигнала. Это сопровождается ростом массы источников питания, усилителей и других компонентов системы.

На рисунке 8 представлена зависимость суммарной массы МКА и ее составляющих от высоты орбиты.

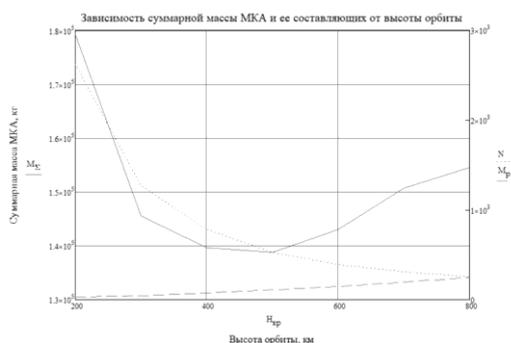


Рисунок 8 – Зависимость суммарной массы МКА от высоты орбиты

Зависимость имеет минимум, это объясняется следующими факторами. С увеличением высоты орбиты зона видимости каждого МКА расширяется, что приводит к уменьшению необходимого количества аппаратов для обеспечения глобальной связи. В то же время, рост высоты орбиты увеличивает расстояние между МКА и абонентами, что требует повышения энергетических характеристик системы связи и, как следствие, увеличения массы бортовых ретрансляторов и системы электропитания.

Оптимальные значения параметров баллистической структуры и проектных параметров МКА представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Оптимальные значения параметров баллистической структуры и проектных параметров низкоорбитальной группировки МКА связи

Параметр	Обозначение	Значение
Высота орбиты, км	$H_{кр}$	500
Количество аппаратов, шт	N	527
Масса МКА, кг	$M_{МКА}$	263.263
Масса ретранслятора, кг	M_P	105.305
Ширина диаграммы направленности по уровню половинной мощности, град.	$\varphi_{0.5}$	4.07
Площадь приемной ФАР, м ²	$S_{пр.МКА}$	0.198
Площадь передающей ФАР, м ²	$S_{пд.МКА}$	0.295
Мощность ретранслятора, Вт	N_p	2263
Мощность передатчика ФАР, Вт	$N_{пер.ФАР}$	141.411

Электрическая мощность, потребляемая ретранслятором, Вт	$N_{эл.р}$	5656
Суммарная масса МКА, кг	M_{Σ}	138740

Разработанная методика и полученные результаты могут быть использованы при проектировании отечественной низкоорбитальной группировки малых космических аппаратов связи.

Научный руководитель – д.т.н., профессор В.И. Ермолаев

Библиографический список

1. Аверкиев Н.Ф., Богачев С.А., Васьков С.А. Основы теории полета летательных аппаратов. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2013. – 242 с.
2. Антенны и устройства СВЧ (Проектирование фазированных антенных решеток) / Д.И. Воскресенский, В.Л. Гостюхин, Р.А. Грановская, К.И. Гринева. – Москва: Радио и связь, 1981. – 430 с.
3. Баскаков, С. И. Электродинамика и распространение радиоволн / С. И. Баскаков. – Москва: Высшая школа, 1992. – 416 с.
4. Диаграммообразование в антенных решетках / И.Б. Вендик, О.Г. Вендик, Д.С. Козлов, И.В. Мунина. – Москва: ООО "Физматлит", 2020. – 112 с.
5. Иванов, Н.М. Баллистика и навигация космических аппаратов: учебник для вузов / Н.М. Иванов, Л.Н. Лысенко. – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 523 с.
6. Эльясберг, П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. / П.Е. Эльясберг. – М : Наука, 1965. – 540 с.

УДК 629.78

СОВРЕМЕННЫЕ МАЛЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

А.В. Мокеев, В.В. Ходосов

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

Основное преимущество современных малых космических аппаратов (МКА) заключается в быстром создании (обычно 12–18 месяцев) и сравнительно небольших затратах. Они максимально используют современные микроэлектронные технологии, готовые коммерческие компоненты, обеспечивающие функциональность и минимизирующие зависимость от сложных механизмов, развешиваемых конструкций и т. д.

Проектирование спутников осуществляется с учётом заданных ограничений по затратам, чтобы обеспечить выполнение задачи в течение установленного срока службы. Цели выведения МКА тщательно соотносятся с бюджетом, и обычно выражаются в желании достичь 80% стандартных результатов полёта, используя лишь 20% типичных расходов. Такой подход позволяет минимизировать затраты, сохраняя необходимую эффективность. Грамотное управление рисками способствует увеличению частоты запусков и повышению их регулярности. Философия проектирования МКА контрастируют с программой для обычных космических аппаратов (КА) рис. 1.



Рис. 1. Сравнение философий планирования обычной миссии и миссии малого спутника

При создании МКА активно применяются новейшие технологические решения, ранее не использовавшиеся в космических миссиях. Это вызывает закономерный вопрос: насколько надёжно они смогут функционировать в условиях открытого космоса? Особенно это касается разработок, изначально не адаптированных к экстремальным нагрузкам космической среды [1].

Для традиционных космических миссий отведено достаточно времени и средств на комплексное наземное тестирование. Однако если основной приоритет проекта – снижение затрат и минимизация временного разрыва между разработкой и запуском, проведение длительных испытаний становится нежелательным. В таких случаях применяется другой подход: риски при использовании серийных коммерческих компонентов уменьшаются за счёт продуманной конструкции, профессионального опыта разработчиков и тестирования на уровне всей системы, а не отдельных её элементов. Этот метод требует глубокого понимания условий космической среды, в которой предстоит работать аппарату. При проектировании необходимо применять соответствующие технологии и учитывать все требуемые допуски.

Основные принципы, определяющие процесс проектирования малых космических аппаратов:

- Сокращение числа различных типов материалов и компонентов.
- Исключение из конструкции веществ с высокой токсичностью, нестабильных соединений и потенциально взрывоопасных элементов.
- Упрощение интерфейса.
- Минимизация количества подвижных элементов, повышающих сложность системы.
- Применение пассивных методов обеспечения теплового режима.
- Использование ранее протестированных комплектующих для критически важных подсистем.
- Оптимальный запас прочности без избыточного увеличения массы.
- Обеспечение автономности работы отдельных систем, избегая сложных зависимостей.
- Применение строго отобранных компонентов там, где это возможно.
- Использование серийных промышленных элементов для повышения доступности.
- Реализация многоуровневой архитектуры с высокой отказоустойчивостью.
- Проведение испытаний на отказ.

Решение инженерных задач, касающихся проектирования, тестирования и эксплуатации микроспутника — это еще не все. Для успешной реализации проекта по созданию экономичного и технологически сложного малого спутника необходимо грамотное управление всеми этапами разработки.

Проектирование и управление МКА требуют принципиально нового подхода, так как программы их создания ориентированы на строгий контроль затрат и максимальную производительность для достижения целей миссии. Попытки реализации таких проектов крупными аэрокосмическими корпорациями часто оказывались неэффективными из-за чрезмерно бюрократизированной системы управления. Достичь успеха позволяют компактные команды (до 25 человек), работающие в условиях тесного взаимодействия, с развитой системой коммуникации, нестандартным подходом к решению задач и оперативно принимающими решения руководителями

Наиболее эффективными для таких проектов являются небольшие компании и исследовательские коллективы, а не крупные аэрокосмические корпорации. Последние ориентированы на реализацию масштабных миссий, что зачастую делает их менее гибкими в вопросах изменения методологии работы и внедрения нестандартных решений, необходимых для разработки современных малых спутников.

Ключевые факторы, определяющие успешность разработки малых космических аппаратов:

- Инженеры с высоким уровнем компетенций и стремлением к внедрению инновационных решений.
- Компактные команды специалистов, обладающие высокой мотивацией.
- Личная ответственность каждого участника за качество выполняемой работы.
- Эффективная внутренняя коммуникация.
- Чётко сформулированные задачи и рамки проекта.
- Квалифицированное управление процессами на всех этапах разработки.
- Сжатые сроки.

При проектировании малых спутников важно предусмотреть резерв для критически значимых подсистем платформы. Однако это не сводится к простому дублированию компонентов, а требует применения многоуровневой архитектуры. В такой системе каждый новый резервный уровень опирается на широкий спектр проверенных технологий, повышая общую надёжность аппарата. Верхние уровни системы включают передовые высокопроизводительные компоненты, которые ранее не применялись в подобных условиях, что позволяет значительно расширить функциональные возможности аппарата. В то же время уровни ниже опираются на уже испытанные технологии, способные выполнять аналогичные задачи, но с несколько меньшей эффективностью. Компоненты, продемонстрировавшие стабильную работу в ходе миссии, признаются пригодными для дальнейшего применения в будущих космических аппаратах. Такой подход обеспечивает постепенное улучшение характеристик спутников за счёт эволюционного обновления их систем от одной версии к другой.

Обычно спутник управляется основным компьютером и многозадачной операционной системой, работающей в режиме реального времени. Все инструкции в области дистанционного управления заносятся в «дневник» наземной станции, а затем передаются на бортовой компьютер космического аппарата для исполнения (иногда немедленного, но чаще отсроченного). Бортовой компьютер может также автономно давать собственные команды по дистанционному управлению в ответ на те или иные показания датчиков. Телеметрические данные с бортовых систем платформы и полезной нагрузки собираются и отслеживаются бортовым компьютером и сразу же передаются на землю или накапливаются в бортовом запоминающем устройстве, если спутник находится за пределами зоны контроля наземной станции. Бортовые компьютеры также управляют системами ориентации и запуска в соответствии с алгоритмами, поступающими с различных датчиков положения. Для МКА применяются специализированные маломощные процессоры с низким энергопотреблением и радиационной защитой. Например, наиболее распространённые решения включают ISIS iOBC, Pumpkin CubeSat Kit MBM2, а также BeagleBone Black Industrial [3].

Подобный подход позволяет использовать универсальные комплектующие, которые легко заменить на более новые модели и улучшить характеристики, как отдельных компонентов, так и всей системы в целом, без необходимости полной перестройки последней.

Задача работы заключается в разработке архитектуры современного малого космического аппарата и обосновании совместимости ключевых вычислительных компонентов. На рис. 2. показана архитектура МКА.

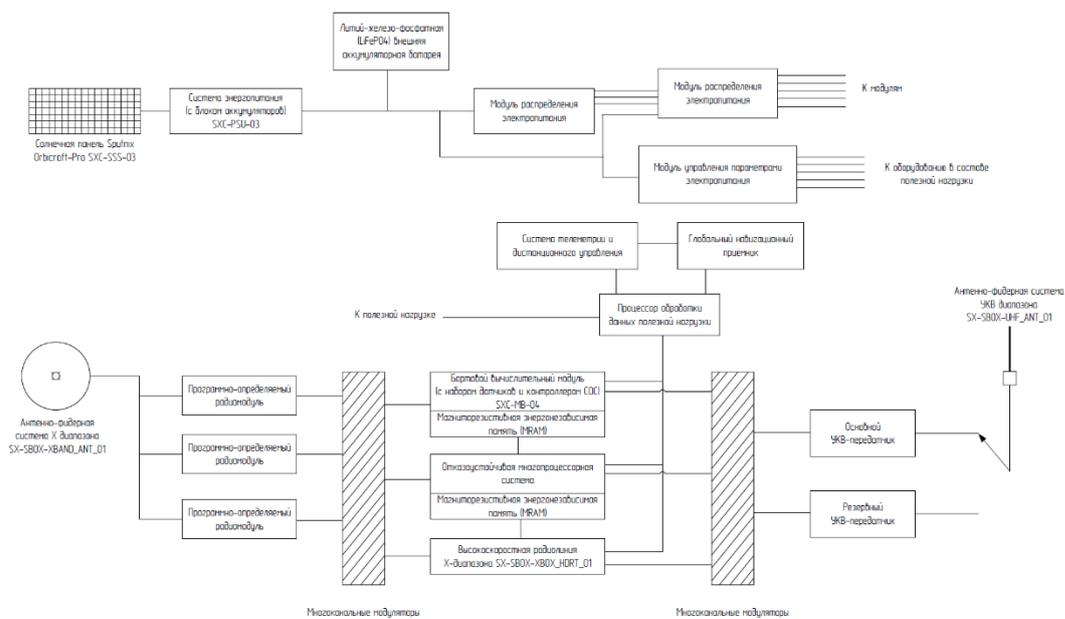


Рис. 2. Архитектура системы малого космического аппарата

Архитектура малого космического аппарата

Система энергоснабжения [2]:

- Солнечная панель Sputnik Orbicraft-Pro SXC-SSS-03 (Россия) – использует кремниевые фотоэлектрические преобразователи и встроенные электромагнитные катушки.
- Система энергопитания (с блоком аккумуляторов) SXC-PSU-03 (Россия) – Система энергопитания SXC-PSU-03 управляет энергопитанием спутника от аккумуляторного блока SXC-BAT-03 и панелей солнечных батарей.
- Литий-железо-фосфатная (LiFePO₄) аккумуляторная батарея – надёжный источник энергии с длительным сроком службы и высокой безопасностью.
- Модули распределения электропитания – регулируют подачу энергии к различным подсистемам аппарата.
- Модуль управления параметрами электропитания – оптимизирует использование энергии и предотвращает перегрузки.

Бортовая вычислительная система:

- Бортовой вычислительный модуль (с набором датчиков и контроллером СОС) SXC-MB-04 (Россия) – основной вычислительный блок, управляющий всеми системами спутника.
- Магниторезистивная энергонезависимая память – высоконадежное хранилище данных, устойчивое к радиации.
- Отказоустойчивая многопроцессорная система для параллельной обработки данных, обеспечения стабильной работы и быстрого реагирования.
- Высокоскоростная радиолиния X-диапазона (ВРЛ-Х) SX-SBOX-XBOX_HDRT_01 (Россия) – предназначена для организации высокоскоростного радиоканала между КА и наземные станции приёма целевой информации.

Система связи:

- Антенно-фидерная система X диапазона SX-SBOX-XBAND_ANT_01 (Россия) – представляет собой двухзеркальную антенну Кассегрена, предназначенную для организации высокоскоростных радиолиний КА.
- Программно-определяемые радиомодули – гибкая система связи, позволяющая адаптироваться к изменяющимся условиям.
- Основной и резервный УКВ-передатчики – обеспечивают передачу команд и телеметрии.
- Антенно-фидерная система УКВ диапазона SX-SBOX-UHF_ANT_01 (Россия) – поддерживает связь на ультравысоких частотах.

Телеметрия и управление полезной нагрузкой:

- Система телеметрии и дистанционного управления – собирает данные о состоянии спутника и передаёт команды с Земли.
- Глобальный навигационный приёмник – определяет точное положение аппарата в пространстве.
- Процессор обработки данных полезной нагрузки – обрабатывает информацию с научных приборов и датчиков.

Обеспечение совместимости ключевых вычислительных компонентов

При проектировании малого космического аппарата необходимо учитывать совместимость вычислительных модулей, системы энергоснабжения и системы связи. Используемые компоненты должны работать в единой архитектуре, обеспечивая надежность и отказоустойчивость системы.

Совместимость системы энергоснабжения и бортовой вычислительной системы

Система энергоснабжения SXC-PSU-03 поддерживает работу с солнечными панелями Sputnik Orbicraft-Pro SXC-SSS-03, обеспечивая алгоритм отслеживания точки максимальной мощности. Это гарантирует высокую эффективность преобразования энергии при разных уровнях освещенности и позволяет подключать до 14 панелей в одном устройстве. SXC-PSU-03 передает данные о состоянии системы энергоснабжения (заряд, ток, напряжение, температурные показатели) по шине CAN, что полностью совместимо с бортовым вычислительным модулем SXC-MB-04. Встроенные сторожевые таймеры системы SXC-PSU-03 работают в одной архитектуре с бортовым вычислительным модулем SXC-MB-04, что исключает программные зависания и гарантирует возможность сброса системы управления спутника в случае сбоя [4].

Совместимость бортового вычислительного модуля и системы связи

Бортовой вычислительный модуль SXC-MB-04 использует процессорный модуль Raspberry Pi CM3, подключенный через интерфейсы CAN, UART, SPI и I2C. Эти интерфейсы позволяют эффективно взаимодействовать с системой энергоснабжения, полезной нагрузкой и модулями связи. Все устройства на борту подключены к единой бортовой шине CAN, что обеспечивает надежную передачу данных между вычислительным модулем, системой ориентации и стабилизации, а также модулем управления полезной нагрузкой.

Бортовой вычислительный модуль совместим с системой связи, так как передача команд и телеметрии осуществляется через программно-определяемый радиомодуль и интерфейсы связи UART и CAN, поддерживаемые системой ВРЛ-Х (SX-SBOX-XBOX_HDRT_01) [5].

Высокоскоростная радиолиния X-диапазона передает данные через активную фазированную антенную решетку, что обеспечивает адаптивную настройку скорости передачи данных в зависимости от расстояния до КА и погодных условий [6].

Для передачи телеметрических данных и команд управления используется Антенно-фидерная система УКВ диапазона, которая также подключена к бортовой вычислительной системе через интерфейсы CAN и UART.

Все выбранные компоненты полностью совместимы друг с другом, так как они работают в единой архитектуре и поддерживают согласованные интерфейсы передачи данных (CAN, UART, SPI, I2C). Бортовой вычислительный модуль SXC-MB-04 эффективно управляет системой энергоснабжения SXC-PSU-03, аккумуляторным блоком SXC-BAT-03, а также модулями связи.

Заключение

В заключение можно отметить, что современные малые спутники представляют собой результат кардинально нового подхода к проектированию, производству и управлению космическими аппаратами. Использование готовых коммерческих компонентов, отказ от чрезмерных испытаний отдельных составных частей в пользу системного подхода к отказоустойчивости, а также ориентация на минимизацию затрат материальных ресурсов и времени разработки позволяют создавать эффективные, функциональные и доступные спутники.

Ключевым фактором успеха таких проектов является грамотное управление, гибкие методики работы и небольшие сплоченные команды инженеров, способных быстро адаптироваться к изменяющимся условиям. Применение многоуровневой архитектуры, автономных бортовых вычислительных систем и современных низкопотребляющих процессоров даёт возможность даже микроспутникам выполнять сложные задачи.

Таким образом, малые спутники открывают новые горизонты в освоении космоса, делая его более доступным для научных исследований, технологических экспериментов и коммерческих приложений. Их эволюционное развитие и постепенное внедрение инновационных технологий позволяют с каждым новым поколением улучшать функциональность и надёжность спутниковых систем.

Научный руководитель – к.т.н., доцент В.В. Ходосов

Библиографический список

1. Spacecraft systems engineering / edited by Peter Fortescue, Graham Swinerd, John Stark.—4th ed.p. cm. 2011 С. 579-583.
2. Козлов А. Г., В. В. Ходосов Системы электропитания космических аппаратов. Ч. 1: учебное пособие / А. Г. Козлов, В. В. Ходосов; Балт. Гос. Техн. Ун-т – СПб., 2011. – 105 с.
3. Иванов С.П., Смирнов А.Е. Бортовые вычислительные комплексы малых спутников. СПб.: Политех-пресс, 2021 г.
4. Система энергопитания (с блоком аккумуляторов) [Электронный ресурс]
URL: <https://sputnix.ru/ru/priboryi/pribory-cubesat/sistema-energoipitaniya> (дата обращения: 21.02.2025).
5. Бортовой вычислительный модуль SXC-MB-04: характеристики и совместимость [Электронный ресурс]
URL: <https://sputnix.ru/ru/priboryi/pribory-cubesat/bvm-tpi-adcs> (дата обращения: 21.02.2025).
6. Высокоскоростная радиолиния X-диапазона (ВРЛ-Х) [Электронный ресурс]
URL: <https://sputnix.ru/ru/priboryi/pribory-microspitnik/radiopriyomnye-i-radioperedayushhie-ustrojstva/vyisokoskorostnaya-radioliniya-x-diapazona-vrl-x> (дата обращения: 21.02.2025).

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПО КРИТЕРИЮ МИНИМУМА МАССЫ
РАЗЛИЧНЫХ СРЕДСТВ ВВОДА ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ
ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА**

О.А. Мельникова¹, А.В. Петров², Р.А. Пешков¹

¹. Южно-Уральский государственный университет,

². ПАО «РКК «Энергия»

Ввод парашютной системы – один из важнейших этапов в ходе спуска возвращаемого аппарата. В настоящее время для ввода парашютной системы применяются такие средства ввода как: мортира, пружинные толкатели, пиротехнические средства с применением порохового коллектора, также существуют средства, обеспечивающие ввод парашютной системы посредством выталкивания ядра малой массы – «пули» и при помощи ракетного двигателя [1, 2]. Для ввода крышек парашютного контейнера, как правило, применяются пороховые коллекторы или пружинные толкатели винтового или тарельчатого типов, для ввода непосредственно парашютной системы применяются мортиры.

Мортира представляет собой цилиндрический корпус, с одной стороны у которого находится казенная часть, сопло и воспламенитель, а с другой крышка, устанавливаемая на срезные шпильки. Внутри корпуса располагается парашютная укладка, с одной стороны которой расположен поддон стаканообразной формы (рис. 1) [3]. Принцип действия мортиры описан в источнике [4].

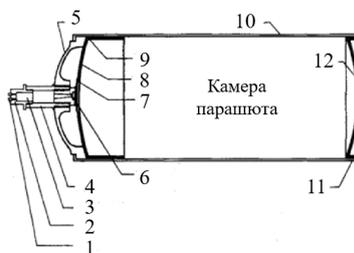


Рис. 1. Конструкция типовой мортиры: 1) воспламенитель; 2) корпус пиропатрона; 3) заряд пиропатрона; 4) казенная часть; 5) основание корпуса; 6) разрушающаяся диафрагма; 7) теплозащитный щит; 8) поддон; 9) прокладка; 10) корпус; 11) срезной штифт; 12) заглушка

Расчет массы мортиры проводится на основании следующей зависимости [5]:

$$\Delta V = C_1 \cdot \left(\frac{1}{1 - 2 \cdot \frac{M_a}{M_v}} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot (\dot{x}_{bs} + 2 \cdot A \cdot L)^{\frac{1}{2}},$$

где ΔV – скорость выброса парашюта;

C_1 – коэффициент скорости;

M_v – масса спускаемого аппарата;

M_a – масса парашюта;

\dot{x}_{bs} – остаточная скорость;

L – длина парашютной укладки;

A – ускорение спускаемого аппарата.

$$W_m = 8,6 \cdot 10^{-5} \cdot M_a \cdot (\Delta V)^2 + 2,623 \cdot S \cdot D + 3,142D^2 + 5,994D + 2,818,$$

где D – диаметр мортиры;

S – ход мортиры.

На основе анализа средств ввода посредством мортиры определены фактические массы мортир высокой эффективности, обеспечивающих скорость ввода от 30 до 42 м/с [6]. График соотношения оптимальной массы средства ввода к массе вводимого груза приведен на рис. 2, на график нанесены точки, соответствующие массам мортир, применявшихся на космических кораблях: 1 – «Меркурий», 2 – «Джемини», 3 – «Аполлон», 4 – «Викинг».

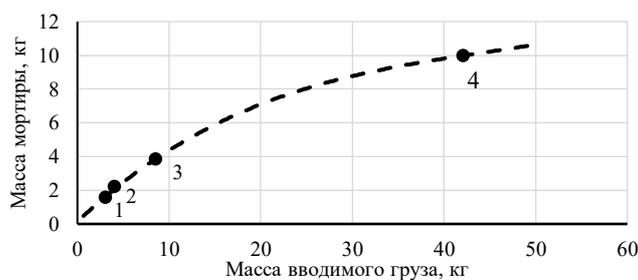


Рис. 2. График массы мортитры от массы вводимого груза

Также в качестве средства ввода парашютной системы используются пиротехнические средства ввода с применением порохового коллектора, на пирокамерах которого установлены пиропатроны замков-толкателей и средств инициирования. При достижении определенной высоты или заданных условий происходит инициирование пиротехнического заряда. В результате сгорания заряда образуются газы, которые распространяются по коллектору и приводят замок-толкатель в действие, который, в свою очередь, сообщает кинетическую энергию крышке парашютного контейнера.

Для определения необходимого количества пиропатронов обратимся к методике, описанной в источнике [7]. Полученные результаты расчета представлены на рис. 3.

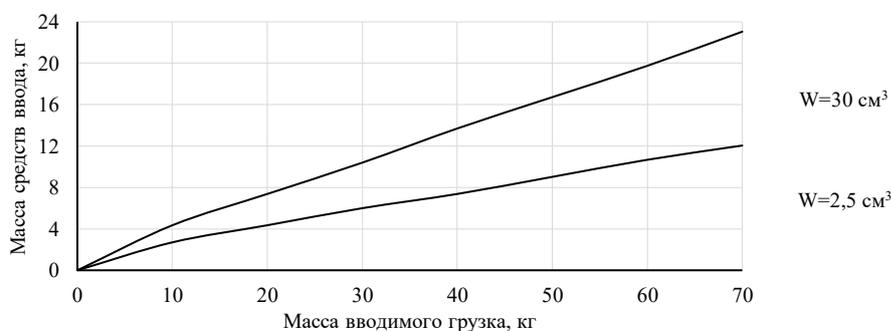


Рис. 3. График массы порохового коллектора для разных объемов бомбочек для скорости ввода 15 м/с

В космической технике на ряду с вышеупомянутыми средствами ввода для ввода парашютной системы применяются пружинные толкатели с применением двух типов пружин: винтовых и тарельчатых. Пружинные толкатели состоят из штока, корпуса и пружины (рис. 4). Тарельчатая пружина представляет собой малоподъемную коническую оболочку, полученную штамповкой. Пружины этого типа могут быть с опорными плоскостями и с параллельными кромками [8]. В изделиях тарельчатые пружины применяют по одной или в пакетах параллельной, последовательной и последовательно-параллельной сборки. Они обладают более высокой жесткостью и требуют гораздо меньше места для размещения по сравнению с винтовыми пружинами.

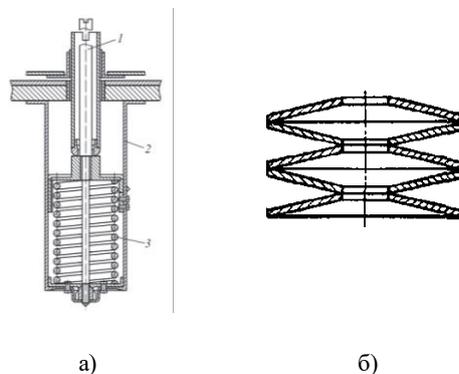


Рис. 4. Пружинный толкатель: а) винтового типа: 1) шток; 2) корпус; 3) пружина; б) тарельчатого типа последовательной сборки

Для определения масс пружин необходимо определить требуемую силу при максимальной деформации, для этого примем допущение, что вся потенциальная энергия пружины переходит в кинетическую энергию груза. Потенциальная энергия пружины, рассчитывается по формуле:

$$E_{\text{п}} = \frac{k \cdot x^2}{2}, \quad (1)$$

где $E_{\text{п}}$ – потенциальная энергия пружины, Дж;

x – удлинение пружины, м;

k – жесткость пружины, Н/м:

$$k = \frac{F_2 - F_1}{H_{\text{т,в}}}, \quad (2)$$

где F_2 – сила пружины при рабочей деформации пружины, Н;

F_1 – сила пружины при предварительной деформации, принимается равной $(0,1 \dots 0,5) F_2$, Н;

$H_{\text{т,в}}$ – ход толкателя пружины, м.

Ход толкателя для пружин тарельчатого типа рассчитывается по следующей формуле:

$$H_{\text{т}} = L_2 - L_1, \quad (3)$$

где L_1 – высота пружины в начале, м:

$$L_1 = k \cdot (s + h \cdot 0,2); \quad (4)$$

L_2 – высота пружины в конце, м:

$$L_2 = k \cdot (s + h \cdot 1), \quad (5)$$

где k – количество пластин в сборке пружины, шт.;

s – толщина тарели, м;

h – ход пластины, м.

Ход толкателя для пружин винтового типа рассчитывается по формуле:

$$H_{\text{в}} = \frac{(F_2 - F_1) \cdot n}{z_1} = \frac{(0,5 \dots 0,9) F_2 \cdot n}{z_1}, \quad (6)$$

где n – количество витков в пружине, шт.;

z_1 – жесткость одного витка пружины, Н/мм.

Кинетическая энергия выталкиваемого груза определяется по формуле:

$$E_k = \frac{m \cdot v^2}{2}, \quad (7)$$

где E_k – кинетическая энергия груза, Дж;

m – масса вводимого груза, кг;

v – скорость ввода, м/с.

Тогда, подставляя (6) для винтовых пружин или (3) для тарельчатых пружин в (2), а затем (2) в (1) и приравнявая к кинетической энергии выталкиваемого груза (7), получим:

$$F_2 = \frac{m \cdot v^2}{(0,5 \dots 0,9) \cdot H_{Т,в}}. \quad (8)$$

Сила при максимальной деформации определяется по формуле:

$$F_3 = \frac{F_2}{0,8}. \quad (9)$$

Количество витков/тарелок определяется по рекомендации из ГОСТа, согласно которой высота пружины в свободном состоянии не должна превышать 3 внешних диаметра. Зная количество витков/тарелок в пружине, можно найти ее массу по формулам (10) и (13) для пружин винтового и тарельчатого типа соответственно:

$$m_в \cong 19,25 \cdot 10^{-6} D d^2 n_1, \quad (10)$$

где D – средний диаметр пружины, мм (формула 11);

d – диаметр проволоки, мм;

n_1 – полное количество витков пружины (формула 12).

$$D = D_1 - d, \quad (11)$$

где D_1 – наружный диаметр пружины, м.

$$n_1 = n + n_2, \quad (12)$$

где n_2 – число опорных витков.

$$m_Т = k \cdot M, \quad (13)$$

где M – масса одной пластины, кг.

При расчете масс пружин использовались данные из ГОСТов для тарельчатых пружин и для винтовых пружин растяжения и сжатия с I по III класс от I до IV разряда. При расчете не учитывалось влияние хода пружины на ее ударные характеристики при вводе крышки парашютного контейнера. Полученные результаты с минимальной массой от 1 до 3 пружин без ограничения на количество витков/тарелочек и при их минимальном количестве представлены на рис. 5.

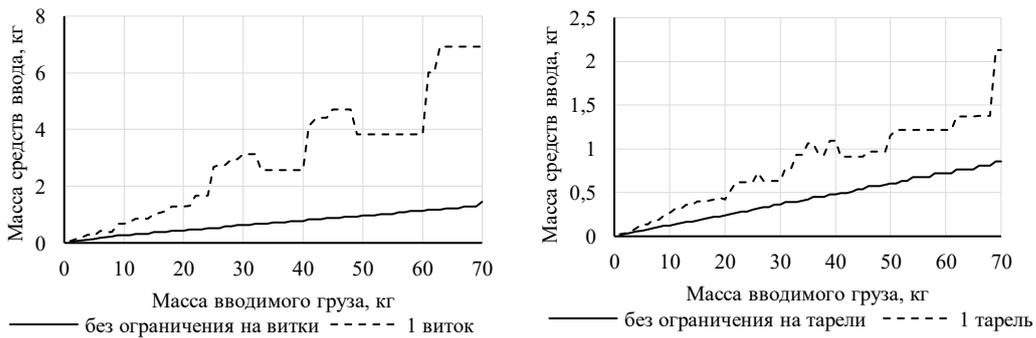


Рис. 5. График зависимости минимальной массы винтовых и тарельчатых пружин (от 1 до 3 пружин) для скорости ввода 4,5 м/с: 1) винтовые; 2) тарельчатые

Для определения скорости ввода, начиная с которой пороховые коллекторы более выгодны с точки зрения массы, проведен расчет при разных скоростях ввода. Результаты расчетов представлены на рис. 6.

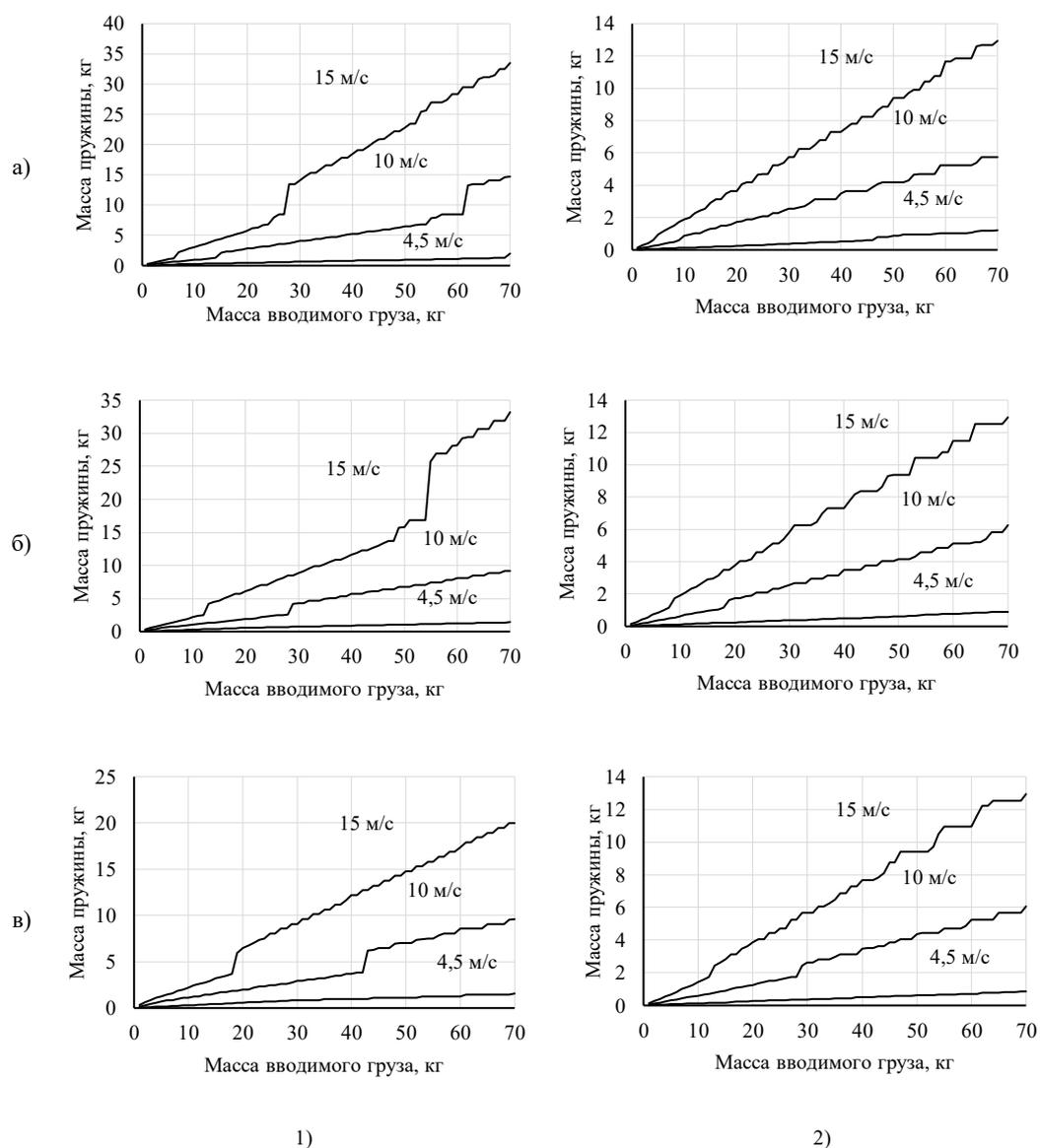


Рис. 6. Массы пружин при варьировании значений скорости ввода: а) одна пружина; б) две пружины; в) три пружины; 1) винтовые пружины; 2) тарельчатые пружины

При вводе крышки парашютного контейнера со скоростями меньше 15 м/с целесообразнее с точки зрения обеспечения минимума массы применять пружинные толкатели тарельчатого типа, больше 15 м/с – пороховые коллекторы. При скорости ввода парашютной системы от 30 м/с рациональным будет применение мортир. Более высокая скорость ввода парашютной системы посредством мортиры обусловлена тем, что в поток вводится тело с малым аэродинамическим сопротивлением (по сравнению с крышкой парашютного контейнера, вводимой пиротехническими средствами ввода с применением порохового коллектора или пружинными толкателями), что исключает возможность использовать набегающий поток для обеспечения ввода парашютной системы.

При ограниченной высоте пружины увеличение количества пружин с одной до трех позволяет снизить массу средств ввода до 40%, если же ограничения нет, с точки зрения массы, выгоднее использовать одну тарельчатую пружину. Увеличение хода и снижение скорости ввода также приводит к снижению массы пружин, но эти параметры зависят от других факторов.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Р.А. Пешков

Библиографический список

7. Knacke T.W. Parachute Recovery Systems Design Manual / by Theo W. Knacke. – 1st ed. Includes bibliographical references and index. 1. Parachutes – Handbooks, Manuals, etc. 1 Title.
8. Петров А. В. Средства иницирования ввода парашютной системы для спасения возвращаемого аппарата на этапе спуска / А. В. Петров, Р. А. Пешков // XLVII Академические чтения по космонавтике 2023: Сборник тезисов, посвященный памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, 24–27 января 2023 года. Том 1. – Москва: Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2023. – С. 79-80.
9. Whalley I. Parachute Mortars; an Engineering Review //44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. – 2008. – С. 5079.
10. Мельникова, О. А. Обоснование возможности применения мортирного ввода парашютной системы на спускаемом аппарате класса "несущий корпус" / О. А. Мельникова // Астероидная безопасность: Материалы IX научно-технической конференции, Челябинск, 21–23 мая 2024 года. – Челябинск: Южно-Уральский государственный университет, 2024. – С. 68-73.
11. Pleasants, J. E. (1974). Parachute Mortar Design. Journal of Spacecraft and Rockets, 11(4), 246–251. – DOI 10.2514/3.62051.
12. Ewing E.G., Vixby H.W., Knacke T.W. Recovery Systems Design Guide / by Engineering, Materials Science. December 1978.
13. Буянова Л. В., Журавлёв Е. И. Методика проектирования пиротехнических устройств систем отделения //Инженерный вестник. – 2015. – Т. 7. – С. 3.
14. Ануриев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3 т. Т. 3 – 8-е издание, перераб. и доп. Под ред. И.Н. Жестковой. – М.: Машиностроение, 2001. – 864 с.

УДК 629.7.036.8

ИСТОРИЧЕСКИЙ ОБЗОР ЯДЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ 1960-1990 ГГ.

А.А. Волков

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

Введение

Освоение космоса всегда было передовым направлением для инноваций, и ядерные ракетные двигатели (ЯРД) представляют собой значительный прорыв в двигательной технике. Они предлагают значительные преимущества в космических путешествиях благодаря их высокому удельному импульсу и эффективности в сравнении с химическими двигателями. Например, для пилотируемой экспедиции на Марс, ЯРД обеспечивают такие показатели по длительности и начальной массе космического корабля, которые в несколько раз меньше аналогичных параметров для вариантов с двигателями других типов. Но их разработка столкнулась с многочисленными проблемами, в первую очередь из-за проблем безопасности, технических сложностей и ограниченности материалов.

Исследование космоса требует разработки эффективных и надежных двигательных систем и современные технологии открывают новую эру в разработке ЯРД, предлагая решения для проблем, которые ранее останавливали прогресс в этой области. В данной статье рассматривается использование современных технологий для создания ракеты-носителя на ЯРД, которые решают проблемы, возникавшие ранее.

Принцип работы ЯРД

ЯРД - это тип ракетного двигателя, который использует энергию деления или синтеза ядер для создания реактивной тяги. Энергия, выделяемая в результате ядерной реакции деления или синтеза, нагревает рабочее тело, а в качестве рабочего тела обычно используется водород или аммиак. Рабочее тело из бака поступает в активную зону реактора. В активной зоне реактора рабочее тело проходит через каналы, нагретые реакцией ядерного деления, и нагревается до высоких температур. Затем нагретое рабочее тело выбрасывается через сопло, создавая реактивную тягу [5].

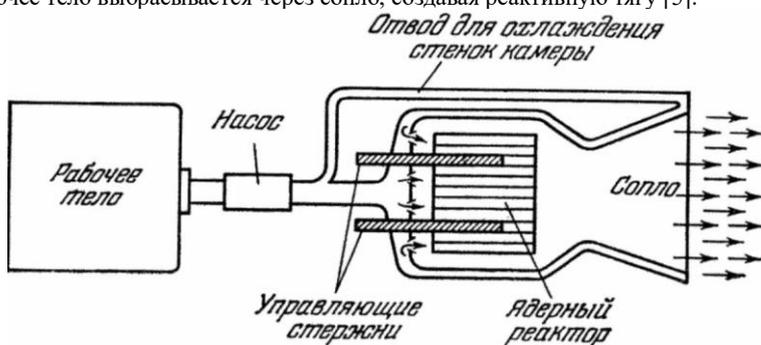


Рис. 1. Принцип работы ЯРД

ЯРД различаются по агрегатному состоянию ядерного топлива в активной зоне реактора:

1. Твердофазный;
2. Жидкофазный;
3. Газофазный.

Примеры ЯРД

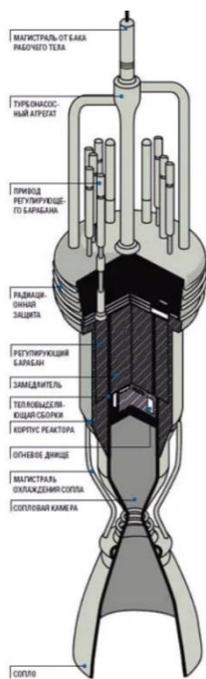


Рис. 2 Схема РД-0410 в разрезе

РД-0410. В нем использовался гетерогенный реактор на тепловых нейтронах, в котором в качестве замедлителя использовался гидрид циркония, в качестве отражателей нейтронов – бериллий, а в качестве ядерного топлива – материал на основе карбидов урана и вольфрама, обогащенный изотопом ^{235}U примерно на 80%. Температура активной зоны составляла 3000 К. Имел тягу в вакууме 3,59 тс (35,2 кН) и тепловую мощность реактора 196 МВт. Удельный импульс тяги в вакууме составлял 910 с. Габариты двигателя: высота 3,5 м, диаметр 1,6 м. Сухая масса 2 тонны [4].

Ядерный ракетный двигатель NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application).

Он был разработан для создания технической основы для ЯРД, которые будут использоваться в космических полетах. В качестве рабочего тела использовался жидкий водород. Температура активной зоны составляла 2000 К. Имел тягу в вакууме 333,6 кН. Удельный импульс тяги в вакууме составлял 850 с. Габариты двигателя: Высота: 43,69 м, диаметр 10,55 м. Сухая масса 34 тонны [1].

Проект «Плутон». В рамках этого проекта в США разрабатывался ядерный прямоточный воздушно-реактивный двигатель для сверхзвуковой крылатой ракеты. Были созданы два прототипа: Tory-IIA и Tory-IIC. Tory-IIC проработал пять минут, показав тепловую мощность около 500 МВт и тягу в 16 т. Двигатели, разработанные в рамках проекта «Плутон», планировалось устанавливать на крылатые ракеты SLAM (сверхзвуковая маловысотная ракета) [2].

Проблемы, возникшие при создании ракет на ЯРД

ЯРД обладают потенциалом для более эффективных космических путешествий, но их разработка сопряжена со значительными проблемами:

1. Ограничения топлива. В программе NERVA использовался уран «оружейного» типа, обогащенный до содержания не менее 85 % урана-235 [1]. Из-за опасений распространения ядерного оружия существующие исследовательские программы ЯРД сосредоточены на использовании топлива с высоким содержанием низкообогащенного урана с обогащением примерно до 20 %. Использование этого топлива создало проблемы при проектировании, поскольку для поддержания цепной ядерной реакции требовались специальные материалы для замедления нейтронов. Также у этих двигателей была малая эффективность преобразования энергии (Термоэлектрические системы («Топаз») имели КПД ~7%) [6].

2. Проблемы с материалами. Использованные в проекте материалы не выдерживали соответствующие нагрузки и высокие температуры при работе ЯРД. Также при запуске, выключении двигателя и из-за утечек низкотемпературного водорода из насоса в полость турбин возникали термические напряжения [8].

3. Экология. Ядерные реакторы на первых ступенях ракет могут представлять угрозу для экологии. Серьезную проблему представляет собой радиоактивное загрязнение окружающей среды выхлопными газами двигателя, что затрудняет использование ЯРД в пределах земной атмосферы [7].

4. Прямое излучение реактора. Работающий ядерный реактор генерирует интенсивное нейтронное и гамма-излучение и из-за отсутствия эффективных защитных экранов это приводит к лучевому поражению экипажа, разрушению материалов и электроники. Под воздействием нейтронного потока материалы корпуса и оборудования становятся вторичными источниками излучения, создает долговременную угрозу даже после выключения реактора [3].

Современные технологии, позволяющие решить проблемы создания ракет на ЯРД.

На основе советского и американского опыта и новых разработок можно преодолеть исторические проблемы ЯРД и вот ключевые решения:

1. Новые материалы. Разработка новых материалов, таких как композиты на основе карбида кремния, гафния и тантала. тугоплавкие сплавы и керамические композиты (ZrC-SiC), позволяет создавать более легкие и прочные конструкции реактора, устойчивые к высоким температурам и радиации.

2. Компьютерное моделирование. Современные методы позволяют оптимизировать конструкцию реактора, системы радиационной защиты и системы управления теплом, снижая затраты на разработку и испытания.

3. Усовершенствованные системы охлаждения. Использование микроканальных теплообменников и жидкометаллических теплоносителей позволяет эффективно отводить тепло от реактора и поддерживать его в безопасном режиме работы.

4. Аддитивные технологии. 3D-печать позволяет создавать сложные компоненты реактора с высокой точностью и из различных материалов, что упрощает процесс производства и снижает его стоимость. Также аддитивные технологии позволяют создавать сложные охлаждаемые конструкции, например, каналы внутри сопла.



Рис. 3 ЯРД NERVA

5. Робототехника и автоматизация. Использование автоматизированных систем и роботов для сборки, обслуживания, эксплуатации и ремонта ЯРД позволяет снизить риск радиационного воздействия на персонал и повысить безопасность эксплуатации.

6. Усовершенствованные системы радиационной защиты. Разработка новых материалов для радиационной защиты, таких как гидрид лития и борсодержащие полимеры. Они позволяют снизить вес и габариты системы защиты, обеспечивая при этом эффективное экранирование от излучения. Также риск заражения при авариях уменьшает многоуровневая защита, состоящая из вольфрамовых экранов и гидридов лития для нейтронного поглощения.

7. Повышение эффективности преобразования энергии. Турбомашинные системы (цикл Брайтона) позволяют повысить КПД до 30% [9]. А эмиттеры из карбида вольфрама с графеновым слоем повышают выход электронов.

8. Увеличение ресурса и надежности. ИИ-алгоритмы могут предсказывать износ топливных элементов, а на основе никелевых суперсплавов с добавлением рения можно создать самовосстанавливающиеся материалы.

9. Устранение вибрационных нагрузок. Применение эластомеров в качестве демпфирующих элементов может значительно снизить передачу вибраций от одного компонента к другому. Также можно использовать специальные сплавы, обладающие высокой вязкостью и прочностью для создания деталей, которые более устойчивы к вибрационным нагрузкам. Использование датчиков и систем управления для активного мониторинга состояния двигателя и коррекции его работы в реальном времени может помочь минимизировать вибрации. Также применение акустических методов для анализа звуковых волн в двигателе может помочь выявить источники вибраций до того, как они станут критическими.

Заключение

Современные технологии позволяют создать ракету на ЯРД, решив проблемы, возникавшие ранее. Новые материалы, компьютерное моделирование, усовершенствованные системы охлаждения и системы радиационной защиты, аддитивные технологии, автоматизация и другие не менее важные решения позволяют создавать более безопасные, эффективные и надежные космические корабли. ЯРД открывают новые перспективы для исследования космоса и осуществления амбициозных космических миссий, а именно пилотируемых миссий на Марс, исследования дальнего космоса и буксировки грузов в космосе.

Библиографический список

1. Robbins W., Finger H. An Historical Perspective of the NERVA Nuclear Rocket Engine Technology Program// NASA Contractor Report, 1991.
2. Herken G. The Flying Crowbar// Air & Space Magazine, 1990.
3. Коротеев А.С., Пришлецов А.Б., Мартишин В.М., Павельев А.А., Щербинин В.П., Решмин А.И., Иосилевский И.Л. Ракетные двигатели и энергетические установки на основе газофазного ядерного реактора. М.: Машиностроение, 2002. 432 с.
4. Демянко Ю.Г., Конохов Г.В., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П., Павельев А.А. Ядерные ракетные двигатели. ООО «Норма-Информ», 2001. 416 с.
5. Паневин И.Г., Прищепа В.И., Хазов В.Н. Космические ядерные ракетные двигатели. М., «Знание», 1978. 64 с.
6. Акатов А.А., Коряковский Ю.С. В космос – на атомной тяге. М.: АНО «Информационный центр атомной отрасли», 2012. 24 с.
7. Дзюбенко Б.В., Федик И.И., Ашмантас Л.В. Проблемы создания ядерного ракетного двигателя. Становление и развитие. Вильнюс, 2008. 176 с.
8. Ланин А.Г., Федик И.И. Проблемы выбора и использования материалов для реактора ядерно-ракетного двигателя // «Успехи физических наук», 2011, №3. С. 319
9. Агамасов В.Д., Нефедов С.И., Романов А.В. Ядерные орбитальные комплексы: учебное пособие. СПб, 2016. 841 с.

УДК 51-74

УЧЁТ ТРЕБОВАНИЯ РАЗДЕЛЕНИЯ ЧАСТЕЙ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ КОРПУСА

А.А. Екимовская

ФГБОУ ВО НИУ «Московский авиационный институт», Благотворительный фонд «Образование+»

Цель работы заключается в определении рациональной формы корпуса, который обладает максимальным объёмом при минимальной поверхности – это показатель качества и целевая функция оптимизации. Чем больше выбранный показатель, тем больше полезный объём корпуса, и, одновременно, меньше площадь конструкции. Ёмкость получается более лёгкой и теплоизолированной. Максимальный объём корпуса позволяет разместить как можно больше аппаратуры. Минимальная площадь поверхности обеспечивает, во-первых, самую лёгкую конструкцию, во-вторых, минимальный теплообмен с окружающей средой. В технике такой корпус нужен для транспортировки сжиженного природного газа (СПГ), космического аппарата, ёмкостей для хранения жидких и сыпучих веществ во многих отраслях промышленности и т.д.

Создание малых космических аппаратов (КА) привело к проблеме их энергетического обеспечения. Современную аппаратуру вполне реально разместить в небольшом объёме корпуса, но

для двигателя и топлива места нет. Традиционный малый КА не предназначен для маневрирования, что сокращает перечень целевых задач. Оказывается, для маневрирования можно использовать кинетическую энергию вращения орбитальной системы. При этом химическое топливо не требуется. Для этого КА над раскрутить, например, под обтекателем ракеты-носителя на старте. Можно выполнять раскрутку на орбите, например, тросовой системы, за счёт солнечной энергии в течение длительного времени. Разрыв связи вращающейся системы на орбите сообщает дополнительные импульсы для маневрирования. Однако для такой конструкции сразу появилась техническая задача выбора рациональной формы вращающейся космической системы. Если с баллистической точки зрения модули вращающегося КА можно представить точечными массами, то системное проектирование требует учитывать реальную полезную нагрузку с конкретными габаритами. В работе выполнен анализ и синтез рациональных схем корпусов вращающихся КА, составленных из сферических сегментов. Сложные составные конструкции исследованы методами компьютерного моделирования.

Из вариационного исчисления известно, что шар имеет минимальное отношение площади поверхности к объёму. Но на форму корпуса КА накладываются другие конструктивные ограничения. Для вращающихся КА предлагается накапливать кинетическую энергию вращения для последующего разделения частей конструкции и орбитального маневрирования. Но для этого надо определить рациональную форму корпуса. Предлагается методика проектирования корпуса в виде сферических сегментов с минимальной площадью для уменьшения массы конструкции и теплообмена, а также возможностью использования энергии вращения для орбитального маневрирования. Вопрос орбитального маневрирования отделённых модулей вращающейся системы в этой статье не рассматривается – это предмет исследования в предыдущем этапе работы [1]. В этой статье изучается форма корпуса вращающейся космической системы с учётом разделения частей для орбитального маневрирования. Предполагается, что после разделения модулей отсеки должны сохранить герметичность. Однако разработанный алгоритм и составленная в среде Scilab программа позволяют изучать конструкции с любыми отсеками в виде сферических сегментов, как герметичными, так и негерметичными. Для герметичных отделяемых один от другого отсеков достаточно предположить наличие двойных крышек-перегородок, каждая из которых остаётся на своём модуле после разделения конструкции.

В начале освоения космоса первые конструкции выполнялись шаровыми по многим причинам. Одна из них заключается в экстремальном свойстве шара, известном из вариационного исчисления – это геометрическое тело максимального объёма при минимальной поверхности. В частности, мыльные пузыри принимают форму шара для минимизации энергии поверхностного натяжения плёнки. Однако при наблюдении мыльных пузырей мало кто обращает внимание на слипшиеся плёнки, которые имеют форму сферических сегментов, то есть усечённых сфер. В работе предлагается методика проектирования КА из модулей в виде сферических сегментов с внутренними перегородками [2, 3, 4]. Вариационная задача остаётся прежней – определить такие срезы сфер, одинаковые для всех модулей, чтобы отношение площади поверхности к объёму было минимальным для снижения массы и тепловых потоков, или, что то же самое, отношение объёма к площади поверхности конструкции было максимальным.

Аналитическое исследование конструкции корпуса из одного, двух и трёх сферических сегментов показало трудоёмкость решения задач и необходимость применять компьютерные программы, например, для решения алгебраических уравнений высоких степеней, третьей и четвёртой. Но если приходится применять компьютерные вычислительные методы, то есть смысл сразу перейти к прямому решению сформулированной задачи. Казалось бы, такая методика исследования могла быть применена сразу, в том числе для уже изученных простейших составных конструкций из одного, двух, и трёх сферических сегментов с различным сочетанием перегородок между отсеками или без таковых. На самом деле применять сразу компьютерные методы проблематично, потому что в программах могут содержаться ошибки. Обязательно нужно получить отладочный вариант для дальнейших расчётов, то есть верифицировать разработанное программное обеспечение. Теперь, когда аналитически изучено множество вариантов конструкций, полученные результаты можно использовать для верификации новой программы, а потом, при совпадении аналитических и численных результатов, перейти к изучению новых составных конструкций, но уже не аналитическими методами, а только компьютерным численным моделированием. Таким образом, появилась не только необходимость, но и реальная возможность создания универсального программного обеспечения для исследования составных конструкций корпусов КА или оболочек для ёмкостей хранения газомоторного топлива, сжиженного природного газа, и вообще, любых жидких и сыпучих веществ. Задача исследования космических конструкций стала общетехнической.

Основные допущения остаются прежними, как при изучении традиционных не вращающихся конструкций. Все отсеки в составной конструкции имеют вид сферических сегментов или полных сфер одинакового радиуса, все срезы сфер одинаковые. Такие допущения значительно упрощают состыковку отсеков в составной конструкции и согласуются с требованиями унификации элементов.

Для создания универсальной программы изучения составных конструкций необходим формальный алгоритм описания объекта исследования. Этот алгоритм начинается с представления исходных данных, а на выходе получают объём конструкции, площадь поверхности и выбранный в этой работе показатель качества сложной технической системы – отношение объёма к площади поверхности. Для решения задачи оптимизации разработан специальный алгоритм, реализованный в программной среде Scilab 6.1.1.

1. Задаём условный радиус, проще всего задать $R=1$, отсека в виде сферического сегмента или полной сферы. Такое допущение не уменьшает общности задачи, потому что полученные результаты для объёма и площади поверхности составной конструкции в итоге пересчитываются этой же

программой для реальных значений по правилам геометрического подобия. В частности, при увеличении радиуса отсека в k раз, по закону геометрического подобия площадь поверхности конструкции возрастёт в k^2 раз, а объём увеличится в k^3 раз.

2. Задаются ограничения на величину относительного среза $x = \frac{h}{R}$ сферы для перехода к сферическому сегменту. Рассматриваются срезы только до большого круга сферы, то есть $x \in [0; 1]$. Значение $x = 0$ означает, что среза сферы нет, значение $x = 1$ означает, что сфера превратилась в полусферу. Иногда, в особо оговоренных случаях, предполагается, что $x \in [0; 2]$, при этом значение $x = 2$ означает исчезновение, срез всей сферы.

3. Задаётся диапазон и дискретный шаг изменения величины относительного среза $x = \frac{h}{R}$ сферы. На практике вполне реально выбрать дискретный шаг изменения относительного среза $\Delta x = 10^{-6}$, то есть одну миллионную долю. Если компьютерная программа будет выполняться долго, то величину шага можно увеличить, потому что точность заложенная точность априорно является избыточной.

4. Задаются формулы для расчёта объёмов двух типовых тел. Первое типовое тело – это шар, его объём вычисляется по формуле $V_{cf} = \frac{4}{3} \pi R^3$. Второе типовое тело – это срезанная часть сферы, то

есть срезанная «шапочка», её объём вычисляется по формуле $V_{cc} = \frac{\pi R^3}{3} (3x^2 - x^3)$. Этого достаточно, чтобы вычислить объём любой изучаемой части конструкции: без среза, с одним срезом, с двумя срезами и т.д. При этом требуется следить, чтобы срезы сферы не пересекались – сначала это выполняется ручным вычислением, но в перспективе можно перейти к дополнительному программному блоку. Изучение корпусов с пересекающимися срезами – это отдельная задача, выходящая за рамки данного исследования, но требующая внимания в перспективе.

5. Задаются формулы для расчёта площадей поверхностей трёх, а не двух, как в предыдущем пункте, типовых тел. Первое типовое тело – это сфера, её площадь поверхности вычисляется по формуле $S_{cf} = 4\pi R^2$. Второе типовое тело – это срезанная часть сферы, то есть срезанная «шапочка»,

её площадь поверхности вычисляется по формуле $S_{cc} = 2\pi R^2 x$. Третье типовое тело – плоская круговая крышка-перегородка, закрывающая срез сферы, её площадь поверхности вычисляется по

формуле $S_{kp} = \pi R^2 (2x - x^2)$. Объёма у плоской крышки-перегородки нет, поэтому в предыдущем пункте она отсутствует. Этого достаточно, чтобы вычислить площадь любой изучаемой части конструкции: без среза, с одним срезом, с двумя срезами и т.д. При этом требуется следить, чтобы срезы сферы не пересекались – сначала это выполняется ручным вычислением, но в перспективе можно перейти к дополнительному программному блоку.

6. В программу вводится вручную, в диалоговом или отладочном режиме:

- количество сферических отсеков в составной конструкции, которое определяется конструктивным замыслом или конкретным исследуемым вариантом, причём некоторые или даже все отсеки могут быть кратными, например, двойными, выполненными из двойного листового материала;
- количество срезов сфер, которое не обязательно совпадает с числом сфер, потому что один отсек может иметь несколько срезов;
- количество крышек-перегородок между сферическими сегментами, которое тоже не обязательно равно числу сфер и срезов, может превосходить число срезов, если в конструкции рассматриваются, например, двойные перегородки, или кратные.

7. Записывается формула для расчёта объёма составной конструкции. Для этого из объёма всех k_{cf} сферических отсеков вычитаются объёмы всех k_{cc} срезов сфер, то есть $V = k_{cf} V_{cf} - k_{cc} V_{cc}$. Предполагается, что крышки-перегородки объёма не имеют.

8. Записывается формула для расчёта площади поверхности составной конструкции. Для этого из площади поверхности всех k_{cf} сферических отсеков вычитаются площади поверхностей всех k_{cc} срезов сфер, и добавляются площади поверхностей всех k_{kp} крышек-перегородок, то есть $S = k_{cf} S_{cf} - k_{cc} S_{cc} + k_{kp} S_{kp}$.

9. Записывается формула для расчёта выбранного показателя качества составной конструкции

$$f = \frac{V}{S}$$

10. Строится график $f(x)$ зависимости показателя качества от величины среза.

11. Для выбора оптимальной или рациональной конструкции выполняется анализ графика на предмет наличия локального максимума и наибольшего значения функции. Напротив, для исключения из рассмотрения не оптимальной или не рациональной конструкции выполняется анализ графика на предмет наличия локального минимума и наименьшего значения функции.

12. Увеличивается масштаб для исследования графика в заданной области изменения переменной, с любой априорно заданной точностью определяется оптимальное или рациональное значение относительного среза сферических блоков в составной конструкции.

Для реализации этого алгоритма была составлена соответствующая программа с помощью пакета Skilab 6.1.1. В начале исследования было решено не разрабатывать сложные программы, поэтому методический материал состоит из двух частей.

Первая часть – это программа, которая позволяет быстро и наглядно определить с математической точки зрения наличие локального максимума функции, а с технической необходимостью перехода от сферических ёмкостей к сферическим сегментам. На рис.1 показан пример графика целевой функции для корпуса из трёх отсеков, для которой рациональным является отсутствие среза сфер. По вертикальной оси отложена величина показателя качества, то есть отношения объёма корпуса к площади поверхности, по горизонтальной оси – величина среза сферы. Так как локального максимума не существует, то не нужно переходить к выполнению второй части алгоритма.

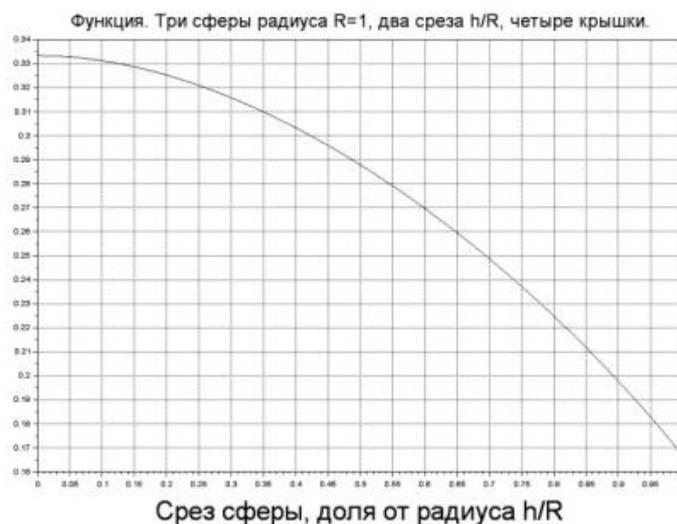


Рис. 1. Пример конструкции из трёх отсеков с отсутствием локального максимума

Вторая часть – это программа, которая включает первый шаг, но определяет локальный максимум и другие характеристики ёмкости. Вторая программа может быть применена только при существовании локального максимума целевой функции, поэтому выводит на экран компьютера специальное окно с доказательством этого факта. Если локального максимума нет, то вторую программу применять нельзя, да и не нужно, потому что результат тривиальный – ёмкости должны быть выполнены в виде сфер. Правильная работа созданных программ была проверена на известных, уже исследованных аналитическими методами, примерах форм оболочек. Для примера на рис.2 показана копия окна компьютерного экрана для изучения предыдущего примера корпуса из трёх отсеков, как на рис.1. Но теперь количество плоских круглых крышек, разделяющих отсеки, стало не четыре, как в предыдущем варианте, а две. Ранее четыре крышки нужны были, чтобы сохранить герметичность отсеков после их разделения, потому что дополнительным требованием является возможность орбитального маневрирования системы за счёт запасённой кинетической энергии вращения. С двумя крышками после расстыковки отсеков герметичность некоторых из них будет нарушена. Например, после расстыковки центральный отсек может остаться герметичным, в частности, обитаемым, а два крайних отсека будут отделены от него как приборные, без сохранения герметичности, но с дополнительными скоростями для перехода на другие орбиты. Построенный график подтвердил правильность полученного результата, то есть наличие локального максимума функции при значении относительного среза приблизительно $x=0,246$.

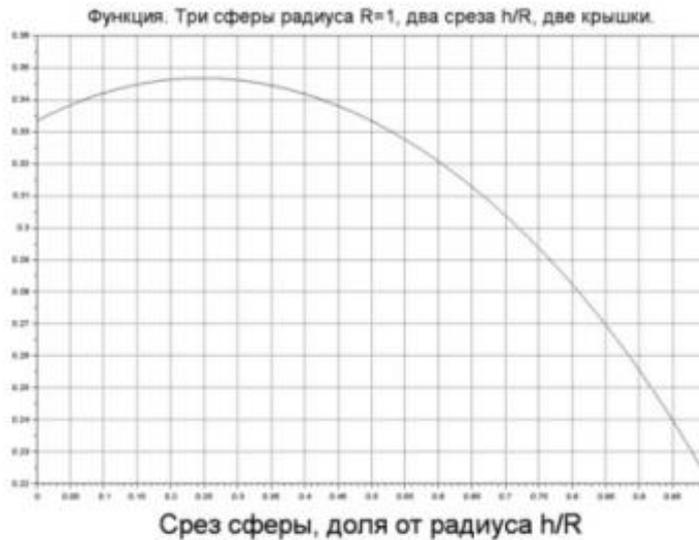


Рис. 2. Пример конструкции из трёх отсеков с локальным максимумом

Для примера на рис.3 показан вариант проектирования более сложной вращающейся космической системы с возможностью парного отделения восьми симметрично противоположных модулей. Слева показан пример проектирования рациональной вращающейся конструкции КА, которая содержит 12 модулей, 24 среза, 20 перегородок. Толстые линии обозначают двойные перегородки, четыре центральных блока разделены одинарными перегородками. Для такой конструкции с помощью разработанного алгоритма определена величина оптимального среза сфер, равная $x=0,0824$, то есть 8,2% величины радиуса модуля. Двойные перегородки нужны для сохранения герметичности отсеков после их разделения с целью орбитального маневрирования, как показано на рисунке справа.

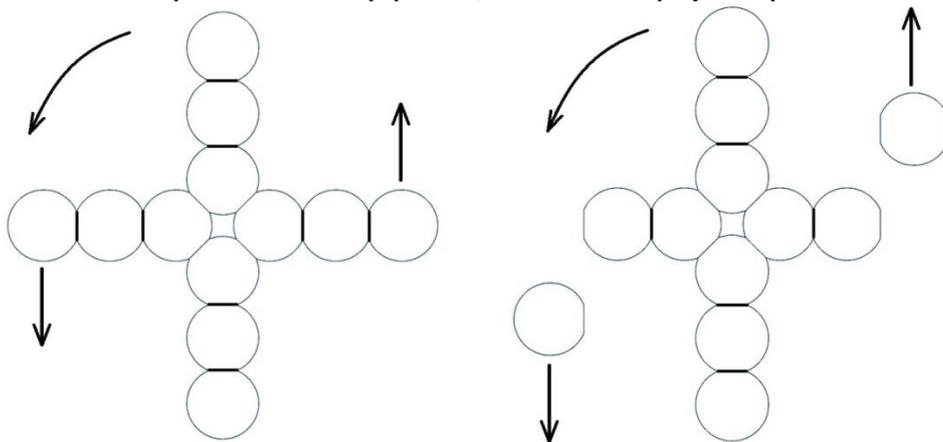


Рис. 3. Пример рационального проектирования вращающейся системы

Пример варианта корпуса, представленного на рис.3, учитывает требование разделения частей вращающейся конструкции для орбитального маневрирования с использованием запасённой кинетической энергии вращения. Способы раскрутки конструкции на орбите в этой работе не изучаются. Однако, можно утверждать, что такая задача технически выполнима. Например, в настоящее время изучается вариант сборки на орбите двух одинаковых вращающихся систем, например, показанных на рис.3. Одна система собирается на статоре электрического двигателя, а другая на роторе. На конструкциях располагаются солнечные батареи. До сих пор солнечная энергия преобразовывалась в электрическую и накапливалась в электрических аккумуляторах. Как только электрические аккумуляторы заряжаются полностью, солнечные батареи переводятся в пассивный режим, при этом солнечная энергия никак не используется. Закономерно предложение о продолжении работы солнечных батарей в бывшем пассивном режиме, потому что не используемую ранее энергию излучения можно направить для раскрутки космической вращающейся системы. Так как система состоит из двух одинаковых корпусов, соединённых соответственно с ротором и статором электродвигателя, то эти два корпуса постепенно будут увеличивать угловую скорость вращения, причём две части корпуса вращаются в противоположных направлениях, но общий кинетический момент вращающейся конструкции будет нулевым. Вопрос раскрутки корпуса вращающейся системы на орбите является отдельным направлением исследования. В этой части работы важно учесть требование отделения блоков для последующего маневрирования на орбитах.

На рис.3 показан пример начала маневрирования космической вращающейся системы двумя отделёнными блоками, причём с сохранением герметичности всех отсеков. Двойные перегородки, радиус которых оптимален для показанной конфигурации, определён по предлагаемому алгоритму,

после разделения раздваиваются. Первая часть двойной перегородки остаётся на базовой вращающейся конструкции, а вторая часть двойной перегородки принадлежит отделённому блоку. Герметичность всех модулей сохранена, что требовалось по Техническому заданию для учёта вращения системы с возможностью отделения модулей. Далее можно кратко пояснить орбитальное маневрирование отделённых частей вращающейся системы на примере первой части классического манёвра Гомана, то есть переходной эллиптической орбиты, если исходная орбита вращающейся системы была круговой.

Самая простая система состоит из двух одинаковых связанных грузов, но на рис.3 для сохранения симметрии конструкции таких грузов три, основная центральная часть корпуса считается механической связью между двумя крайними отсеками, которые требуется отделить от вращающейся космической системы. Система закручивается на Земле или в космосе на орбите. Способ закрутки системы в этой работе не изучается, но является вполне осуществимым в современных условиях. Например, при орбитальной раскрутке большой системы до линейной скорости крайних отсеков 100 м/с достаточно иметь радиус 100 метров и угловую скорость вращения 1 рад/с, то есть около 60 град/с. При отделении крайних отсеков в момент, когда скорость одного отсека направлена против скорости орбитального движения центра масс системы, этот груз получит торможение 100 м/с. Этого достаточно для безопасного возвращения КА на Землю. Суть манёвра торможения заключается в сообщении тормозного импульса в точке апогея. Тогда высота перигея уменьшится. Если перигей находится в атмосфере Земли, то аппарат возвращается, как возвращаются космонавты. Цель достигнута, но осталась центральный корпус, тоже вращающийся, который можно применить для последующего отделения модулей. Второй отделившийся отсек получит разгонный импульс и перейдёт на более высокую орбиту. Баллистические вопросы, связанные с орбитальным маневрированием вращающейся космической системы были рассмотрены в предыдущих работах [1], но продолжают изучаться. В этой работе баллистическая часть задачи формулируется только требованием Технического задания для учёта вращения конструкции и получения дополнительной линейной скорости вращения крайних отделяемых отсеков.

Выводы.

1. Форма корпуса вращающейся космической системы выбрана составной из сферических сегментов с плоскими круговыми крышками в случае герметичных модулей или без крышек в случае негерметичных конструкций.

2. Для оптимизации корпуса вращающейся системы в соответствии с требованиями теории сложных технических систем выбрана целевая функция в виде отношения объёма модулей к площади их поверхности.

3. Выбранная целевая функция дополнена решающим правилом в виде максимизации, что позволило сформулировать критерий оптимизации сложной технической системы.

2. Доказано существование или отсутствие локальных максимумов целевой функции, соответствующей максимальному объёму при минимальной массе, для нескольких тестовых типовых вариантов компоновочных схем космических аппаратов на основе сферических сегментов.

3. Выполнена проверка полученных результатов компьютерными методами с помощью пакета прикладных программ Skilab.

4. Определены более сложные компоновочные схемы корпусов вращающихся космических систем для перспективных исследований, с большим числом модулей.

5. Разработанные алгоритм и программа позволяют на стадии эскизного проектирования вращающейся маневрирующей космической системы определить рациональные величины срезов сфер, обратив их в сферические сегменты. Полученные модули могут быть как герметичными после разделения конструкции для орбитального маневрирования, так и негерметичными. Требование герметичности отсеков задаётся Техническим заданием.

6. С помощью предложенного алгоритма разработаны варианты корпусов вращающихся и традиционных КА, а также других ёмкостей, в том числе общего назначения, защищённые авторскими патентами на полезные модели [2, 3, 4].

Научный руководитель – д.т.н., с.н.с. В.В. Лебедев

Библиографический список

1. Екимовская А.А. Орбитальный манёвр Гомана разрывом связей вращающейся тросовой системы / Материалы Международного молодёжного научного форума «ЛОМОНОСОВ-2022». Отв. Ред. И.А.Алешковский, А.В.Андрянов, Е.А.Антипов, Е.И.Зимакова. [Электронный ресурс] – М.: МАКС Пресс, 2022. – Секция 18: «Космические исследования в современных условиях». – Подсекция 3: «Математические модели в космосе». – Электронный ресурс (ссылка на статью): https://lomonosov-msu.ru/archive/Lomonosov_2022/data/25614/140677_uid450108_report.pdf
2. Екимовская А.А. Герметичная ёмкость из сферических слоёв с перегородками. Патент RU 226143 U1 на полезную модель от 08.05.2024, публ. 22.05.2024, Бюлл. №15. Заявка на полезную модель № 2024106140. Дата подачи заявки (приоритет) 11.03.2024. - Официальный бюллетень «Изобретения. Полезные модели». – ISSN 2313-7436. - ФИПС: <https://elibrary.ru/item.asp?id=67289651>
3. Екимовская А.А. Открытая ёмкость максимального объёма с плоским дном и сферической стенкой / Патент на полезную модель RU 223867, рег. 05.03.2024. Заявка на полезную модель RU 2023124105, от 19.09.2023. Публ. 05.03.2024, Бюлл. №7. Электронный ресурс: https://www1.fips.ru/registers-doc-view/fips_servlet?DB=RUPM&DocNumber=223867&TypeFile=html
4. Екимовская А.А. Герметичная ёмкость из сферических слоёв. Патент на полезную модель RU 226295, рег. 30.05.2024, публ. Бюлл. №16 от 30.05.2024. Заявка на полезную модель RU 2024106143 от 11.03.2024. – Электронный ресурс: https://www1.fips.ru/registers-doc-view/fips_servlet?DB=RUPM&DocNumber=226295&TypeFile=html

СТРУКТУРА ПОСТРОЕНИЯ АЛГОРИТМОВ К ЦИФРОВОМУ ДВОЙНИКУ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Н.М. Макаров, А.Ф. Сальников, Е.Н. Петрова

Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Технология разработки цифровых двойников высокотехнологичных изделий является в каждом конкретном случае уникальной. Цель создания цифровых двойников – это снижение себестоимости и сроков разработки опытных образцов изделия. Различными вариантами цифровых двойников в Российской Федерации занимаются и научно-технические центры, и предприятия ракетно-космической промышленности. Первым экономическим сектором, с которого началось активное развитие технологии цифровых двойников, стала авиационно-космическая отрасль. Основное применение цифровых двойников в данной отрасли начиналось с оптимизации характеристик летательных аппаратов на стадии проектирования. В настоящее время технология цифровых двойников используется не только в промышленном производстве авиационно-космической продукции, но и меняет представление о возможностях проведения летных миссий, значительно повышая их эффективность и безопасность [1].

Цифровой двойник ракетного двигателя – цифровая модель камеры и системы регулирования процессом испытания, имитирующая режимы запуска отображаемого объекта и протекающие в нем нестационарные физические процессы, при этом в реальном времени проводящая телеметрические измерения и корректирование параметров испытания в случае отклонения характера поведения двигателя. Анализ функциональности изделия осуществляет оператор и для адаптации всей виртуальной системы изменяет конфигурации физико-математической модели. Методики анализа в свою очередь регламентирует конструкторская документация, и представление результатов испытания необходимо проводить в заданном отчетном виде.

Необходимо учитывать, что применение цифровых двойников как метода исследования объектов и процессов требует разработки методик, алгоритмического и программного обеспечения. Однако, вместе с тем решение этих задач должно быть получено при обосновании адекватности математических моделей.

Применяемая компьютерная модель ракетного двигателя на программно-технологической платформе цифровых двойников, позволит сократить количество тестовых испытаний за счет отработки вариантов на цифровой модели и снизить финансовые издержки на каждой стадии жизненного цикла.

Структура построения алгоритмов базируется на концептуальных основах математических моделей, формирующих физическую модель ракетного двигателя с его определенными (задаваемыми) параметрами (габариты, массы). Учитываются физико-механические характеристики всех элементов конструкции, термодинамические, энергетические характеристики топлив (требуемые или достигаемые значения тяги, импульса), описывающими особенности разрабатываемого или созданного ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) для проведения огневых стендовых испытаний (ОСИ). На рис. 1 представлена схема управления моделированием и испытанием.

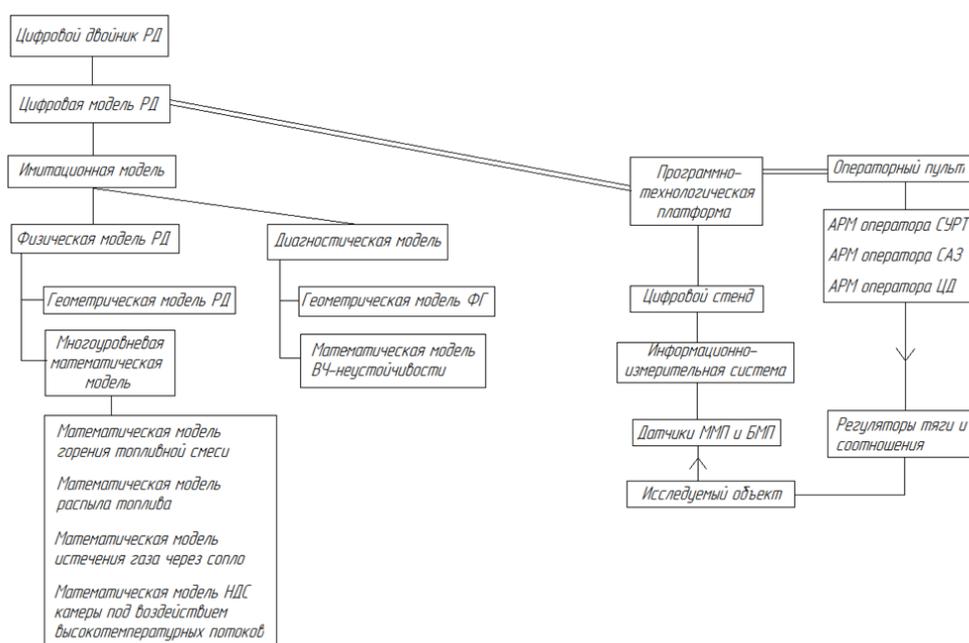


Рис. 1. Схема управления моделированием и испытанием

В цифровую модель, отражающую ситуацию объекта моделирования, вводятся исходные управляющие данные. Полученные результаты моделирования анализируются, изменяются и вновь поступают на вход модели. Таким образом, осуществляется активное прогнозирование и получение оптимального решения, которое через средства сопряжения формирует управляющие воздействия, поступающие на объект управления с цифрового двойника в системе управления [2].

В основе цифровых двойников лежат общие требования:

- в достижении наиболее полного соответствия физической модели отображаемому исходному объекту;

- критичное для адекватности созданной копии изделия применение математического аппарата, описывающего поведение двигателя на всем жизненном цикле;

- в возможности оценки текущего состояния объекта или его прогнозирования при ОСИ, летных испытаниях или боевого применения.

Таким образом, цифровой двойник должен сопровождаться методиками и программно-техническим инструментарием.

Согласно ГОСТ Р 57700.37-2021 приняты общие требования к цифровым двойникам [3]. Положения данного стандарта регламентируют внедрение технологии, применение результатов моделирования и проведение виртуальных испытаний. Кроме того, при разработке двойника используется электронная структура изделия, и проводится оценка цифровых стендов на соответствие требованиям по разработке и сдаче в эксплуатацию изделий.

Необходима разработка таких методов, методик, программных продуктов и алгоритмов, которые бы максимально просто, но теоретически корректно обеспечивали быструю обработку рядов наблюдений и выдавали бы в качестве результата готовые ряды наблюдения заданного объема, обладающие автоматически выявленными вероятностными свойствами. Это как раз и есть данные, которые снимаются с реального объекта и которые, как предполагается в рамках цифровых двойников, и будут использоваться для того, чтобы потом проводить виртуальное моделирование на реальных объектах. Для повышения качества имитационного ядра цифрового двойника необходимо решить важную задачу (формирование методик, методов, алгоритмического и программного обеспечения создания цифровых двойников слабо формализованных систем) [4].

При применении цифрового проектирования и моделирования процесс разработки и испытаний изделия переносится в цифровое пространство. Основная доля изменений конструкции вносится на этапе проектирования прежде, чем будут произведены и испытаны опытные образцы. На данном этапе с помощью математических и компьютерных моделей осуществляются цифровые (виртуальные) испытания, в рамках которых возможно проверить конструкцию изделия на соответствие требованиям при внесении различных изменений. Проработка изделия за счет проведения множества цифровых (виртуальных) испытаний позволяет минимизировать количество изменений, вносимых в конструкцию изделия при производстве и испытаниях опытных образцов, и, соответственно, количество опытных образцов и проводимых натурных испытаний до объема, достаточного для подтверждения соответствия требованиям технического задания.

Компьютерное моделирование позволяет не только получить прогноз, но и определить, какие управляющие воздействия на систему приведут к благоприятному развитию событий между компонентами модели, являющимися отражением реальных связей. Компьютерная модель может быть частью системы управления объектом.

Таким образом, прорабатывается и создается интерфейс включающий в себя общую оболочку, заполняемую программными модулями:

- задание исходных данных для программы моделирования массогабаритного облика создаваемого изделия или уже созданного;

- оценочные проектно-конструкторские программы, позволяющие возможность обращения к базе априорной информации по физико-механическим свойствам материалов, энергетическим характеристикам топлив и другого справочного материала, позволяющего построить цифровую модель изделия;

- программы моделирования процессов горения топлива в камере сгорания на основе динамического подхода с оценкой акустических, пульсационных режимов работы, изменения свойств материалов конструкции при термодинамическом воздействии и НДС, изменения тяги;

- программные модули, оценивающие влияние различных факторов на состояние изделия в процессе ОСИ, летных испытаниях, боевого применения.

Цифровые (виртуальные) испытания и стенды позволяют провести неограниченное число испытаний множества конструкций и изделий во всех возможных условиях эксплуатации, уменьшая время разработки изделий и создавая экономию, так как снижается количество опытных образцов, минимизируются финансовые и временные затраты на проведение испытаний и организацию работы испытательных стендов.

Проведение виртуальных испытаний изделия в полном объеме подразумевают также специальные огневые испытания, поскольку режимы работы двигателя сопровождаются самовозбуждением автоколебаний. В общем случае неустойчивость горения является результатом взаимодействия акустических колебаний в камере сгорания и в каналах форсунок с такими явлениями как распыл, испарение, смешение, химическая кинетика. Успешное моделирование неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях зависит от правильности отображения данных процессов.

Отображение реальных процессов при помощи физических моделей возможно выполнить при выполнении пропорциональности геометрических характеристик пространственной области, однозначности физических постоянных и граничных условий. В управлении процессом в камере сгорания вносят два основных явления, от качества моделирования которых зависит

адекватность цифровой модели. Первое из них носит гидродинамический характер и определяет стадию смешения компонентов, а второе определяет химические реакции топливных компонентов.

Для прогнозирования устойчивой – неустойчивой работы камеры сгорания двигателя требуется построение диагностической модели явления неустойчивости горения. Исследование устойчивости двигателя требует составления дифференциальных уравнений отдельных звеньев системы. При этом необходимым условием для анализа неустойчивости и дополнительного изучения фронта пламени является наличие экспериментального материала. Накопление фактов позволит сформировать представление о причинах, нарушающих устойчивость рабочего процесса. Кроме этого, количественные результаты, получаемые с изделия, с целью их обобщения должны быть получены с применением методов теории подобия.

Для разработки цифрового двойника изделия создается многоуровневая система требований, которая позволяет проверять соответствие значений показателей, необходимых для удовлетворения требований к изделию, установленным диапазонам значений, а также анализировать их взаимное влияние. Значения должны быть актуальны физическому объекту в любой момент времени и автоматически соответствовать его изменениям. Описанный процесс обеспечивает алгоритм, суть которого заключается в формировании матрицы исходных данных и проектных требований к объекту.

Целесообразно с учетом модульной концепции цифровых двойников применять систему требований, включающей параметры испытательного оборудования и группы параметров изделия: прочностные, функциональные, энергетические, тепловые. Таким образом, можно анализировать взаимное влияние значений отображаемых объектов и учесть характеристики испытательного стенда. Двойник согласно перечню контролируемых параметров должен быть обеспечен средствами автоматизированного получения данных об изменениях конструкторской документации, модернизации компьютерных моделей и инженерных расчетов. Решаемая комплексная задача по разработке компьютерной модели стенда и цифрового двойника изделия имеет своей целью объединить программу контрольных испытаний двигателя и результаты математического и физического моделирования. Программа виртуальных испытаний включает вместе с обязательным отражением методики и количества холодных и контрольных испытаний изделия факторы, влияющие на соответствие цифровой модели моделируемому процессу или изделию. Результаты методического и программного обеспечения подтверждаются самими испытаниями.

Для формирования полного комплекса решается задача сопоставления компьютерной модели цифрового двойника изделия с возможностью объединения с программой его контрольных испытаний, что позволит проводить его виртуальные испытания, сократив тем самым объем натуральных и существенно снизит временные и финансовые затраты.

Научный руководитель – д.т.н., профессор А.Ф. Сальников

Библиографический список

1. Царев М.В., Андреев Ю.С. Цифровые двойники в промышленности: история развития, классификация, технологии, сценарии использования // Известия вузов. Приборостроение. - 2021. - Т. 64. - № 7.
2. Галеев А.Г. Методология экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний и устройства испытательных стендов: монография [Электронный ресурс] / А.Г. Галеев, В.Н. Иванов, А.В. Катенин, В.А. Лисейкин, В.П. Пикалов, А.Д. Поляхов, Г.Г. Сайдов, А.А. Шибанов. – Киров: МЦНИП, 2015. – 436 с.
3. ГОСТ Р 57700.37-2021 Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения; <https://docs.cntd.ru/document/1200180928> (дата обращения 14.02.2025 г.).
4. Петров А.В. Имитационное моделирование как основа технологии цифровых двойников // Вестник Иркутского государственного технического университета. – 2018. – Т. 22. – № 10. – С. 56–66.

УДК 629.78

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЗАПАСА РАБОЧЕГО ТЕЛА КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ВЫСОТЫ ОКОЛОКРУГОВОЙ СОЛНЕЧНО- СИНХРОННОЙ ОРБИТЫ НА ПРОТЯЖЕНИИ СРОКА АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

К. В. Предеин

Московский авиационный институт

Введение

На начальных этапах разработки космического аппарата (КА) важно определить необходимый запас рабочего тела (РТ) для двигательной установки (ДУ), обеспечивающий выполнение целевых задач в течение всего срока активного существования (САС). Однако из-за значительной неопределенности в параметрах КА, таких как масса, баллистический коэффициент, а также влияние солнечной и геомагнитной активности, точные расчеты на этой стадии затруднены. В связи с этим требуется простой метод оценки, который использует минимальный объем исходных данных.

Расчет коэффициента C_x затруднен из-за множества неопределенностей, возникающих при математическом моделировании высокоскоростного движения в верхних слоях атмосферы. В этой области ведется обширная научная работа, начало которой было положено еще в середине прошлого века [1-7].

В работе [10] представлены алгоритмы оценки расхода рабочего тела (РТ) для коррекций солнечно-синхронных орбит (ССО) на основе темпа снижения высоты. Однако этот параметр является экспериментальной величиной и может определяться либо через моделирование движения, требующее значительных вычислительных ресурсов, либо по навигационным данным с уже находящегося на орбите аппарата. Главное преимущество предложенного в данной статье алгоритма заключается в его применимости на этапе проектирования, так как он использует лишь базовые параметры, такие как высота орбиты и площадь мишеля КА.

Математическая модель

Для оценки расхода рабочего тела двигательной установки (КДУ) на поддержание орбиты в течение всего срока активного существования (САС) применяется следующий методический подход. Суммарный требуемый импульс тяги за САС определяется исходя из условия полной компенсации аэродинамических потерь, возникающих в процессе полета КА:

$$J_{\Sigma} = \int_{T_0}^{T_0+T_{\text{САС}}} X dt, \quad (1)$$

где T_0 – время начало моделирования; $T_{\text{САС}}$ – срок активного существования; X – сила аэродинамического сопротивления:

$$X = C_x \frac{\rho V_{\infty}^2}{2} S_m,$$

где C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления; ρ – плотность атмосферы; V_{∞} – круговая скорость спутника на орбите; S_m – площадь мишеля.

Скорость спутника определяется как:

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{Зем}} + H_{\text{орб}}}};$$

где $\mu = 398600.4415 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$ – гравитационный параметр Земли; $R_{\text{Зем}} = 6371$ км – средний радиус Земли; H – средняя высота орбиты.

Предполагается, что аэродинамическое сопротивление действует в направлении, противоположном вектору орбитальной скорости КА, а влияние собственного движения атмосферы не учитывается из-за его малости.

Коэффициент аэродинамического сопротивления

Коэффициент аэродинамического сопротивления рассчитывался для КА, моделируемого в виде плоской пластины, ориентированной нормально навстречу набегающему потоку. Данный метод позволяет получить верхнюю оценку этого коэффициента, а значит, и максимально возможный расход рабочего тела КДУ.

Аналитическое выражение для расчета коэффициента аэродинамического сопротивления плоской пластины, приведенное ниже, было получено в работе [1]. Решение предполагает диффузное отражение частиц набегающего потока, а результирующая сила аэродинамического сопротивления определяется интегралом потока импульса частиц по поверхности пластины. Приток импульса частиц интегрируется с использованием распределения скоростей свободномолекулярного потока, а отток рассчитывается с использованием распределения скоростей повторного излучения, определяемого температурой во фронте ударной волны.

Первые два члена в (2) представляют собой приток импульса, интегрированного по плоской поверхности, а последний член представляет собой вклад повторного излучения в общий поток импульса. Коэффициент силы лобового сопротивления пластины определяется по формуле:

$$C_x = \frac{2}{\sqrt{\pi}S} \left(\exp[-(S \cos \alpha)^2] + \sqrt{\pi}S \cos \alpha \left(1 + \frac{1}{2S^2} \right) \operatorname{erf}[S \cos \alpha] + \frac{\pi S}{S_W} \cos \alpha^2 \right), \quad (2)$$

где

$$S = \frac{V_{\infty}}{\sqrt{\frac{2kT_{\text{inf}}}{m}}}; \quad S_W = \frac{V_{\infty}}{\sqrt{\frac{2kT_{\omega}}{m}}}$$

T_{inf} – температура экзосферы, T_{ω} – температура фронта ударной волны; α – угол атаки (угол между нормалью к поверхности пластины и вектором орбитальной скорости КА); m – молекулярная масса частиц газа; k – константа Больцмана.

Температура T_{ω} может быть получена через эмпирическую зависимость:

$$T_{\omega} = -1525 + 24.217h - 0.1164h^2 + 0.000201h^3,$$

где h – в километрах, а T_{ω} – в кельвинах.

Рассмотрим массу и температуру T_{inf} . Для их вычисления возьмем модель CIRA-72 [9]. Эта модель позволяет получить параметры атмосферы Земли свыше 90 км.

Модель использует следующие исходные данные:

- прямое восхождение и склонение КА и Солнца;
- текущая эпоха (юлианская дата в шкале TDB);
- значения индексов космической погоды $F_{10.7}$, F_{81} и K_p .

Расчет прямого восхождения и склонения КА и Солнца рассматривается в следующем разделе в контексте определения плотности атмосферы.

Значения юлианской даты и индексов слабо влияют на значение коэффициента аэродинамического сопротивления C_x . Например, для орбиты со средней высотой 200 км, при минимальной активности ($F_{10.7} = 60 * 10^{-22} \frac{Вт}{м^2Гц}$, $F_{81} = 60 * 10^{-22} \frac{Вт}{м^2Гц}$, $K_p = 1$) коэффициент равен 2.31, а при максимальной активности (соответствующие индексы равны 300, 300, 9) – 2.34, что соответствует изменению на 1.27 % – наибольшему среди высот 200-1000 км. Поэтому расчет проводится для средних космической погоды с целью получить средний коэффициент: $F_{10.7} = 181, F_{81} = 181, K_p = 5$.

Получившийся график C_x от средней высоты орбиты представлен на рисунке 1. Данные результаты схожи с данными [8].

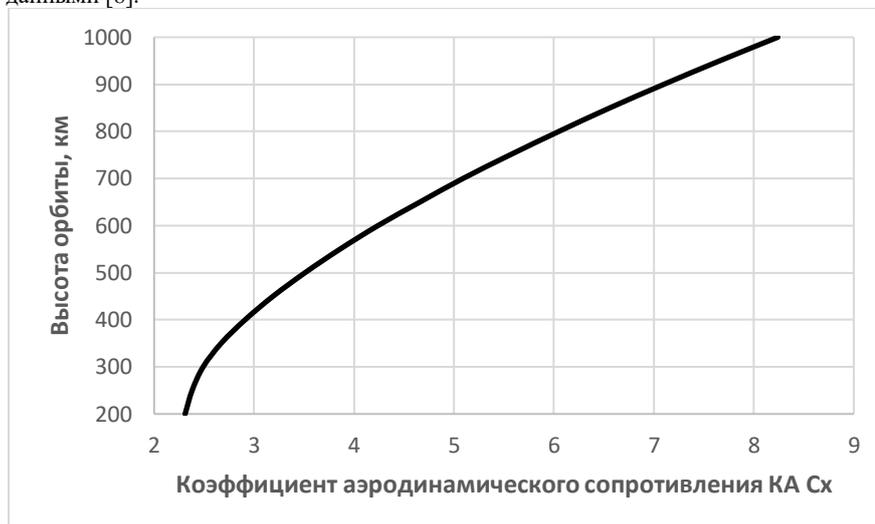


Рисунок 1 – Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления C_x для КА в виде плоской пластины от высоты орбиты

Плотность атмосферы

Плотность атмосферы рассчитывается по той же модели, что и в предыдущем разделе (CIRA-72). Ранее были рассмотрены все входные параметры, за исключением углов прямого восхождения и склонения КА и Солнца. Плотность атмосферы зависит от положения КА и Солнца на рассматриваемую дату, что делает необходимым проведение моделирования движения КА. Данная операция включает численное решение системы уравнений движения КА, что требует значительные вычислительные мощности, а также определения ряда дополнительных параметров, знание которых на этапе проектных расчетов может быть затруднительно. Возникает закономерный вопрос: какие допущения возможно применить, чтобы заменить моделирование движения КА на аналитические зависимости?

Для аппаратов, функционирующих на ССО, угол между радиус-вектором Солнца и плоскостью орбиты практически неизменен с течением времени.

Используя это допущение заморозим прямое восхождение и склонение и Солнца равными нулю. Проведем моделирование одного витка движения спутника, откуда рассчитаем среднюю плотность атмосферы. В конце вычислим значение угла склонения Солнца, которое назовем «эквивалентным», таким, чтобы плотность атмосферы равнялась средней по моделированию.

Для проверки данного суждения был промоделирован один виток движения КА, на множестве ССО со следующими диапазонами параметров (таблица 1).

Таблица 1 – Выборка ССО для моделирования одного витка движения КА

Параметр	Диапазон	Дискретизация
Высота в восходящем узле (ВУ), км	от 200 до 1000	50
Местное среднее солнечное время (МССВ), час	24	1
Месяц	12	1

Моделирование движения КА выполняется в невращающейся геоцентрической экваториальной системе координат со следующими допущениями:

- Модель гравитационного поля Земли: J2;
- Позиция Солнца в течение витка зафиксирована.

В результате обработки всех орбит можно сформулировать ряд суждений о влиянии трех независимых параметров: месяца года, высоты орбиты и МССВ ВУ на эквивалентное склонение Солнца (зависимый параметр).

Рассмотрим зависимость эквивалентного склонения Солнца от высоты орбиты для различных месяцев года при фиксированном МССВ ВУ 12:00.

На рисунке 2 прослеживается схожий профиль для разных месяцев года. Виден максимум функции в районе 300 км. Эквивалентное склонение Солнца (среднее) среди всех рассматриваемых высот равно 86° .

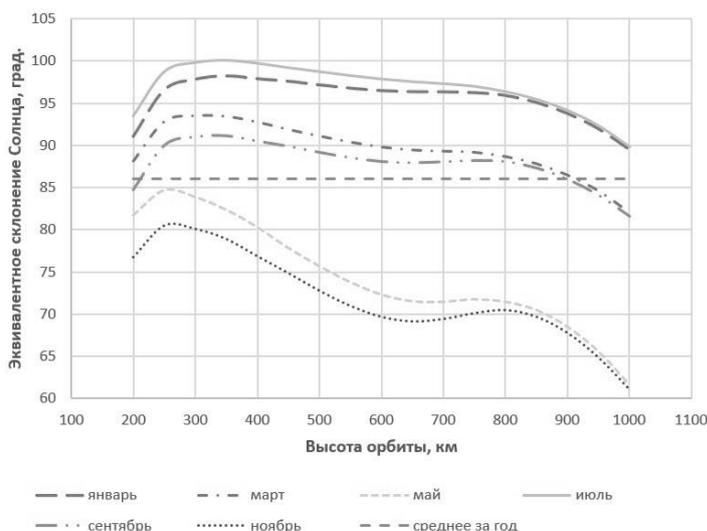


Рисунок 2 – Зависимости эквивалентного склонения Солнца от высоты орбиты с МССВ ВУ 12:00 для разных месяцев года

Рассмотрим зависимость эквивалентного склонения Солнца от МССВ ВУ для различных месяцев года при фиксированной высоте орбиты 300 км. Прослеживается схожий профиль для каждого из месяцев года (рисунок 3). На диапазоне МССВ ВУ 00:00-23:00 четко видны два максимума и два минимума, которые смещаются в зависимости от месяца года, практически не изменяя формы. Если посчитать для каждого месяца среднее значение (их всех МССВ ВУ), то можно увидеть, что оно остается практически постоянным. Из чего следует вывод, что на интервале нескольких лет, местное среднее солнечное время не оказывает влияния на среднее эквивалентное склонение Солнца (в среднем за год – 91°).

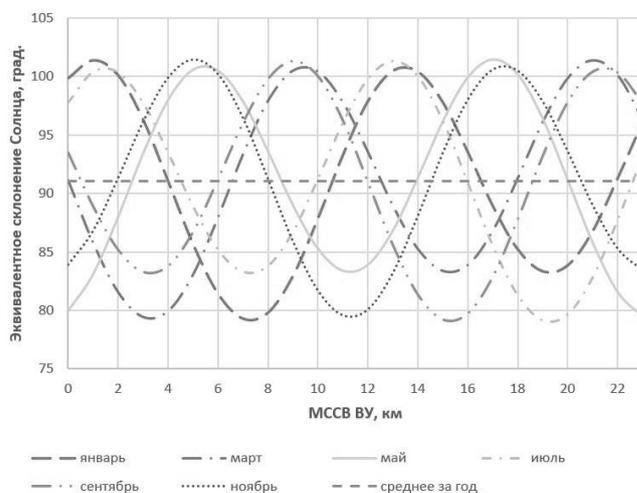


Рисунок 3 – Эквивалентное склонение Солнца от местного среднего солнечного времени на протяжении года (орбита 300 км)

Поскольку САС обычно составляет несколько лет, усредним значения эквивалентного склонения Солнца для каждой орбиты по месяцам в течение года и по местному среднему солнечному времени. Получим график, представленный на рисунке 3. Среднее значение по всем высотам – 86.4° . Численные значения приведены в таблице 2.

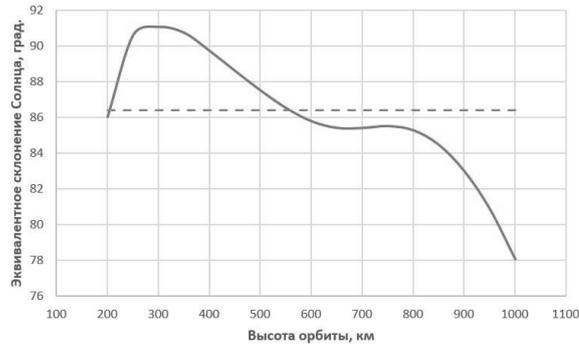


Рисунок 4 – Среднее эквивалентное склонение Солнца от высоты

Таблица 2 – Некоторые значения эквивалентного склонения Солнца

Высота ССО, км	200	300	400	500	600	700	800
Эквивалентное склонение Солнца, град.	86.04	91.08	89.73	87.52	85.79	85.41	85.29

В итоге можно сформулировать утверждение: средняя плотность атмосферы в течение витка примерно равна плотности при склонении Солнца 90°.

При оценке затрат рабочего тела главную роль играет плотность атмосферы, зависящая в основном от индексов космической погоды и способна варьироваться в пределах 2-3 порядков.

Поскольку точный прогноз значений индексов космической погоды на длительный период затруднен, целесообразно использовать архивные данные, накопленные с 01.01.1957 по настоящее время.

Варьируя дату начала моделирования движения аппарата, можно получить частичные наборы солнечной и геомагнитной активности. По каждому набору берется интеграл (1), что позволяет статистически оценить суммарные затраты импульса тяги КДУ на орбите данной высоты.

Для повышения точности анализа дата начала моделирования сдвигается на сутки при каждой новой реализации. Интегрирование (1) завершается по достижению времени САС.

Таки образом, можно построить зависимость потребного суммарного импульса тяги от дня начала моделирования, а также определить минимальное, максимальное, среднее и доверительное значение.

Для расчета оценки затрат рабочего тела ($m_{р.т.}$) и моторного времени (T_{μ}) достаточно использовать следующие зависимости:

$$m_{р.т.} = \frac{J_{\Sigma}}{I_{уд}};$$

$$T_{\mu} = \frac{J_{\Sigma}}{P},$$

где J_{Σ} – потребный суммарный импульс тяги КДУ; $I_{уд}$ – удельный импульс тяги КДУ; P – величина тяги КДУ.

Численные результаты

Работоспособность предлагаемой методики оценки запаса РТ проанализируем на численном примере расчета.

Для примера рассмотрим околокруговую ССО со средней высотой 400 км и МССВ ВУ 12:00. КА имеет следующие параметры: САС 7 лет, площадь миделя 2 м², тяга $P = 18$ мН, удельный импульс $I_{уд} = 1200$ с.

Эквивалентное склонение Солнца для орбиты со средней высотой 400 км равно 89.734°.

Исторические значения индексов $F_{10.7}$, F_{81} и K_p взяты на интервале с 01.01.1957 по 25.06.2024 [11]. На рисунке 5 представлена их визуализация.

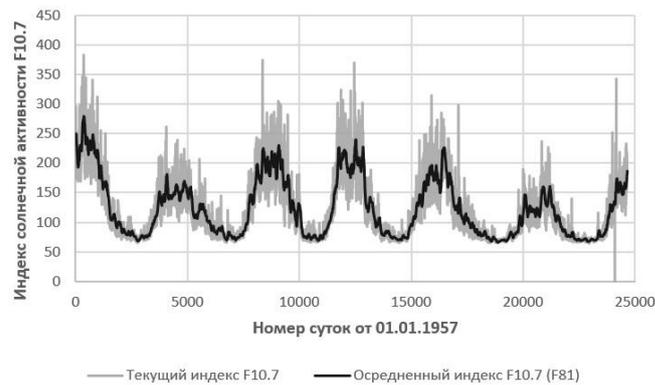


Рисунок 5 – История изменения индекса солнечной активности $F_{10.7}$ на интервале дат от 01.01.1957 до 27.03.2024

В результате расчета по предлагаемой методике получены следующие результаты.

Коэффициент аэродинамического сопротивления $C_x = 2.92$. График требуемого суммарного импульса тяги КДУ за САС от дня начала моделирования представлен на рисунке 6.

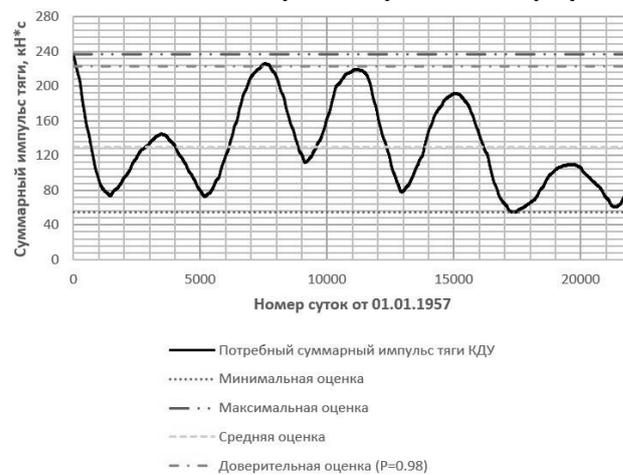


Рисунок 6 – Зависимость потребного суммарного импульса тяги КДУ от начального момента времени моделирования

На данном рисунке выделяются 5 локальных максимумов, приблизительно соответствующих максимумам солнечной активности, приведенным на рисунке 5. Горизонтальными линиями отмечены минимальная, максимальная, средняя оценки потребного суммарного импульса тяги КДУ за САС (7 лет), а также уровень доверительной оценки, полученный исходя из условия достаточности суммарного импульса КДУ с вероятностью 0.98 при полете в любую эпоху.

С использованием данных результатов получены оценки затрат рабочего тела и моторного времени КДУ за САС (см. таблицу 3).

Таблица 3 – Оценки запаса рабочего тела КДУ, моторного времени и суммарного импульса тяги КДУ для поддержания ССО высотой 400 км в течение 7 лет

Характеристика КДУ	Минимальная оценка	Максимальная оценка	Средняя оценка	Доверит. оценка (P=0,98)
Запас рабочего тела, кг	4.648	20.105	11.040	18.928
Моторное время, ч	844.130	3651.136	2004.850	3437.365
Суммарный импульс тяги, кН·с	54.700	236.594	129.914	222.741

Заключение

В рамках данной статьи предложена методика оценки запаса РТ КДУ для поддержания орбиты околокруговой ССО на протяжении САС КА.

Данная методика отличается использованием в качестве начальных условий проектных параметров, которые могут быть известны на самых начальных этапах проектирования, а также отсутствием необходимости применять трудоемкий аппарат численных расчетов.

Приведен пример расчета по изложенной методике.

Научный руководитель – к. т. н., доцент Р. В. Ельников

Библиографический список

1. L. H. Sentman. «Free Molecule Flow Theory and Its Application to the Determination of Aerodynamic Forces» Tech. Rep. 448514, Lockheed Missiles and Space Company, Sunnyvale, California, October 1961.
2. E. M. Gaposchkin and A. J. Coster. Analysis of Satellite Drag. The Lincoln Laboratory Journal, Volume 1, Number 2 (1988).
3. E. M. Gaposchkin. Calculation of Satellite Drag Coefficients. Lincoln Laboratory. 1994.
4. К. Мое, М. М. Мое. Gas-surface interactions and satellite drag coefficients / Planetary and Space Science 53 (2005) 793-801.
5. P. M. Mehta et al. Modeling satellite drag coefficients with response surfaces / Advances in Space Research 54 (2014) 1590-1607
6. B. R. Bowman, K. Moe. Drag Coefficient Variability at 175-500 km from the Orbit Decay Analyses of Spheres. Air Force Space Command Space Analysis Division. Science and Technology Corp.
7. J. B. Parham, L. A. Barba. Finding the Force-Consistent Particle Seeding for Satellite Aerodynamics. MIT Lincoln Laboratory / Mechanical Engineering, Boston University.
8. D. A. Vallado, D. Finkleman. A Critical Assessment of Satellite Drag and Atmospheric Density Modeling. Center for Space Standards and Innovation, Colorado Springs, Colorado, 80920.
9. CIRA-72. COSPAR International Reference Atmosphere, Akademie Verlag, Berlin, 1972.
10. А. А. Чернов, Г. М. Чернявский. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. - М.: Радио и связь, 2004. - 200 с.: ил.
11. Институт им. М. В. Келдыша // URL: <ftp://ftp.kiam1.rssi.ru/pub/gps/solar/solarinex.txt>

УДК 629.78

МОДЕЛЬ МОБИЛЬНОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ ЛАБОРАТОРИИ

В.Ю. Соловьёва

Технический университет им. А. А. Леонова

Введение. В последние десятилетия интерес к исследованию Луны и других планет значительно возрос, что связано с развитием технологий и стремлением человечества расширить свои знания — о космосе. Одним из наиболее значимых достижений в этой области стали луноходы — автоматизированные транспортные устройства, предназначенные для изучения поверхности различных объектов. Вдохновившись фильмом «Е-8: Рассекреченная история». Во время просмотра фильма мы были поражены историей создания и использования роботов-планетоходов серии «Луноход», которые были отправлены на Луну советскими учёными и инженерами. Это подвигло меня на создание своего макета лунохода, чтобы лучше понять процесс разработки и принципы работы таких аппаратов. Исходя из этого вдохновения фильмом, главной целью нашего проекта стало поэтапное изготовление макета данного транспортного устройства.

Цель: создать малоразмерный образец космического транспортного средства

Задачи:

- 1) Изучить теоретический материал
- 2) Спроектировать принципиальную схему пульта управления
- 3) Собрать малоразмерный образец транспорта
- 4) Протестировать полученное изделие и сделать выводы о проделанной работе

Практическая значимость. Создание макета лунохода способствует развитию космической техники и технологий, так как это поможет учёным и инженерам разрабатывать и совершенствовать технологии для будущих миссий на Луну и в другие части Солнечной системы. Проект помогает

изучать основные принципы работы космического транспорта и их устройства, что может привести к новым открытиям и разработке более эффективных и надёжных аппаратов для исследования космоса. Тестирование и доработка макета позволят проверить работоспособность всех систем и механизмов, что может выявить возможные проблемы и недостатки, которые можно устранить перед отправкой настоящего лунохода на Луну. Проект может стимулировать развитие образования и популяризации науки, так как его результаты могут быть использованы для создания образовательных материалов, проведения лекций и семинаров, а также для привлечения молодёжи к изучению космоса и технических наук. Создание макета лунохода может способствовать развитию туризма в космосе, так как макет может быть использован для демонстрации возможностей лунных миссий и привлечения потенциальных туристов, желающих посетить Луну или другие космические объекты. Презентация и защита проекта дадут возможность представить результаты работы и обсудить достижения, а также определить возможные направления дальнейшего развития проекта. Также с его помощью можно предположить поведения транспортных средств на луне, так как точных сведений об этом до сих пор нет. К тому же макет нашего лунохода можно использовать как наглядный пример для обучения новых специалистов и объяснения на нем основных нюансов внеземного транспорта, что будет очень полезно для многих новых сотрудников в данной сфере.

Примерная стоимость реализации

По нашим подсчётам, которые приведены в таблице №1 для создания такого макета транспортного средства как луноход нам понадобится порядка 1550 руб.

№	Статья расходов	Стоимость (ед.), руб.	Кол-во единиц	Сумма руб.
1	Материалы для корпуса (фанера 4-х слойная)	500	1	500
2	Колёса (5-ти слойная фанера)	400	4	400
3	Наборы болтов и гаек разных калибров	175	2	350
4	Пластиковая миска	250	1	250
5	Шпатель	50	1	50
9	Итого:			1550

Таблица №1

Техническая часть

Берется сломанная машинка на радио управление, снимается корпус и заменяется блок управления на заранее изготовленный по схеме. Была изготовлена питающая часть на основе цифрового стабилизатора тока и напряжения от трех питающих элементов по 1.5 вольт. Был заменен внутренний генератор, на генератор с барьерным эффектом транзистора. Установлен усилительный каскад на преамп радиосигнала с внутренней стабилизацией, что поможет качественно принимать сигнал при любой температуре окружающей среды. В качестве поворотного механизма были установлены Н мосты на силовых транзисторах, что позволит в быстром режиме менять направление движения макета. Преобразователь кодов был перепаён и изолирован компаундом, поскольку это основная и самая дорогая часть схемы. Колебательные контура приема и демодуляции были экранированы и заземлены для повышения качества приема.

Передающая часть была переделана по тому же принципу, что принимающий блок внутри образца. Отличие заключается в установке СВЧ транзисторов в SMD исполнение в выходной каскад схемы, данная модернизация позволила увеличить дальность приема до 20 метров. Изменения привели к увеличению потребляемого тока схемы. По этой причине заряда батарей стало хватать на 10 часов непрерывной работы вместо 20 часов при старой конструкции схемы. По разработанному эскизу был изготовлен корпус из фанеры и дерева. Разработанные чертежи были распечатаны, и по ним вырезаны детали в мастерской колледжа, позже детали были соединены в корпус. Несущая конструкция состоит из фанерной основы с штырями между собой листов фанеры. На этот корпус крепится звездообразная площадка имитирующая переходное соединение между рабочим отделением и силовой установкой реально образца вездехода. Рабочее отделение сделано из пластиковой миски с деревянной крышки. Которая экранирует защитную платину и термоизоляцию повышенной износостойкости для защиты экипажа.

Под несущую часть, устанавливается платформа от машинки на радио управлении. В рабочую зону была перенесена электроника и антенна.

Платформы колёс изготовлены из вырезанных фанерных колёс и общей несущей базы, которая крепится к основному корпусу.

Имитация тарелки приёмопередатчика со спиральной основой установлена сзади рабочего отделения.

В систему управления будет установлен RF пульт (радиочастотный пульт дистанционного управления), который позволяет управлять различными электронными устройствами на борту машины без физического контакта. В отличие от инфракрасных (IR) пультов, которые работают на основе инфракрасного излучения и требуют отсутствия преград для устойчивого сигнала, RF оборудование использует радиосигналы для передачи команд. Это означает, что он может функционировать даже при отсутствии прямой линии обзора между ним и источником света, что дает большую свободу при его

использовании особенное в исследование других планет. Внутри устройства находится электрическая плата с радио деталями. При нажатии на кнопку создается радиочастотный модулированный сигнал, который отправляется на контроллер. Передача сигнала происходит через антенну, установленную на корпусе. Приемник и усилитель устанавливается между блоком питания и источником света. Благодаря ему размыкается цепь, питающая двигатели экспериментального устройства. Двухнаправленный вариант передачи данных поддерживают пульта приёмник. На принимающее устройство подаётся сигнал управления. В обратную сторону отправляются рабочие параметры информация о температуре воздуха. Для телевизоров и аудиовидеотехники используются, как правило, однонаправленные модели. Производители электронного оборудования не имеют ограничений в создании кодировочных механизмов сигналов и частотного диапазона модуляции. Как следствие, даже аналогичные пульта дистанционного управления в рамках одного бренда могут оказаться не взаимозаменяемыми.

Конструкция корпуса была разработана с учётом различных природных условий дальнего и ближнего космоса. Данный вид конструкции способен выдерживать большие перегрузки и защищать экипаж от вредного воздействия с наружи.

Материал корпуса для полноразмерной модели:

1. Блок жизнеобеспечения- тугоплавкий алюминий с внешней изоляцией их полимерных материалов, обеспечивает защиту экипажа и поддерживает приемлемую температуру внутри капсулы
2. Колеса- титан с повышенной упругостью
3. Насуши корпус(лафет)- выполнен из алюминия
4. Реактор расположен в лафете, что позволяет в случае разрушения конструкции защитить реактор от поломки и взрыва

Форма корпуса была выбрана из расчетов облегчения производства высокопрочной крыши, которая защищает от химического и термического воздействия верхних слоёв атмосферы. Смотровые приборы расположены в лобовой и кормовой части вездехода, форма перевернутого конуса обеспечивает защиту от образования налета на смотровых приборах и достаточный обзор перед транспортным средством. На современных транспортных средствах, капот с рабочим отделением мешают видеть дорогу перед машиной, такое недопустимо в условиях плохой видимости и не известного состояния дороги.

Форма обратно перевернутого конуса является достаточно надежной со всех сторон и гарантирует целостность конструкции при внешних физических воздействиях.

Восьми колесная движущая база позволяет распределять нагрузку равномерно на почву. Поворачивают передние и задние колеса на стороне вездехода. Каждое колесо оснащено электродвигателем, что позволяет при поломке даже 4 несущих элементов успешно пикнуть опасную зону. Ядерный реактор вынесен наружу, закрыт системой радиоактивного подавления, для предотвращения облучения экипажа машины.

Внутренняя отделка выполнена со всеми требованиями защиты от магнитных бурь и радиации, в чем помогает толстые алюминиевый корпус капсулы.

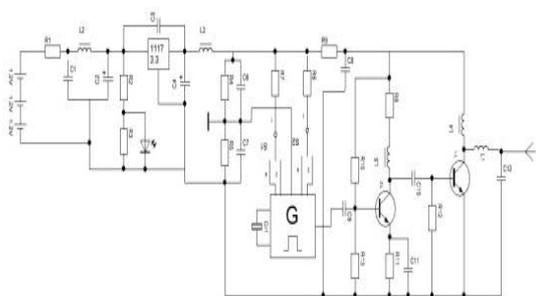


Рис. 1 Схема пульта ДУ

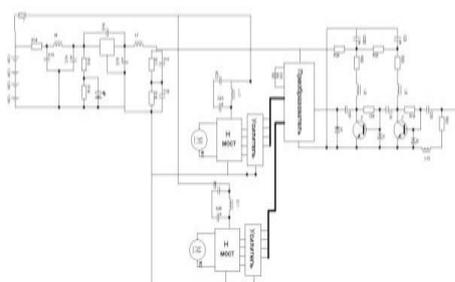


Рис. 2 Схема приема и движения

На рис.1 и рас. 2 приставлены электрические схемы доработки устройства радиоуправляемой машинки.



Рис.4

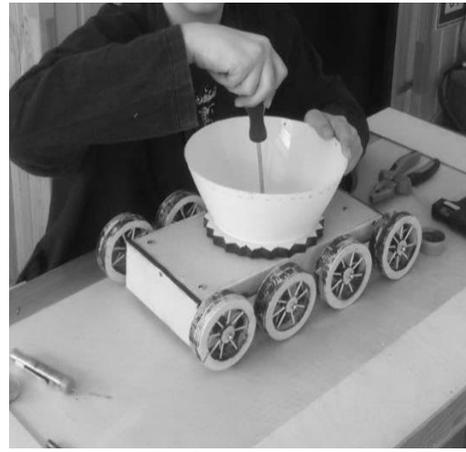


Рис.5

Лафет собирался из листов фанеры и скреплялся саморезами. К верхней его части на коей крепились шестеренка, выпиленная из толстой фанеры, она служит переходником для пластиковой миски. Закреплялась шестеренка на два самореза по направлению длины корпуса. Было принято решение просверлить дно и на саморез прикрутит миску к фанерной шестеренке. Внешне ход описанных действий можно определить по рис. 5



Рис.6

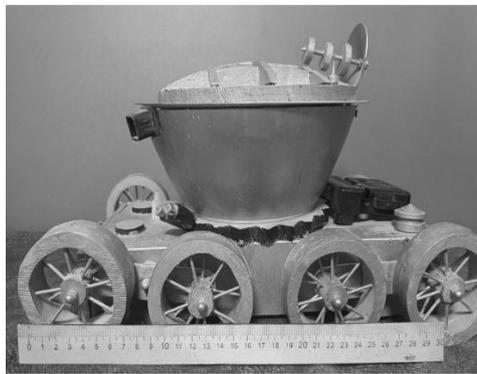


Рис.7

Крышку корпуса выпилили из толстой фанеры, для имитации защитой силовой конструкции были выпилены фанерные дуги, которые крепились саморезами к крышке с внутренней стороны. После окончания сборки макет был очищен мелкой наждачной бумагой для удаления заусенцев и придания красивой формы. Покраска происходила серебристой краской в несколько слоёв для качественной пропитки фанеры и создания надежного покрытия. Итог созданного макета приведен на рис 6 и 7 с линейкой для понимания его габаритов.

Вывод

В заключении хочется сказать, что данный проект является очень интересным, а главное важным для развития всей космической индустрии, так как он может помочь совершить колоссальный рывок в изучении поверхности других планет, а также стать незаменимым средством даже для таких целей как колонизация и путешествия по поверхности планет. Представленный проект является глубокой модернизацией ранее представленных транспортных средств для всевозможных космических тел. Образец спроектирован с учётом возможных не благоприятных условий дальнего космоса и способен выдерживать глубокие перегрузки, обеспечивая комфортную работу экипажа. Форма была спроектирована и разработана как самый эффективный вариант из всех ранее представленных. Была установлена система дистанционного управления и системы жизненного обеспечения.

Итоги проделанной работы:

1. Был создан макет аппарата
2. Были проведены расчёты надёжности
3. Рассчитана стоимость итогового образца
4. Разработана полная конструкция документация

Научные руководители – к.ф.м.н., А.А. Эшанов,
преподаватель И.В. Нечаева

Библиографический список

1. Ведешин Л. А., Герасютин С. А. Первые советские научные эксперименты на луне К 50-летию посадки на Луну «Лунохода-1» // Земля и Вселенная. – 2020. – №. 5. Елубайұлы Е. Робототехника и ее значение в 21 веке. – 2022

УДК 532.5, 544.27

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПЫЛЕНИЯ ЖИДКОСТИ В КОНТРОЛЬНЫЙ ОБЪЕМ

М.М. Баранов

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

Форсунка - это устройство, предназначенное для впрыска и распыления компонентов топлива в камера сгорания ДЛА или газогенераторов, а так же первоначальное распределение их в объеме камеры. Практически все многообразие форсунок, применяемых в ДЛА, представляют собой различные комбинации двух основных их типов струйных и центробежных [1].

Струйная форсунка выполняется либо в виде отверстия в днище смесительной головки или в стенке КС, либо в виде трубки или цилиндрического насадка. Струйных форсунок на смесительной головке постоянного диаметра, можно разместить значительно больше, чем центробежных, и коэффициент расхода струйных форсунок в 2,5...3,0 раза больше, чем центробежных. Поэтому при одном и том же перепаде давления на форсунках смесительная головка со струйными форсунками обеспечивает большую расходонапряженность камеры [2].

Смесительные головки с струйными форсунками, из-за необходимости увеличения приведенной длины для размещения смесительной головки, получаются более массивными. Для достижения более тонкого и равномерного распыла струи форсунок можно расположить так, чтобы они пересекались или сливались на преграде. Но при этом расходонапряженность таких смесительных головок незначительно уменьшается.

Струйные форсунки применяются в смесительных головках, работающих с жидкофазными и жидкогазофазными смесями, для подачи топливных компонентов, находящихся как в жидком, так и в газообразном состоянии. Особую популярность они завоевали в жидкогазофазных смесительных головках, предназначенных для подачи компонентов, используемых в генераторном газе.

В данной работе исследуется задача впрыска топлива из центробежной форсунки в расчетную область. Для решения задач в среде Ansys Fluent используется модель преобразования жидкой фазы в частицы VOF-to-DPM [3]:

$$\begin{cases} \bar{\rho} \frac{\partial \alpha_1}{\partial t} + \bar{\rho} \nabla (\alpha_1 \vec{u}) = 0 \\ \bar{\rho} \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \bar{\rho} \nabla (\vec{u} \vec{u}) = - \nabla p + \nabla \bar{\mu} [\nabla \vec{u} + (\nabla \vec{u})^T] + \bar{\rho} \vec{g} + \vec{F} \end{cases}, \quad (1)$$

где $\bar{\rho}$ — является средней плотностью; \vec{u} — это скорость в контрольном объеме; p — это давление; \vec{g} — представляет силу тяжести; \vec{F} — это сила поверхностного натяжения; $\bar{\rho}$ и $\bar{\mu}$ — это средняя плотность и средняя динамическая вязкость в контрольном объеме:

$$\begin{cases} \bar{\rho} = \alpha_1 \rho_l + (1 - \alpha_1) \rho_g \\ \bar{\mu} = \alpha_1 \mu_l + (1 - \alpha_1) \mu_g \end{cases}, \quad (2)$$

где ρ_l и ρ_g — являются плотностями воды и воздуха соответственно; μ_l и μ_g — представляет собой динамическую вязкость воды и воздуха соответственно.

Благодаря механизму перехода от VOF к DPM, капли также могут быть отобраны в любом заданном месте моделирования. Кроме того, с помощью DPM можно определить такие свойства капель, как объем, эквивалентный диаметр, скорость и положение. В основном VOF-to-DPM используется только для подсчета размера капель. Жидкая фаза, имеющая форму, близкую к сферической, перемещаются из VOF-to-DPM, используя 2 критерия. Первый критерий основан на размере капель, и диаметр капель должен быть между минимальным и максимальным эквивалентным диаметру. Конкретная формула выглядит следующим образом:

$$R_1 \leq (3V_{lump}/4\pi)^{1/3} \leq R_2, \quad (3)$$

где V_{lump} — объем жидкого блока VOF, R — определенный радиус преобразования.

Второй критерий основан на форме капель, что обеспечивает более последовательное и плавное преобразование. Он подразумевает, что капли маленького диаметра или струи неправильной формы не

будут переходить в формат DPM. Форма капли рассчитывается двумя способами: стандартным отклонением нормализованного радиуса и средней ортогональностью поверхности в зависимости от радиуса. Максимальная асферичность рассчитывается на основе стандартного отклонения нормализованного радиуса. Эти значения расстояния взвешиваются по площади поверхности граничной грани. Конкретная формула выглядит следующим образом:

$$r'_n = \sum_{j=1}^m \left(r_n S_n / \sum_{j=1}^m S_j \right), \quad (4)$$

где n — представляет элемент поверхности, S — площадь поверхности, m — количество граней, а r' — средний радиус жидкого блока.

После этого вычисляется и нормализуется стандартное отклонение полученных взвешенных расстояний, отталкиваясь от среднего радиуса жидкого блока. Лишь капли с асферичностью, не превышающей заданного максимального предела, подлежат преобразованию. Конкретная формула выглядит следующим образом:

$$s_1 = \sqrt{\sum_{j=1}^m (r'_i - r')^2 / m / r'}. \quad (5)$$

Максимальная асферичность рассчитывается на основе средней ортогональности радиуса к поверхности. В частности, для каждой грани поверхности куска строится вектор от центра тяжести жидкого блока к центральной точке границы жидкого блока. Каждый вектор нормализуется и используется для вычисления скалярного произведения с единичной нормалью к грани, что дает показатель относительной ортогональности, который находится в диапазоне от 0 до 1. Конкретная формула выглядит следующим образом:

$$s_2 = \sum_{i=1}^m \left(\frac{r_i}{|r_i|} \cdot \frac{n_i S_i}{\sum_{j=1}^m S_j} \right). \quad (6)$$

Когда объемный элемент жидкости соответствует необходимым параметрам как по размерам, так и по форме, он исключается из модели VOF и переводится в статус частицы в рамках Лагранжевой системы.

Ansys Fluent для описания двухфазных систем применяет дискретную модель Лагранжа, которая основана на гибридном методе Эйлера-Лагранжа. В этом подходе жидкость моделируется, как непрерывный процесс, с помощью решения уравнений Навье-Стокса, в то время как поведение дисперсной фазы описывается через траектории множества частиц, пузырьков или капель, движущихся в созданном поле потока. При таком решении дисперсная фаза может обмениваться импульсом, массой и энергией с жидкой фазой.

Ansys Fluent использует метод интегрирования баланса сил для предсказания траектории частицы с дискретной фазой (капли или пузырька) в лагранжевой системе отсчета. Этот метод приравнивает инерцию частицы к силам, действующим на нее, и позволяет записать баланс сил в математическом виде

$$m_p \frac{d\vec{u}_p}{dt} = m_p \frac{\vec{u} - \vec{u}_p}{\tau_r} + m_p \frac{g(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + \vec{F}, \quad (7)$$

где m_p — масса частицы, \vec{u} — скорость жидкой фазы, \vec{u}_p — скорость частицы, ρ — плотность жидкости, ρ_p — плотность частицы, \vec{F} — внешние силы, $m_p \frac{\vec{u} - \vec{u}_p}{\tau_r}$ — сила сопротивления, τ_r — время релаксации капли или частицы рассчитанный по:

$$\tau_r = \frac{\rho_p d_p^2}{18\mu} \frac{24}{C_d Re}, \quad (8)$$

здесь μ — динамическая вязкость жидкости, d_p — диаметр частицы, Re — число Рейнольдса.

Для замыкания системы уравнений 1, использовалась модель турбулентности $k - \varepsilon$ realizable, представленная системой уравнений 9.

$$\left\{ \begin{array}{l} \rho \frac{\partial}{\partial t} (k) + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_\tau}{\sigma_k} \right) \frac{\partial}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_m + S_k \\ \rho \frac{\partial}{\partial t} (\varepsilon) + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (\varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_\tau}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + \\ + \frac{C_{1\varepsilon} \varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \end{array} \right. \quad (9)$$

где $C_1, C_2, C_{1\varepsilon}, C_{3\varepsilon}, \sigma_\varepsilon, \sigma_k$ — константы; k — кинетическая энергия турбулентности; ε — энергия диссипации; G_k — турбулентная кинетическая энергия средних градиентов скорости; G_b — кинетическая энергия выталкивающей силы; Y_m — вклад переменного расширения при турбулентности сжатия в общую скорость диссипации (коэффициент); S — инвариант тензора деформаций.

Для моделирования распада струи была построена геометрическая модель представлена на рис 1 с шириной 20 мм. Данная модель представляет собой струйную форсунку с массовым расходом 0.50716 кг/с и расчетную область с набегающим потоком со скоростью 96,8 м/с.

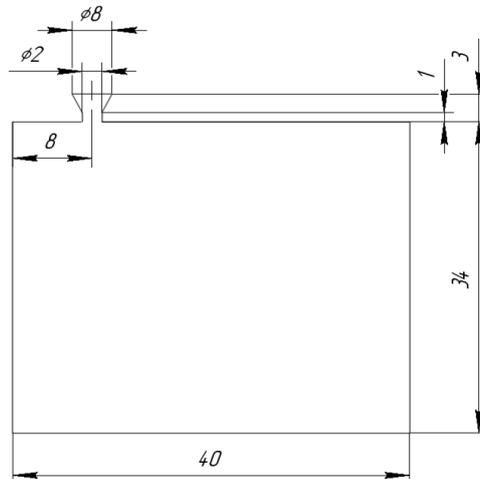


Рис. 1. Геометрическая модель струйной форсунки

Задача решалась в трехмерной постановке. Сеточная модель составила ~ 167000 элементов. Построенные сетки представлены на рисунке 2.

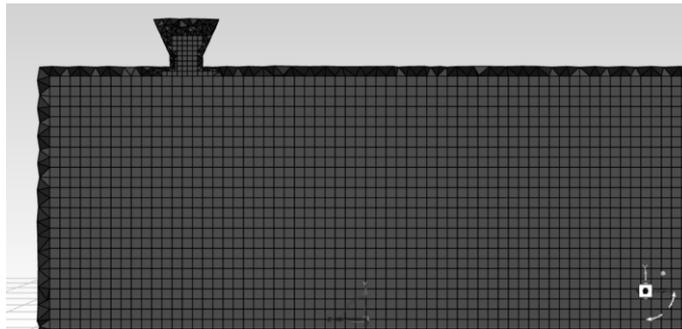


Рис.2. Сеточная модель исследуемой геометрии

Также, для дальнейших расчетов использовалась адаптация сетки при контакте жидкой фазы с воздухом. В данной задаче использовался адаптивный шаг по времени, начальный шаг по времени был выбран равный 10^{-8} с минимальной и максимальное значение 10^{-9} и 10^{-6} с соответственно. Результаты вычислительного моделирования представлены на рисунках 3-6.

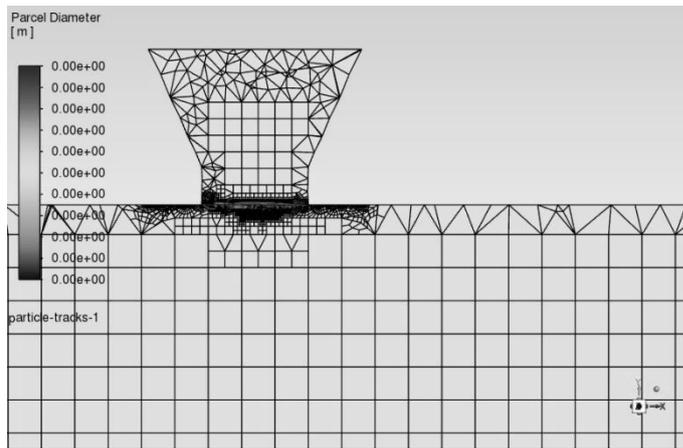


Рис.3. Расчетная область в начальный момент времени

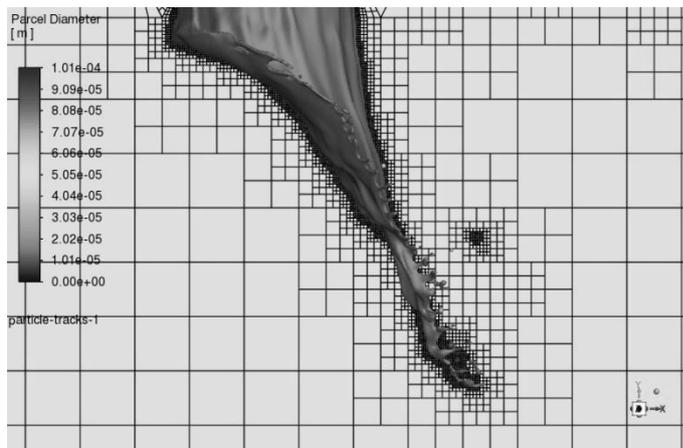


Рис.4. Расчетная область на 400-ом временном шаге

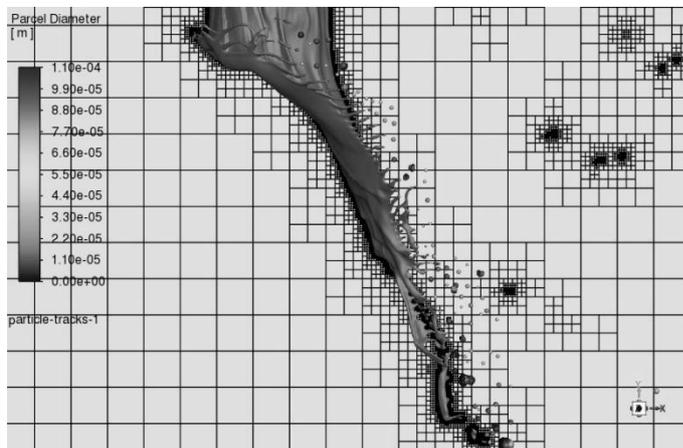


Рис.5. Расчетная область на 750-ом временном шаге

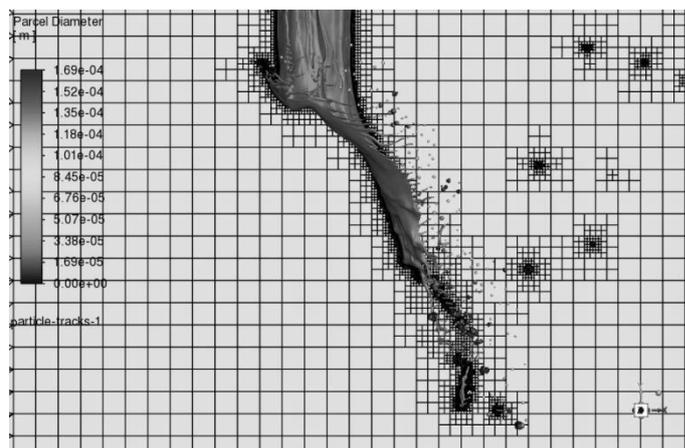


Рис.6. Расчетная область на 1100-ом временном шаге

По данным рисункам видно, как происходит распад струи на капли, то есть видно, когда значение сферичности опускается до заданных пределов и происходит преобразование жидкой структуры в DPM частицы.

Библиографический список

1. Егорычев В.С. Исследование жидкостных центробежных форсунок двигателей летательных аппаратов: Метод, указания к лабор. работе / Самар, гос. аэрокосм, ун-т; Самара, 2004- 22 с.
2. Егорычев В.С. Расчёт и проектирование смесеобразования в камере ЖРД: [Электронный ресурс] : электрон, учеб. пособие / В.С. Егорьев; Минобрнауки России, Самар, гос. аэрокосм, ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон, текст, и граф. дан. (3,25 Мбайт). - Самара, 201Е - 1 эл. опт. диск (CD-ROM)
3. Теоретическое руководство Ansys Fluent [Электронный ресурс] - https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/main_pre.htm (дата обращения: 30.01.2025).

УДК 621.37

ТЕХНОЛОГИЯ ЛАЗЕРНОЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ДЛЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ МИССИЙ

К.А. Грищенко

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

На сегодняшний день классическим методом передачи данных из космоса является спутниковая радиосвязь, которая реализуется с помощью космических систем связи, состоящих из орбитальной группировки, наземного комплекса управления, ракетно-космического комплекса и комплекса потребителей. Скорости передачи данных в данном методе могут варьироваться от диапазона частот и применяемых технологий. Рассмотрим европейскую серию спутников для дистанционного зондирования Земли Sentinel-1. Приведённый в качестве примера данный тип спутников характеризуется постоянной передачей большого объёма данных для мониторинга Земли. С переменной скоростью передачи данных до 640 Мбит/с и с фиксированной скоростью передачи данных по каналу X-диапазона 520 Мбит/с.

Существует ряд грандиозных миссий, такие как: космический буксир «Зевс», «Луна-26», «Луна-27», создание обитаемой базы на Луне, что станет этапом для подготовки к марсианским экспедициям, «Бумеранг». Для таких миссий необходима передача большого количества данных, такие как фото, видео, телеметрия, научные измерения и др. на огромные расстояния. Также необходимо постоянно увеличивать детализацию и улучшать качество передаваемых данных для того, чтобы получать более точную информацию, поэтому данный аспект вносит свой вклад в увеличение объёма передаваемых данных с межпланетных миссий. Данные вызовы ставят перед учёными задачу поиска альтернативных и более совершенных методов передачи данных. Одним из таких эффективных и перспективных способов решения данных проблем является технология лазерной передачи данных.

Лазерная связь – это технология передачи информации с помощью модулированного когерентного светового излучения, которая использует инфракрасный или видимый диапазон волн, создаваемый с помощью квантовых генераторов оптического излучения (лазеров).

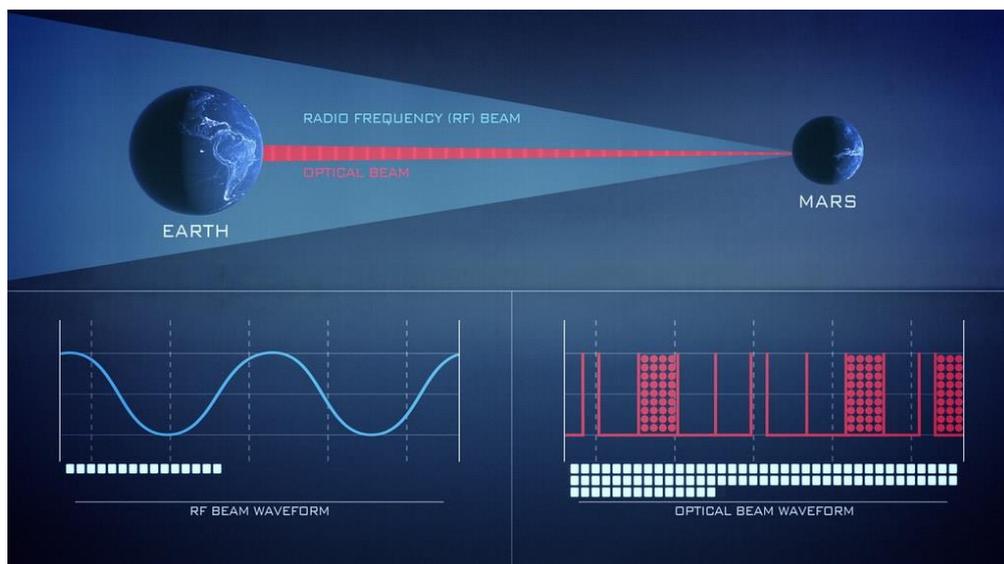


Рис. 1. Визуальное представление о передаваемых данных между радиоволнами и инфракрасного диапазона.
 Фото: НАСА / Центр космических полетов имени Годдарда.

Оптические частоты света обладают значительно большей пропускной способностью, они могут передавать в 10-100 раз больше информации в секунду, чем радиосигналы. На нижних графиках сравнивается объем данных (белые прямоугольники), передаваемых с помощью радиоволн (слева) и лазеров ближнего инфракрасного диапазона (справа). Лазерный сигнал (красный) намного слабее радиосигнала (светло-синий), что может повысить безопасность связи в космосе, но также делает передачу чувствительной даже к незначительным смещениям.

Характеристика	Радиосвязь	Лазерная связь
Частотный диапазон	Х-диапазон (7-8 ГГц), Ка-диапазон (10,7-14,5 ГГц)	Инфракрасное или видимое излучение (30-300 ТГц)
Длина волны	3,8 - 4,3 см (Х-диапазон), 20,7 - 28 мм (Ка-диапазон)	10 мкм - 1 мкм (инфракрасный лазер), 700-400 нм (видимый свет)
Полоса пропускания	До 1 ГГц	До 100 ГГц и выше
Пропускная способность	50 Мбит/с – 1 Гбит/с (на низких орбитах)	10–200 Гбит/с и выше
Технологии модуляции	QPSK, QAM, BPSK	QAM, OFDM, фазовая модуляция
Точность наведения	Требует средней точности (радиосигнал покрывает большую область)	Требует высокой точности наведения луча
Области применения	Передача данных с низкоорбитальных и геостационарных спутников, метеорология	Межпланетная связь, высокоскоростная передача больших объемов данных
Энергопотребление	Меньше при равных расстояниях	Больше при равных расстояниях
Затухание сигнала с расстоянием	Высокое из-за широкого угла расходимости луча	Низкое благодаря узкому лучу

Табл. 1. Сравнительная таблица основных характеристик спутниковой радиосвязи и лазерной передачи данных.

По результатам таблицы 1 можно сделать вывод, что технология передачи информации с помощью лазеров, которая как было указано выше, является эффективным инструментом для решения задач межпланетных миссий, но имеет свои недостатки в виде требований высокой точности наведения луча между приёмником и источником, большим энергопотреблением. Данные проблемы внесут свой вклад в удорожание производства такой сложной аппаратуры, но это оправданно специфичностью межпланетных миссий.

Рассмотрим процесс передачи данных, который использует лазерную связь.



Рис. 2. Процесс передачи данных, использующий лазерную связь.

На рисунке 2 представлен процесс передачи данных, использующий лазерную связь:

На первом этапе происходит формирование данных, при необходимости выполняется сжатие, которые необходимо передать на Землю. В результате получаем подготовленный поток цифровых данных.

На втором этапе лазерный источник создаёт узконаправленный когерентный луч в инфракрасном диапазоне с заданной длиной волны. Этот немодулированный лазерный луч играет роль несущего сигнала.

На третьем этапе бортовой модулятор космического аппарата изменяет параметры несущего лазерного излучения, такие как: интенсивность, частота, фаза или поляризация, на основе данных из первого этапа. В результате формируется модулированный оптический сигнал, содержащий закодированные данные.

На четвёртом этапе луч проходит сквозь оптическую систему, которая фокусирует и усиливает луч.

Для сеанса лазерной связи необходима повышенная точность отправки сигнала. Поэтому на пятом этапе система наведения и слежения должна определить точное направление, где находится приёмник, компенсировать движение передатчика сигнала. Это будет достигаться за счёт совокупного набора данных, приходящих с гироскопов, звездных трекеров и акселерометров.

На шестом этапе сигнал попадает в оптическую систему детектора на Земле.

На седьмом этапе демодулятор извлекает информацию из лазерного сигнала, проводя обратную операцию модуляции.

На восьмом этапе происходит обработка полученной информации, декодируются сжатые данные и исправляются возможные ошибки.

Рассмотрим некоторые конструкционные особенности построения таких систем связи и их составные части на примере терминала лазерной связи на Марсе (Mars Laser Terminal, MLT), который был частью миссии NASA под названием Mars Telecommunications Orbiter (MTO). Целью данной миссии являлось улучшение связи между Землей и Марсом. Однако миссия MTO была отменена из-за бюджетных ограничений и изменений в приоритетах NASA.

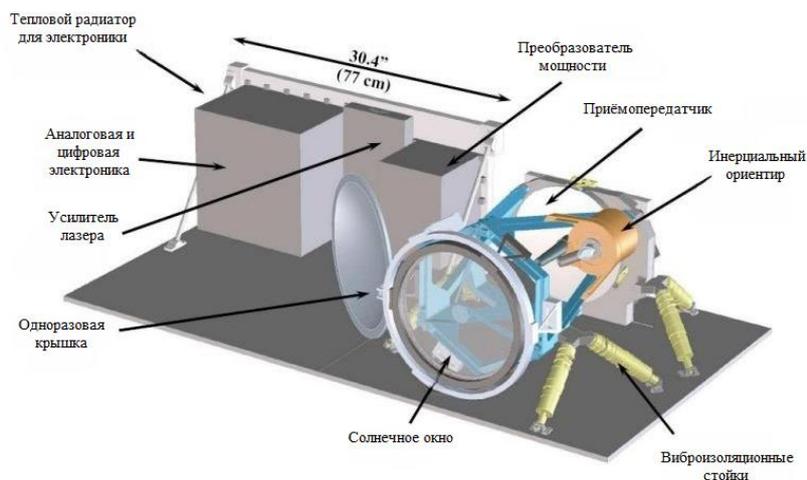


Рисунок 3. Терминал лазерной связи на Марсе (MLT), который должен был лететь на Марсианском телекоммуникационном орбите и передавать данные с высокой скоростью обратно на Землю. [4, с. 4].

Конструкционные особенности:

1. Одним из ключевых компонентов является приёмопередатчик с диаметром 30,5 см. Он сочетает в себе функции передатчика и приёмника.

2. Лазер с мощностью 5 Вт с длиной волны 1,06 мкм, что соответствует инфракрасному диапазону.

3. Использована гибридная система стабилизации, состоящая из:

- Грубой стабилизации, которая использовала гироскопы и акселерометры, чтобы отследить ориентацию аппарата и обеспечить предварительное наведение на Землю
- Виброизоляционных стоек, которые должны были минимизировать влияние внешних возмущений и колебаний, представляющие из себя демпфирующую систему, снижающую амплитуду вибраций.
- Оптической системы точного слежения. Наземная станция должна была отправлять слабый лазерный луч, который должен был зафиксировать терминал. Данная система должна была исправлять накопительные ошибки, возникающие из-за дрейфа гироскопов и мелких возмущений.
- Системы адаптивных зеркал, после того, как оптическая система точного слежения зафиксировала целевой объект в виде Земли, система зеркал должна скорректировать мелкие искажения, подобно системе автофокуса, которая существует в фотоаппаратах.

4. Использована модуляция с высоким порядком позиционирования импульсов (PPM) и конкатенированные схемы кодирования. В данном типе модуляции информация кодируется в позициях импульсов в пределах заранее заданных временных слотов. Например, для передачи 3 бит информации используется 8 временных слотов, где каждый слот может передавать 8 возможных сигналов (0 или 1). Приёмник должен зафиксировать, в какой слот попал импульс и декодировать информацию. Для данного типа модуляции необходимо обеспечение точной синхронизации по времени между приемником и излучателем, а также конкатенированного кодирования для предотвращения ошибок.

Проблемы, препятствующие внедрению таких способов передачи данных и возможные пути решения:

1. Атмосферные и космические помехи. В межпланетном пространстве лазерный сигнал может столкнуться с микрометеоритами, космическим мусором, а при прохождении через земную атмосферу сигнал может быть подвержен рассеянию, рефракции и поглощению, особенно при облачной погоде. Безусловно, прохождение сигнала зависит от состава атмосферы в конкретном месте, включая атмосферные газы, аэрозоли по типу дыма, смога и различных взвесей.

Чем ближе к нижним слоям атмосферы, тем большее влияние будет оказывать состав атмосферы. Необходимо подбирать оптимальный диапазон работы лазеров, исходя из окон прозрачности - это диапазоны волн, в которых атмосферное поглощение минимально, что соответственно внесет свой вклад в минимизацию потерь информации. В ИК - диапазоне выделяют два окна прозрачности: 3,5-5 мкм (средневолновой ИК) и 8-14 мкм (длинноволновой ИК)

Необходимо размещать стационарные наземные станции в оптимальных малооблачных зонах, где стабильный климатический режим, таких как, высокогорные регионы или же пустыни. Для территории Российской Федерации такими местами, где лучше всего будет разместить станции с лазерными терминалами являются: Алтайские горы, Кавказские горы, Восточный Саян, Чукотка и Камчатка. Это высокогорные районы, с минимальной облачностью, некоторые из них наиболее удалены от городов, что способствует световому загрязнению, что также позитивно будет влиять на качество получаемых данных. Также стоит рассмотреть строительство в арктических и субарктических регионах, где полярная ночь может длиться до 6 месяцев, поэтому лазерные коммуникации будут эффективнее работать. Такими местами являются Ямал, Таймыр и антарктическая станция "Восток".

Нужно создать группировку орбитальных ретрансляторов и вынести терминалы лазерной связи за пределы атмосферы. Данные терминалы могут быть размещены на высоких орбитах, и в последующем использовать инфраструктуру таких проектов, как «Рассвет-2», что позволит находить оптимальный путь для передачи на наземную станцию.

2. Проблема потерь лазерного сигнала на больших расстояниях. Даже при высокой направленности лазерного сигнала его энергия по мере увеличения расстояния будет рассеиваться. Также даже небольшое отклонение луча приводит к увеличению площади, что значительно снижает плотность энергии.

Одним из разумных решений будет - уменьшение расстояния между передатчиком и приёмником с помощью спутников - ретрансляторов. Они будут значительно сокращать расстояние, которое сигнал будет проходить через космос, тем самым минимизируя потери мощности. Дополнительно можно использовать фокусирующие линзы и системы адаптивных зеркал для повышения концентрации лазерного луча и уменьшения его рассеивания.

3. Проблема управления такой сложной системы. Передача сигнала по каналу лазерной связи подразумевает под собой учет многих факторов для качественного сеанса связи. Как правило, такие сложные системы славятся необходимостью учитывать динамические изменения системы и её окружения, нелинейностью и неопределенностью, также необходимостью координировать множество различных элементов. Для этого необходимо использовать один из инновационных подходов анализа данных.

Предполагается использование ИИ - моделей для прогнозирования сеансов связи и выбор маршрутизации через спутники-ретрансляторы. На сегодняшний день существуют ансамблевые

модели прогнозирования погоды, такие как Graphcast, Pangu-Weather и FourCastNetv2-small, которые обучались на реанализе ERA5 (это архив метеоданных, состоящий из атмосферы за последние десятилетия). Ансамблевое прогнозирование — это разновидность анализа методом Монте-Карло, используемый в численном прогнозировании погоды. Создается несколько вариантов прогноза, в которых изменены начальные условия и параметры модели, это делается, чтобы учесть неопределенности и повысить точность предсказаний. Итоговый прогноз получается после усреднения или вероятностного анализа полученных результатов. После обучения, модели GraphCast и AIFS превзошли классическую детерминированную модель Европейского центра среднесрочных прогнозов погоды. Если классический подход обеспечивал точность в районе 36-37 %, то GraphCast и AIFS давали прогнозы погоды с точностью до 45 %. Данные примеры показали, что нейронные сети на данный момент хорошо показывают себя в задачах анализа данных. Предполагается, что они будут анализировать огромный массив данных, включающий в себя метеорологические данные, телеметрию со спутников, движение планет, астероидов др. и структурировать их в зависимости от потребностей, далее на основе этих данных помогать в моделировании лучших временных интервалов для устойчивой связи. Также ИИ может участвовать в маршрутизации сигнала, выбирая самый короткий путь с учётом уже проанализированных данных, или же выбирать канал связи с учетом его загрузки.

4. Проблема точности наведения. Пожалуй, данная проблема является наиболее острой, потому что аккумулирует все, ранее указанные проблемы в себе. В условиях космического пространства аппараты могут испытывать микровибрации и отклонения от траекторий полёта, динамическое смещение приёмника, атмосферные и космические помехи, задержку сигнала и т.д. Эти факторы могут приводить к смещению оптической оси, что существенно снижает точность сигнала, поэтому все эти негативные факторы должны быть минимизированы для обеспечения стабильной и качественной линии связи.

В данной проблеме необходим максимально комплексный подход, подразумевающий использовать ранее упомянутые решения в совокупности. Таким образом, решение проблемы точности требует интегрированного подхода её решения, основанного на использовании нового программного обеспечения для прогнозирования и анализа данных, улучшении конструктивных особенностей в виде систем стабилизации, систем слежения и компенсационных механизмов, а также правильного размещения наземных центров обработки информации.

На сегодняшний день имеются значительные разработки в данном направлении, включая отечественные. Например, российская аэрокосмическая компания БЮРО 1440 в рамках миссии «Рассвет-2» провела успешные испытания терминалов лазерной связи собственной разработки, в ходе которых смогла осуществить передачу данных между низкоорбитальными спутниками на расстояние более 1000 км со скоростью 10 Гбит/с. В планах на ближайшее будущее у компании запланировано создание группировки низкоорбитальных спутников, которая должна обеспечить доступное глобальное интернет покрытие.

Несмотря на отмену МТО, НАСА продолжает исследовать лазерную связь для будущих миссий на Марс. Например, в октябре 2024 года в рамках миссии Psyche, целью которой является исследование астероида 16 Психея, расположенного в главном поясе астероидов между Марсом и Юпитером, был зафиксирован рекорд по передаче лазерного сигнала на космический аппарат, который находился на расстоянии 467 миллионов километров от Земли.

Данный анализ показал, что лазерная связь имеет достаточно хорошие перспективы развития для решения проблемы передачи большого объема данных на большие расстояния. Однако, остро стоят проблемы точной синхронизации, устойчивости к помехам и точного наведения, но такие проекты, как MLT показывают, что ученые постепенно находят способы решения за счет гибридных систем, дающих необходимую точность.

Библиографический список

1. Тихомиров А.В., Омелянчук Е.В., Семенова А.Ю., Михайлов В.Ю. Повышение пропускной способности радиолинии Космос – Земля с использованием частотного разнесения каналов // Национальный исследовательский университет «МИЭТ».
2. Бахтин А.А., Омелянчук Е.В., Семенова А.Ю. Анализ современных возможностей организации сверхвысокоскоростных спутниковых радиолиний // Национальный исследовательский университет «МИЭТ», площадь Шокина, 1, Москва, Зеленоград, 124498, Россия.
3. Aviv D.G. Laser Space Communications. ISBN 1-59693-028-4, ISBN 978-1-59693-028-5. Cover design by Robert Pike. © 2006 by David G. Aviv. Published by ARTECH HOUSE, Inc. 685 Canton Street, Norwood, MA 02062.
4. Hemmati H., Biswas A., Boroson D. M. 30-dB Data Rate Improvement for Interplanetary Laser Communication // Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA, USA 91109; MIT Lincoln Laboratory, Lexington, Massachusetts, USA, 02420.
5. Dibb, S. D., Asphaug, E., Bell, J. F., Binzel, R. P., Bottke, W. F., Cambioni, S., et al. (2024). A post-launch summary of the science of NASA's Psyche mission. AGU Advances, 5, e2023AV001077. <https://doi.org/10.1029/2023AV001077>.
6. Аничкин, А. Д. Применение лазерных систем связи для передачи данных в космическом пространстве / А. Д. Аничкин, В. Л. Оленев // Системный анализ и логистика. – 2024. – № 3(41). – с. 17-24. DOI: 10.31799/2077-5687-2024-3-17-24.
7. Авдониин Д. В. Искусственный интеллект в метеорологической отрасли // Вестник науки. – 2023. – № 7 (64). – Т. 3.
8. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие. — Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2011. — 488 с., 24 с. ил. — ISBN 978-5-86433-510-9.

УДК 533.694.72

ОЦЕНКА ДОСТОВЕРНОСТИ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НА ОСНОВЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ

К.А. Скрыпкин., М.А. Падалка

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

Аэродинамические характеристики профиля крыла играют ключевую роль в проектировании летательных аппаратов. Современные методы расчета, основанные на использовании специализированного программного обеспечения, позволяют значительно повысить точность и скорость анализа. В данной статье рассматривается сравнительный анализ продувки профиля крыла в аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ и аэродинамического расчета, проведенного в САД – системе SolidWorks Flow Simulation. Сравнительный анализ проводится на основе зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки.

Аэродинамика — это наука, изучающая взаимодействие между телами и движущимися потоками воздуха. Одним из основных объектов исследования в аэродинамике является профиль крыла, который определяет подъемную силу, сопротивление и другие ключевые характеристики летательного аппарата. С развитием вычислительных технологий и программного обеспечения стало возможным проводить более сложные и точные расчеты аэродинамических характеристик. Введем основные понятия, связанные с аэродинамическим расчетом.

Подъемная сила – составляющая полной аэродинамической силы, перпендикулярная вектору скорости движения тела в потоке жидкости или газа. Возникает в результате несимметричности обтекания тела потоком.

Коэффициент подъемной силы – безразмерная величина, характеризующая подъемную силу крыла определенного профиля при известном угле атаки. Коэффициент определяется экспериментальным путем в аэродинамической трубе, либо по теореме Жуковского.

Формула подъемной силы имеет вид:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S ; \quad (1)$$

где: Y – подъемная сила [Н], C_y - коэффициент подъемной силы, ρ – плотность воздуха на высоте полета [кг/м³], V – скорость набегающего потока [м/с], S – площадь миделя [м²].

Сила лобового сопротивления – составляющая полной аэродинамической силы, направлена противоположно вектору скорости тела. Возникает в результате трения набегающей на тело среды.

Коэффициент лобового сопротивления - безразмерная величина, которая равна отношению силы лобового сопротивления объекта к произведению скоростного напора на площадь его миделевого сечения.

Формула силы лобового сопротивления имеет вид:

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S ; \quad (2)$$

где: X – сила лобового сопротивления [Н], C_x - коэффициент лобового сопротивления.

Результирующая аэродинамическая сила – сила, с которой набегающий воздушный поток воздействует на тело. Составляющими результирующей аэродинамической силы являются: на OY – подъемная сила, на OX – сила лобового сопротивления. Схема действия аэродинамических сил на профиль крыла приведена на рис.1.

Формула результирующей аэродинамической силы имеет вид:

$$\vec{R} = \vec{X} + \vec{Y} ; \quad (3)$$

где: \vec{R} – вектор результирующей аэродинамической силы, \vec{X} – вектор силы лобового сопротивления, \vec{Y} - вектор подъемной силы.

Расчет проводится в двухмерной плоскости, поэтому поперечная сила не учитывается.



Рис 7. Схема действия аэродинамических сил на профиль крыла

За основу расчета был взят профиль крыла № 1112 из атласа аэродинамических характеристик профилей крыльев, испытанных в трубе Т-1 ЦАГИ. Профиль крыла представлен на рис. 2

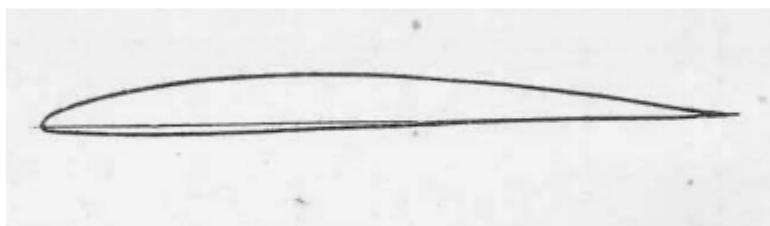


Рис. 8. Профиль крыла № 1112

Характеристики данного профиля:

- Максимальная толщина – 8,5%;
- Толщина на 15% хорды – 6,6%;
- Толщина на 70% хорды – 4,8%;
- Размер модели – 300 x 1500 мм;
- Число Рейнольдса, Re – 1 005 000;
- K_{max} – 19,3;
- $C_{y\ max}$ – 0,519;
- $C_{x\ min}$ – 0,0053;
- $C_{m\ 0}$ – 0,030.

Сравнительный анализ продувки и аэродинамического расчета крыла проводится на основе графика, представленного на рис.3, где верхняя кривая отражает зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки, полученную в результате продувки, а нижняя отражает аналогичную зависимость, полученную при аэродинамическом расчете.

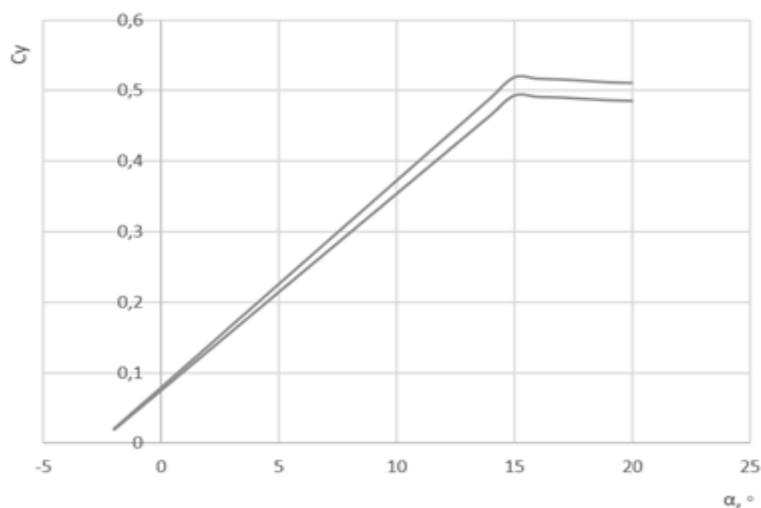


Рис. 9. График зависимости коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки

В SolidWorks Flow Simulation, в качестве математической модели, применяется метод конечных объемов. Данный метод основан на том, что расчётная область с помощью сетки разбивается на

совокупность конечных объемов. Узлы, в которых ищется решение, находятся в центрах этих объемов. Для каждого объема формулируются и решаются дифференциальные уравнения.

Начальные условия для проводимого расчета совпадают с условиями испытаний в аэродинамической трубе Т-1 ЦАГИ:

- Поток ламинарный и турбулентный;
- Скорость потока – 50 м/с;
- Давление окружающей среды – 1 атм;
- Влиянием стенок аэродинамической трубы пренебречь;
- Завихрением, образующимся на продольных кромках крыла пренебречь;
- Сопротивлением подвески крыла и «косиной» потока пренебречь.

Модель, созданного по координатам точек из рис.2, и результаты расчета представлены на рис.4 и рис.5 соответственно.

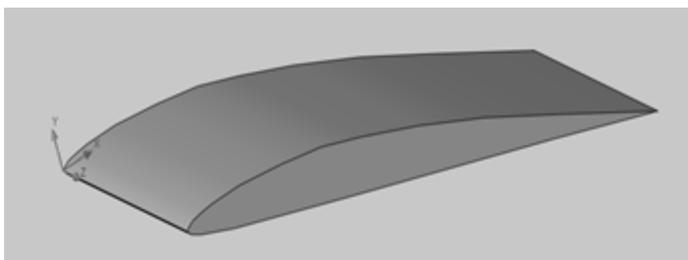


Рис 10. Модель крыла №1112

По результатам расчета было получено максимальное значение коэффициента подъемной силы – 0,493 в то время как максимальное значение коэффициента подъемной силы данного крыла после испытания в аэродинамической трубе Т-1 – 0,519 Н. Погрешность измерения составила 5%. Значения, полученные в результате расчета, отражены в виде нижней кривой на рис.3. Полученная погрешность объясняется тем, что при аэродинамическом расчете в CAD – системе накапливается ошибка при итерационном исчислении метода, на котором основан SolidWorks Flow Simulation. Однако итерационную ошибку можно уменьшать при необходимости путем увеличения количества конечных элементов и задания более точных начальных условий расчета.

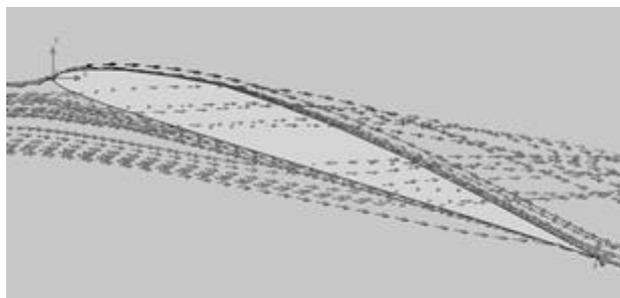


Рис. 5. Визуальное отображение траектории потока

Численные методы расчета позволяют получить достаточно достоверные аэродинамические характеристики. Однако при расчете с использованием численных методов неизбежно будет появляться погрешность результатов, полученных при расчете. Это связано, прежде всего, с неточным математическим описанием задачи и погрешностью округления. При необходимости получить, как можно более достоверные результаты необходимо более точно описывать начальные условия расчета и увеличивать количество конечных элементов размерной сетки, путем разбиения их на более мелкие части. Таким образом, можно достичь более низкой погрешности и получить результаты, максимально приближенные к экспериментальным.

Библиографический список

1. В.В. Бирюк, Е.В. Благин, Ю.Д. Лысенко, Д. А. Угланов. Аэродинамика и самолетостроение: учеб. пособие/ Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 180 с.
2. Стариков Ю.Н., Коврижных Е.Н. Основы аэродинамики летательного аппарата: Учеб. пособие. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2004. – 151 с.
3. В. Л. Александров, Б. А. Ушаков. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев, испытанных в трубе Т-1 ЦАГИ/ Москва: Изд-во ЦАГИ, 1935. – 78 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗООБРАЗНОГО ГОРЮЧЕГО В ТРАКТЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ

С.И. Шульга, С.А. Павлов

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

Аннотация

В статье рассмотрены вопросы, касающиеся особенностей течения газообразного горючего в камерах сгорания малого размера. Типом топлива, применяемого в данной работе, является метан-кислородная смесь. Были произведены численные расчёты камеры сгорания и проанализированы результаты для дальнейшей разработки.

Введение

Современные тенденции в разработке жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ) ориентированы на повышение эффективности сгорания топлива, снижение массы конструкции и улучшение характеристик подачи компонентов топлива. В данном исследовании рассматривается очковая камера сгорания ЖРД МТ, изготовленная с применением технологий аддитивного производства.

Целью работы является определение величины неравномерности распределения топлива по форсуночной головке, что имеет ключевое значение для стабильности горения и термонагруженности конструкции. Исследование выполнено с использованием программного комплекса ANSYS Fluent, в котором реализованы современные методы вычислительной гидродинамики. Рассматриваются исходные параметры системы, особенности расчетной сетки, граничные условия, а также результаты численного моделирования.

Полученные данные позволяют оценить эффективность работы камеры сгорания и служат основой для возможной оптимизации конструкции.

Объект моделирования

Объектом исследования является очковая камера сгорания ЖРД МТ, предназначенная для работы на метан-кислородной топливной смеси. Данная камера изготовлена методом аддитивного производства, что позволяет реализовать сложную геометрию и повысить эффективность охлаждения за счёт интегрированных внутренних каналов.

Конструкция камеры включает в себя: тракт подачи окислителя и горючего, коллекторы подачи топливных компонентов, форсуночную головку со струйными форсунками.

Сформированная цель и поставленные задачи формируют облик расчетной области объекта исследования с учетом эмпирической оценки исследуемой длины участка камеры сгорания. Расчетная область была определена по тракту горючего. В данной работе не рассматривается тракт окислителя. Удлинение расчетной области камеры сгорания позволяет точнее оценить неравномерность распределения горючего в ней. Расчетная область представлена на рисунке 1.



Рис.11. Расчётная область камеры сгорания

Исходные параметры модели и построение расчётной сетки

В данной части рассмотрены этапы построения расчетной сетки, задания граничных условий и выбора моделей физических процессов.

Исходные данные используются для задания граничных условий при моделировании. Выбор давления и массового расхода топлива обусловлен рабочими характеристиками камеры сгорания. Основные параметры приведены в таблице 1.

Таблица 1
Исходные параметры моделирования

Параметр	Значение
----------	----------

Давление в КС, МПа	1
Массовый расход метана, г/с	10
Температура метана, К	290
Перепад на форсунках каждого компонента, атм.	0,5
Давление метана на входе в охлаждающий тракт, МПа	1,1

Одним из ключевых параметров, влияющих на точность численного моделирования, является скошенность сетки (skewness). Этот параметр характеризует отклонение формы ячеек расчетной сетки от идеальной (например, правильного тетраэдра или гексаэдра) и влияет на точность вычислений, а также на устойчивость численного решения.

Для генерации сетки использовался модуль ANSYS Meshing, обеспечивающий контроль качества элементов. В результате была получена многослойная структурированная сетка (рисунок 2), которая позволяет детально описать течение в области форсунок и основной камеры сгорания.

Для расчетной сетки камеры сгорания среднее значение скошенности составляло 0,3–0,5, что соответствует высокому качеству сетки и обеспечивает устойчивость вычислений (рисунок 3). Важно отметить, что максимальное значение скошенности в сетке не превышало 0,95, что является предельно допустимым значением для CFD-расчетов.

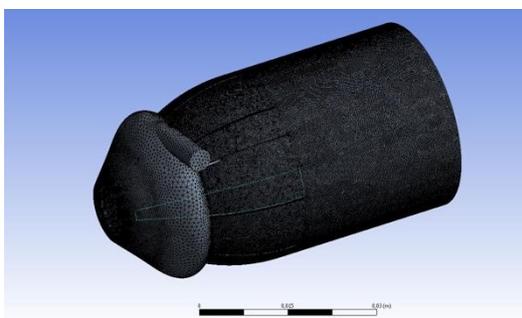


Рис.2. Сетка расчётной области

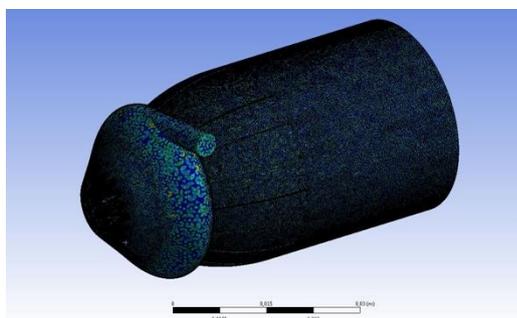


Рис. 3. Скошенность сетки

Выбор типа и задание граничных условий решателя

Граничные условия определяют способ взаимодействия расчетной области с внешней средой и задают параметры потока, обеспечивающие корректное моделирование физических процессов. В данной работе граничные условия выбирались с учетом реальных условий работы камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги.

Входное граничное условие устанавливает параметры поступающего газообразного топлива, а выходное — условия отвода продуктов сгорания. Стенки камеры моделируются как твердые адиабатические границы, что отражает отсутствие теплообмена через стенки на данном этапе исследования.

Таблица 2
Граничные условия

Зона расчетной области	Вид граничного условия	Описание
Вход в форсуночную головку	Mass-flow-inlet	Определяет массовый расход поступающего метана (10 г/с)
Выход из камеры сгорания	Pressure outlet	Поддерживает статическое давление 1 МПа
Стенки камеры	Adiabatic no-slip wall	Адиабатическая стенка без проскальзывания потока

Выбор таких граничных условий обеспечивает корректное моделирование распределения потоков внутри камеры сгорания и позволяет детально изучить влияние геометрии форсуночной головки на равномерность подачи топлива. На рисунках 4 и 5 изображены выбранные граничные условия модели.

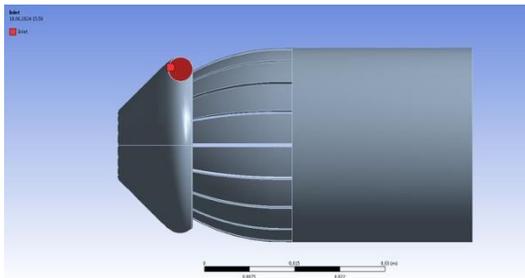


Рис.4. Вход в форсуночную головку

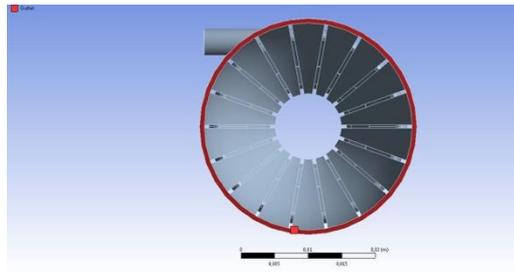


Рис.5. Выход из камеры

сгорания

Процесс моделирования и результаты численного исследования

Численное моделирование очковой камеры сгорания ЖРД МТ проводилось с целью оценки характеристик течения газообразного топлива и определения равномерности его распределения по форсуночной головке. Процесс моделирования включал несколько ключевых этапов: настройку решателя, выбор математических моделей, инициализацию расчета и анализ полученных результатов.

Для численного расчета применялся программный комплекс ANSYS Fluent с использованием неявного алгоритма Pressure-based implicit. Этот метод эффективен для задач стационарного течения при высоких давлениях и позволяет учитывать сложные газодинамические процессы. В качестве математической модели турбулентности использовалась k-ε модель, обеспечивающая корректное описание турбулентных течений и процессов смешения топлива с окислителем. Также учитывалось уравнение энергии (Energy equation), что необходимо для моделирования теплообмена внутри камеры сгорания. Свойства рабочего тела описывались с помощью уравнения состояния идеального газа (Ideal gas law), что является стандартным подходом для моделирования газообразного топлива.

Перед запуском итерационного процесса была выполнена инициализация решения с использованием метода Compute from all zones. Это позволило задать начальные значения параметров в каждой расчетной ячейке и ускорить процесс сходимости численного решения. Количество итераций в расчете составило 100. Для контроля корректности решения использовались два основных метода: анализ изменения невязок (Residuals) и оценка балансировки массопереноса. Контроль невязок позволил отслеживать устойчивость решения и убедиться в достижении стабилизации параметров.

Мониторинг потоков массы на входе и выходе камеры обеспечил контроль балансировки массопереноса. Согласно расчетным данным, разница между входным и выходным массовым расходом составила 0,0004 кг/с, что свидетельствует о достижении баланса потоков и корректности расчетной модели. На рисунке 6 представлен график изменения невязок в процессе расчета.

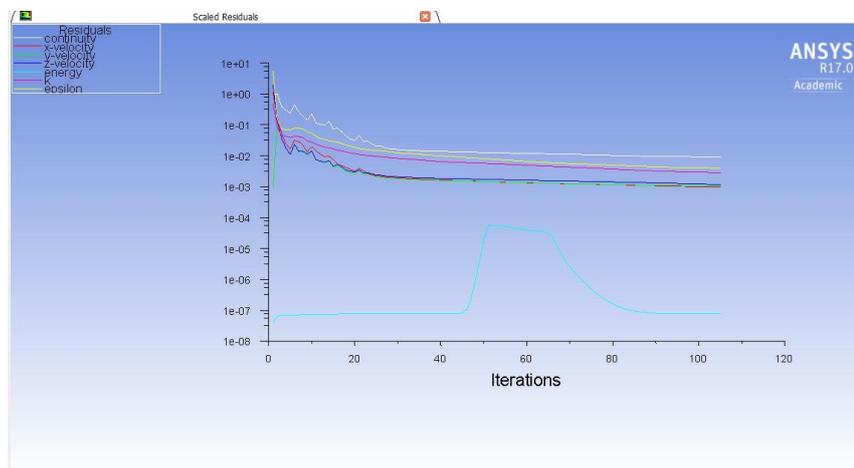


Рис.6. Изменение невязок в процессе решения задачи

В ходе моделирования были получены поля распределения давления и скорости газообразного метана в продольных и поперечных сечениях камеры сгорания. В продольной плоскости (рисунок 7) наблюдается плавное снижение давления от входного сечения форсуночной головки к выходу из камеры, что соответствует ожидаемым аэродинамическим характеристикам течения. В поперечной плоскости (рисунок 8) видна небольшая неравномерность давления в зоне форсунок, что может оказывать влияние на качество смешения топлива с окислителем.

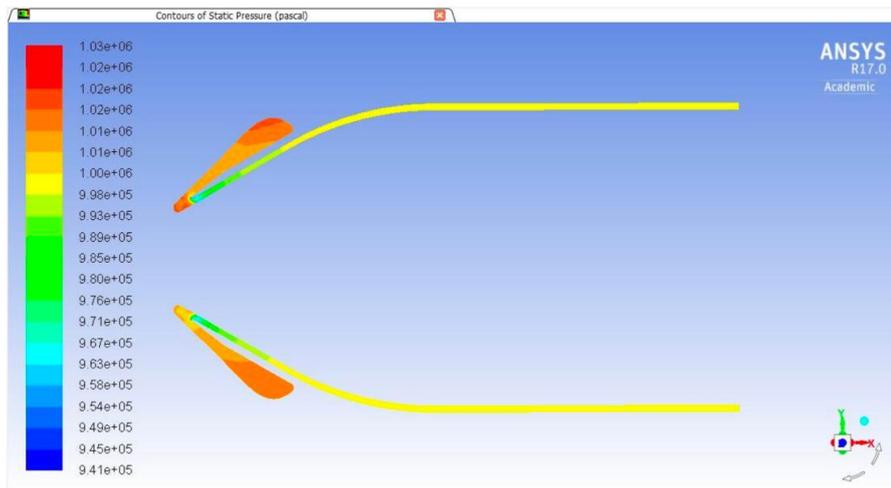


Рис.7. Распределение давлений в продольной плоскости

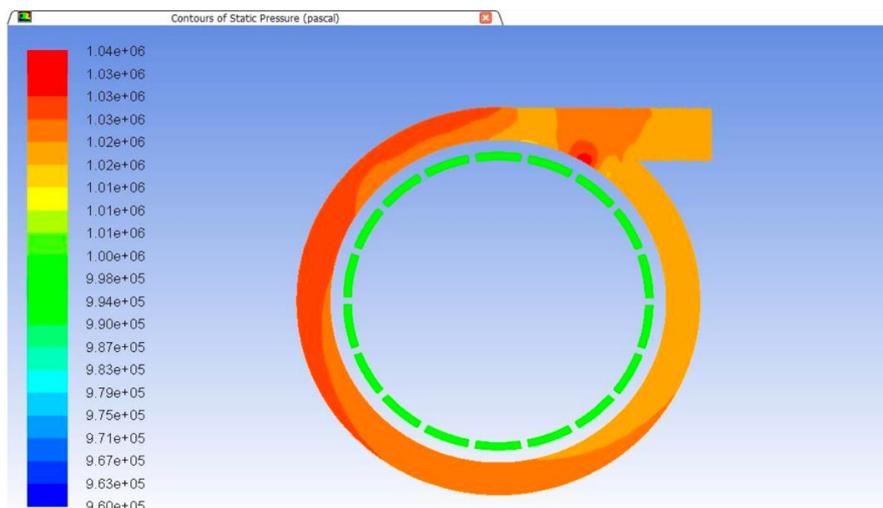


Рис.8. Распределение давлений в поперечной плоскости

Анализ распределения скорости показал, что в продольной плоскости (рисунок 9) скорость газа увеличивается по мере приближения к выходу из камеры, что связано с расширением потока и разностью давлений между входом и выходом. В поперечном сечении (рисунок 10) наблюдаются локальные зоны повышенной скорости, обусловленные конструктивными особенностями форсуночной головки и неравномерностью подачи топлива.

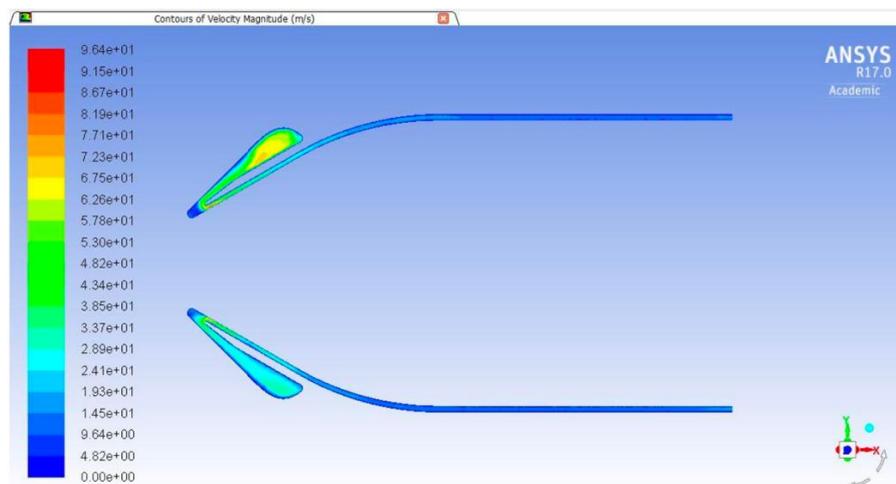


Рис.9. Распределение скоростей в продольной плоскости

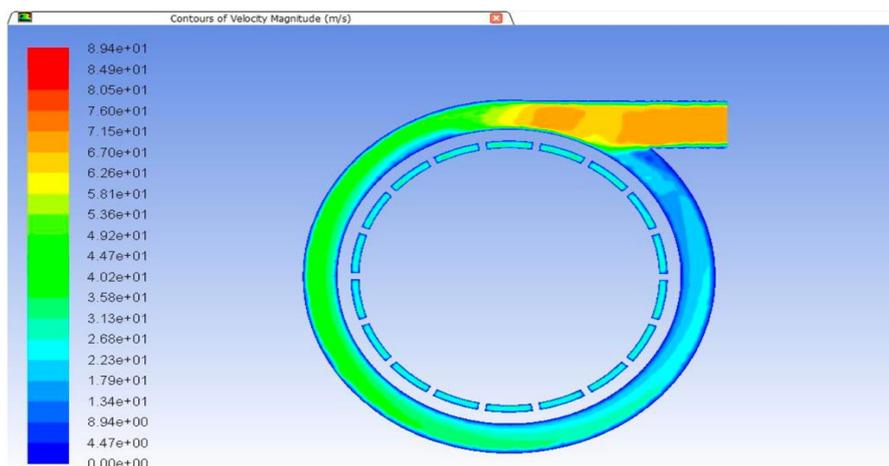


Рис.10. Распределение скоростей в поперечной плоскости

Выводы

Анализ численного моделирования показал, что распределение давления и скорости в расчетной области соответствует ожидаемым характеристикам, что подтверждает корректность геометрии камеры. Незначительная неравномерность давления в зоне форсунок может потребовать уточнения конструкции для повышения стабильности впрыска топлива. Контроль невязок показал, что расчет достиг устойчивого состояния, а балансировка массопереноса подтверждает точность вычислений. В перспективе дальнейших исследований рекомендуется включить в модель учет химических реакций сгорания, а также провести дополнительные расчеты с изменением геометрии форсуночной головки для минимизации зон локального перепада давления. Полученные результаты могут быть использованы для оптимизации конструкции камеры сгорания и улучшения рабочих характеристик жидкостного ракетного двигателя малой тяги.

Заключение

В ходе исследования проведена комплексная оценка параметров потока с использованием вычислительной гидродинамики. В работе рассмотрены этапы построения расчетной области, создания расчетной сетки, задания граничных условий, выбора математических моделей и численного метода, а также выполнен анализ полученных результатов. Результаты численного моделирования подтвердили, что распределение давления и скорости в исследуемой камере сгорания соответствует ожидаемым характеристикам. В продольной плоскости наблюдается равномерное снижение давления, а скорость газа увеличивается при движении к выходному сечению, что соответствует классической картине течения в ракетных камерах сгорания. Контроль сходимости расчетов показал достижение устойчивого решения, а балансировка массопереноса подтвердила точность вычислений. Незначительное рассогласование потоков массы на входе и выходе свидетельствует о высокой точности модели и адекватности полученных результатов.

Проведенное исследование может быть использовано для оптимизации конструкции камеры сгорания, а также для дальнейшего численного анализа с учетом химических реакций горения. В перспективе возможно проведение дополнительных расчетов с изменением геометрии форсуночной головки, что позволит улучшить равномерность подачи топлива и повысить эффективность работы двигателя. Полученные результаты представляют ценность для проектирования малых жидкостных ракетных двигателей и могут быть использованы в разработке перспективных энергоустановок.

Библиографический список

1. Моделирование процессов в камере сгорания ГТД: практическое пособие / А.И. Мустейкис; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2017. – 34с.
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. / М.В. Добровольский. – М: Машиностроение, 1968. – 398 с.
3. Алемасов В.Е. Основы теории физико-химических процессов в тепловых двигателях и энергетических установках: учебное пособие / В.Е.Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.С. Черенков. М.: Химия, 2000. 520 с.

УДК 621.813

ОЦЕНКА ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОЕДИНЕНИЯ ОТСЕКОВ МОДУЛЬНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Е. А. Пономаренко, В. Ю. Бурунова

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

Актуальность разработки крепления для соединения отсеков модульного летательного аппарата определяется необходимостью обеспечения высокой степени адаптивности и функциональной универсальности таких изделий в составе систем. Модульное соединение подразумевает возможность быстрого и эффективного соединения различных отсеков изделий, предназначенных для выполнения специфических задач. Такой подход позволяет не только оптимизировать использование ресурсов, но и

минимизировать временные затраты на перестройку аппарата под изменения условий эксплуатации. Важным фактором является также возможность быстрой замены модулей в случае повреждений или необходимости обновления оборудования, что значительно увеличивает показатели ремонтпригодности летательного аппарата и снижает затраты на его обслуживание. Использование модульных соединений также открывает перспективы для интеграции новых технологий и систем, необходимых для выполнения задач, связанных с повышением безопасности, маневренности и автономности полетов. Таким образом, разработка и исследование модульных соединений представляется актуальной задачей, решение которой важно для дальнейшего развития ракетостроения и космонавтики.

Рассмотрим быстроразборное соединение, предназначенное для фиксации цилиндрических элементов, представленное на рисунке 1. Это соединение состоит из трех подэлементов. Первый представляет собой цилиндрическую обечайку, на внутренней поверхности которой, в месте соединения двух деталей имеется паз с небольшим опорным элементом (рисунок 2). На расстоянии от паза соединения находится отверстие, предназначенное для расположения стопорящего элемента. Расстояние от одной стенки до другой этого паза $23_{+0,1}$ мм, высота этой выемки составляет $20_{+0,1}$ мм. Так же в выемке находится прямоугольный элемент, находящийся на высоте $9_{-0,05}$ мм от основания. Его высота составляет $5_{-0,05}$ мм, а ширина $3_{-0,05}$ мм. На расстоянии $10_{-0,1}$ мм от паза находится еще одно углубление, в котором находится стопорящий элемент. Этот вырез является сквозным, но имеет разную ширину паза и прорези в нем, так же паз частично закрыт материалом, что способствует фиксации стопорящего элемента.

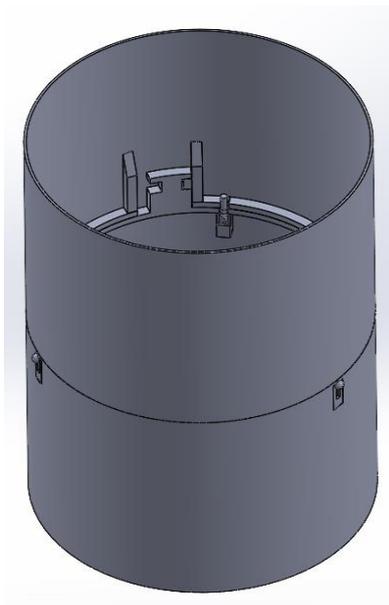


Рисунок 12— Вид соединения

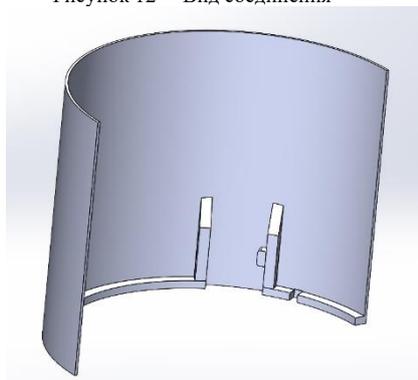


Рисунок 13— Первая деталь



Рисунок 14— Вторая деталь

Второй элемент соединения представляет собой цилиндрическую обечайку, на краю которой находится опорная бобышка Т-образной формы (рисунок 3). Справа от нее располагается отверстие для стопорящего элемента. Высота детали составляет $20_{-0,1}$ мм, а ширина $11_{-0,1}$ мм. Вырезанные элементы представляют собой прямоугольники, располагающиеся на расстоянии $8_{-0,05}$ мм от основания соединений, высота выреза $6_{+0,05}$ мм, а его ширина $3_{+0,05}$ мм. На расстоянии $10_{-0,1}$ мм от этой шпонки находится еще одно углубление, в котором находится стопорящий элемент. Этот вырез также является сквозным, но имеет разную ширину паза и прорези в нем. Этот паз частично закрыт материалом, скрывая пружину в себе и способствуя ее правильному расположению. Стопорный элемент представляет собой пруток с закрепленным на нем элементом – ручкой (рисунок 4). Ручка, в свою очередь, на конце имеет резьбу, на которую накручивается полусфера. Пружина работает на сжатие, то есть выталкивает прут наружу.

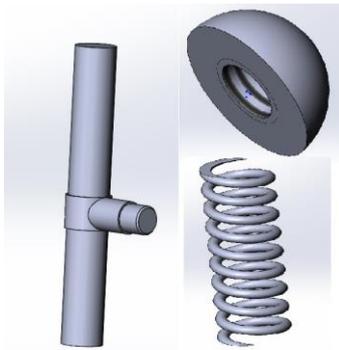


Рисунок 15— Стопорный элемент

В качестве прототипа аппарата, на котором можно использовать данное соединение, рассмотрим Р-3С. Значительные нагрузки на данный летательный аппарат действуют во время разворота и маневрирования. На данное изделие воздействуют перегрузки в диапазоне 3,7-6g. Исходя из этих данных примерная нагрузка, воздействующая на механизм, может варьироваться от 1500 Н до 5000 Н в зависимости от того, для соединения каких отсеков будет использовано рассматриваемое соединение. [7]

Проведем расчет предлагаемого соединения на разрыв под действием внешних сил, действующих на летательный аппарат. В процессе проектирования ракетной техники необходимо тщательно анализировать силы и моменты, действующие на прототип, а также максимальные нагрузки, которые могут воздействовать на систему. К основным видам сил относятся аэродинамические, гравитационные и инерционные воздействия, которые проявляются как в условиях старта, так и в процессе полета. Аэродинамические силы, действующие на ракету, зависят от её скорости и плотности атмосферного воздуха, что делает необходимыми точные расчеты для обеспечения устойчивости и управляемости. Гравитационные силы играют одну из важных ролей на всей траектории движения аппарата. Кроме того, не следует забывать об инерционных силах, возникающих в результате ускорения и маневрирования. Они могут значительно повлиять на целостность конструкции и работу систем управления. Поэтому в процессе проектирования важно провести всесторонний анализ всех возможных воздействий и учесть запас прочности, чтобы гарантировать безопасность и эффективность ракетной техники в различных условиях эксплуатации. С учетом данной информации проведем расчет соединения на максимальные нагрузки. [1] На рисунке 5 представлена схема действия основных сил на ракету в полете.

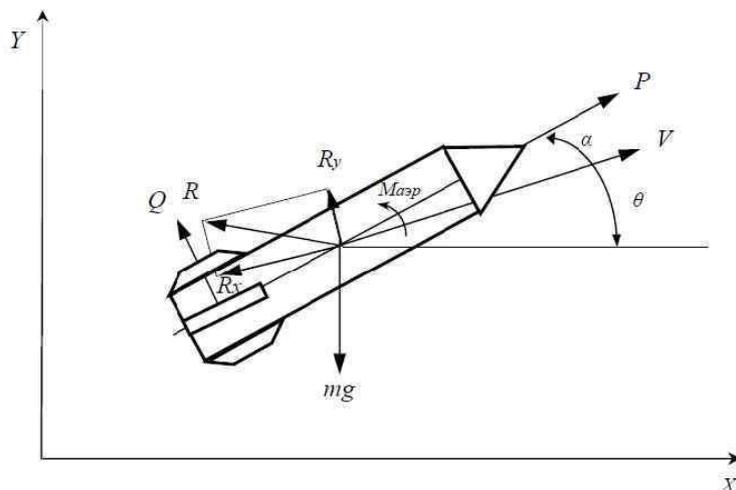


Рисунок 16—Схема сил, действующих на ракету в полёте

Рассмотрим отдельно Т-образную бобышку на разрыв. На рисунке 6 представлена её схема и расположение сил, воздействующих на неё. [2]

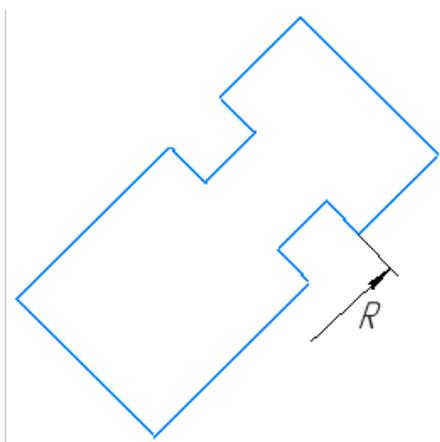


Рисунок 17—Схема нагрузок, R-результатирующая сила

Так как соединение модульное и может находиться в разных частях летательного аппарата, то на него воздействуют разные нагрузки, от 1500 Н до 5000 Н. На рисунке 7 представлены напряжения растяжения, равноопасного рассматриваемому сложному напряженному состоянию.

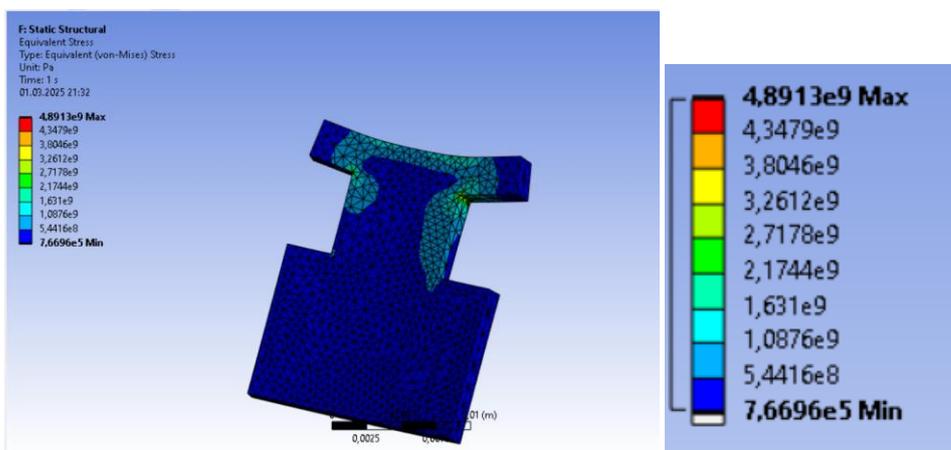


Рисунок 18— Напряжения и их значения

При статическом растяжении для сплава АМг6 (лист, профиль, поковка) предел текучести $\sigma_{0,2}$ составляет 150–170 МПа, а предел прочности σ_b — 300–340 МПа. Критерием для данного материала возьмем напряжения величиной $1,6 \cdot 10^8$ Па. Из полученных результатов видно, что максимальные воздействия находятся в зеленой зоне, следовательно максимальные нагрузки соответствуют $2,7 \cdot 10^9$ Па, что на $2,54 \cdot 10^9$ Па больше допустимого. С учётом полученных в расчетах данных в конструкцию были внесены изменения, поскольку необходимо было адаптировать её так, чтобы максимальные нагрузки не превышали возможные или их разница находилась в пределах допустимых значений. [8]

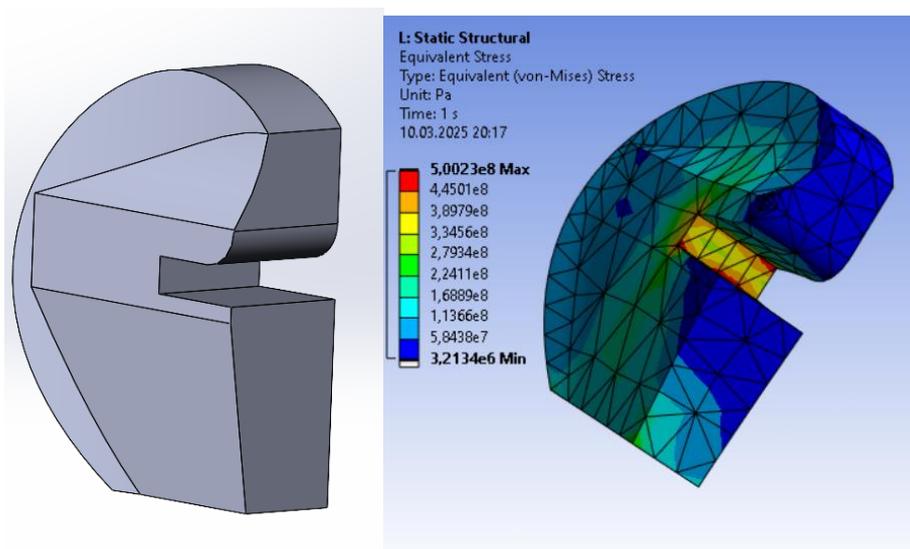


Рисунок 19 — Полученный вид соединения и его эквивалентные напряжения

На рисунке 8 представлен полученный вид элемента соединения и расчеты. На правом изображении можно увидеть, что максимальное значения напряжения составляют 500 МПа, но эти значения немного отличается от реальных значений, которые примерно равны 750 МПа. Такое явление связано с некорректным построением сетки. Возникает ошибка в расчете напряжений и их концентраций в узлах сетки. Так же она может быть вызвана дискретным характером метода конечных элементов, аппроксимациями, используемыми для описания полей, и невозможностью точного представления математических сингулярностей.

Основываясь на полученных расчетах сделан вывод, что в соединении необходимо использовать не менее 5 подобных элементов для нагрузки в 5000 Па, если нагрузка меньше, то необходимо пропорционально меньшее число деталей. В таблице 1 представлено значение эквивалентных напряжений с соответствующими нагрузками и минимальным потребным числом бобышек.

Таблица 4. Значение эквивалентных напряжений с соответствующими нагрузками и минимальным числом бобышек

Нагрузка, Па	Эквивалентное напряжение, МПа	Минимальное количество элементов, шт
1500	400	3
2000	450	3
2500	500	4
3000	550	4
3500	600	4
4000	650	5
4500	700	5
5000	750	5

Таким образом, в результате работы проведен прочностной расчет соединения отсеков модульного летательного аппарата, определены максимальные и минимальные нагрузки, воздействующие на аппарат, а также проведен анализ наилучшей конфигурации элементов соединения для обеспечения его работоспособности.

Библиографический список

1. Бурунова В.Ю., Пономаренко Е.А. Быстроразборное соединение для фиксации цилиндрических элементов// 35-е Международные молодёжные «Циолковские чтения». г. Киров, 2024
2. Айдаров Д.В. Метрология, стандартизация и сертификация: учебное пособие / Д.В. Айдаров – МГУПП Филиал Тольятти. 2011. – 281 с
3. Лекционные материалы по дисциплине «Сопротивление материалов».
4. Справочный материал ППП САПР РБ
5. Программное обеспечение Workbench 2023 R1
6. Корзун С. Г. Расчет на прочность и жесткость при простом сопротивлении практикум: учебное пособие/ С. Г. Корзун, А. М. Лаврентьев – Москва; Вологда: «Инфа-Инженерия», 2023-124с
7. Авиационная ракета 3-3С(К-113, изделие 310 и 310А): <https://missilery.info/missile/r3c> (дата обращения 20.02.2025)
8. Алюминий Амг6: https://metatorg.ru/marki-stali-i-splavy/aluminyi/alyuminiyevyy_deformiruemyy_splav/alyuminiyevyy_deformiruemyy_splav_amg6/ (дата обращения 20.02.2025)

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПО РАЗРАБОТКЕ МАЛОГАБАРИТНОГО ЭЛЕКТРОКЛАПАНА

А.В. Тараторин, А.П. Полетаев

АО «Научно-исследовательский институт машиностроения»

С развитием космических технологий малые спутники, такие как CubeSat, становятся все более важными инструментами в исследовании околоземного пространства и в решении прикладных задач на Земле. Эти спутники могут содержать различные научные инструменты и устройства, что позволяет выполнять широкий спектр задач — от научных экспериментов до мониторинга климата и катастроф, а также проведения образовательных проектов.

Эти небольшие и легкие аппараты предлагают экономически эффективную альтернативу традиционным спутникам, позволяя исследователям и инженерным командам запускать свои миссии с минимальными затратами и большими возможностями. Однако, несмотря на их компактные размеры, CubeSat должен быть оснащен высокоэффективными и надежными системами, которые способны выполнять целый ряд функций. Среди них можно отметить системы питания, двигательные установки, системы связи и, конечно, системы управления потоками жидкостей и газов.

В этом контексте электроклапан — ключевой элемент, определяющий эффективность работы таких систем. Он управляет потоком рабочей жидкости или газа, обеспечивая выполнение задач, связанных с охлаждением, регулированием давления и другими необходимыми функциями. Разработка малогабаритного электроклапана для CubeSat — задача, которая требует внедрения инновационных технологий и подходов, чтобы обеспечить минимальный размер и массу устройства без ущерба для его функциональности и надежности.

Цель работы — исследование и разработка малогабаритного электроклапана, который способен удовлетворить специфическим требованиям спутников такого типа. Это включает в себя удовлетворение строгих ограничений по размеру и весу, а также обеспечению высокой производительности, долговечности и устойчивости к воздействию внешних факторов, таких как радиация и огромные перепады температур. Успешная разработка такого устройства может значительно улучшить функциональность и возможности CubeSat, открывая новые горизонты для исследований и практического применения в космосе.

На сегодняшний день в НИИМаш ведутся работы по разработке нового быстродействующего ЭК, который будет удовлетворять требуемым массогабаритным характеристикам для ДУ данного класса. На рисунке 1 изображены три изготовленных экспериментальных образца электроклапана.

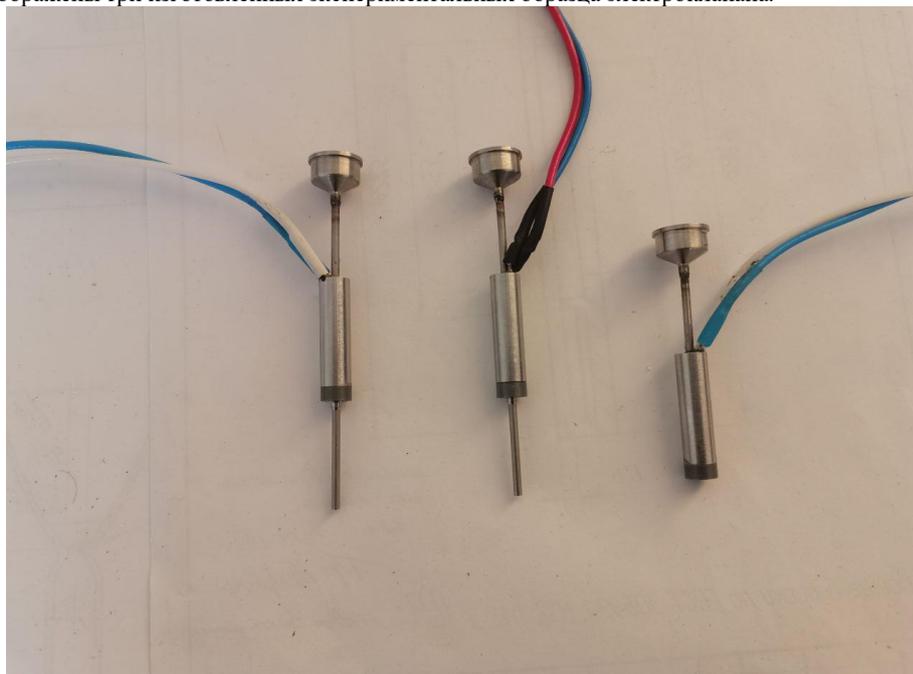


Рисунок 1 – Электроклапаны (экземпляры №1, №2 и №3)

На рисунке 2 изображена принципиальная схема конструкции ЭК.

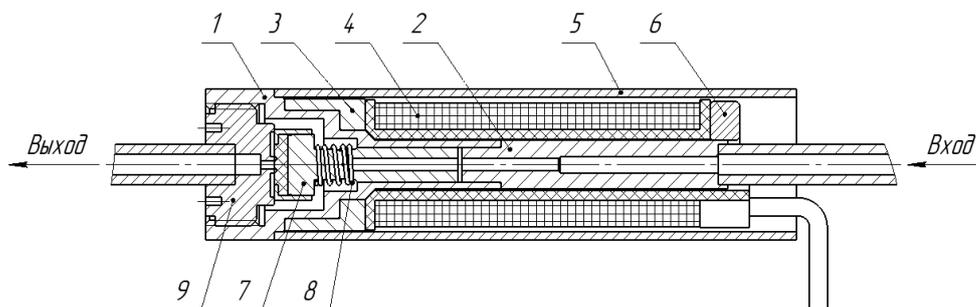


Рисунок 2 – Принципиальная схема конструкции ЭК
 1 – обойма; 2 – стоп; 3 – втулка; 4 – катушка; 5 – кожух;
 6 – вкладыш; 7 – шток; 8 – пружина; 9 – седло.

Корпус формируется обоймой 1 и стопом 2. На корпус устанавливается втулка 3 и катушка 4. Каркас катушки изготовлен из материала фторопласт-4, служащего диэлектрическим материалом для предотвращения замыкания обмотки на корпус. Кожух 5 закрывает все внутренние компоненты, куда помещается вкладыш 6, служащий для замыкания магнитного контура, а оставшееся пространство заполняется компаундом для изоляции. Шток 7 с пружиной 8 расположен внутри корпуса. Седло 9, выполненное из стали 10Х32Н8, закрывает внутреннюю рабочую полость резьбовым соединением, обеспечивая быстрый доступ и удобную настройку хода штока. Ход штока регулируется за счет прокладок, устанавливаемых между седлом и обоймой. После настройки выполняется сварка обоймы 1 и седла 9. Обойма изготовлена из стали 12Х18Н10Т, а стоп, шток, втулка, кожух и вкладыш – из магнитомягкой стали 16Х-ВИ. В качестве уплотнения клапанной пары использовался фторопласт-4.

С учетом малых значений размеров и разных по своим свойствам сталей деталей корпуса, были отработаны режимы лазерной сварки, которая значительно повышает качество и надежность продукта. Лазерная сварка обеспечивает высокую точность и аккуратность соединений. Это позволяет минимизировать количество дефектов, которые могут возникнуть при использовании традиционных методов.

Качество шва, полученного после лазерной сварки, занимает центральное место в оценке прочности и долговечности соединения. Лазерная сварка, благодаря своей высокой концентрации энергии и точности, обеспечивает минимальные термические деформации, что способствует формированию ровного и однородного шва (рис. 3). Один из ключевых аспектов качества сварного соединения — это его геометрия. Идеальная линия с четкими границами, без значительных наплывов или пор, свидетельствует о высоком уровне контроля процесса.

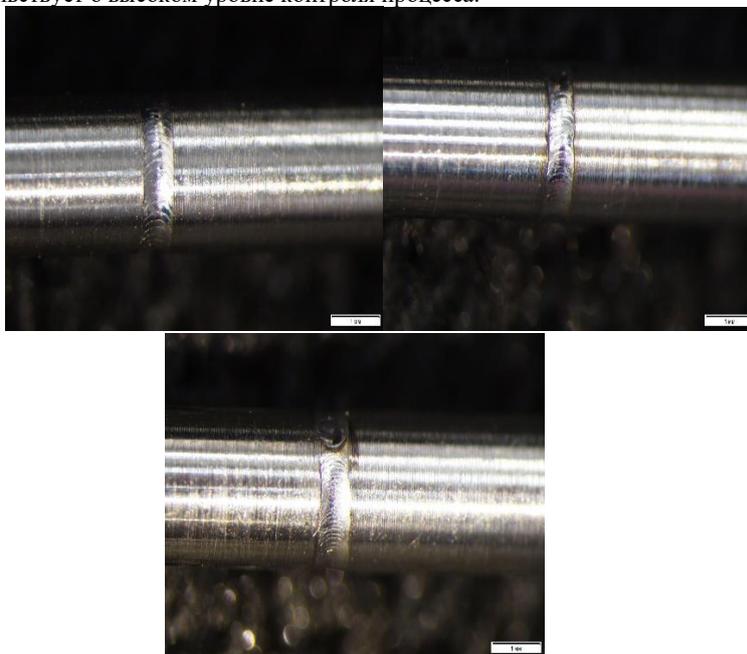


Рисунок 3 – Сварные швы после лазерной сварки на трех экземплярах ЭК

Кроме того, лазерная сварка открывает новые горизонты для дизайна и создания изделий с более сложными формами. Возможность регулирования параметров сварки на лету позволяет адаптироваться к изменяющимся условиям и материалам, что делает этот метод универсальным инструментом в современном производстве. Таким образом, внедрение лазерной сварки не только улучшает характеристики конечного продукта, но и повышает эффективность производственных процессов [1].

С целью выбора геометрических и электрических параметров катушки был проведен проектный расчет электромагнита.

Необходимое количество витков провода катушки для получения нужной силы магнитной индукции определяется по формуле:

$$W = \frac{F_{\Sigma}}{I_{20}},$$

где F_{Σ} - суммарная намагничивающая сила катушки электромагнита, I_{20} - ток в катушке электромагнита при нормальных условиях.

Расчетное количество витков провода, помещающиеся в катушку, определяется по формуле:

$$W_p = n_c n_p,$$

где n_c - количество слоев провода катушки, n_p - количество рядов провода катушки.

$$n_c = \frac{k_y h_k}{d_{из}},$$

$$n_p = \frac{l_k}{d_{из}},$$

где k_y - коэффициент укладки ($k_y = 0,9 \dots 0,95$), h_k - высота катушки электромагнита, l_k - длина катушки электромагнита, $d_{из}$ - диаметр провода с изоляцией.

При расчете и проектировании электромагнита должно соблюдаться условие:

$$\frac{W_p}{W} = 0,9 \dots 1,1$$

Таблица 1 - Результаты расчета электромагнита

Параметры	Значение
F_{Σ} , А	926,22
I_{20} , А	0,86
h_k , м	0,0013
l_k , м	0,0165
$d_{из}$, м	0,0001
n_c	7
n_p	165
W_p	1055
W	1077

По результатам проектного расчета определено, что отношение количества витков к необходимому равно 0,98, что соответствует требуемому диапазону.

В целях проведения экспериментальных исследований динамических характеристик ЭК в лаборатории НИИМаш было подготовлено специализированное рабочее место. Результаты испытаний по определению динамических характеристик ЭК продемонстрированы на рисунке 4 и рисунке 5.

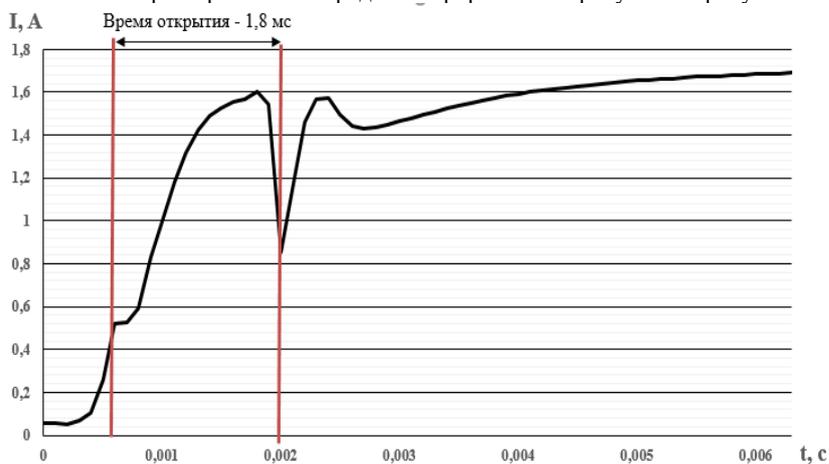


Рисунок 4 – Графики изменения силы тока при открытии ЭК

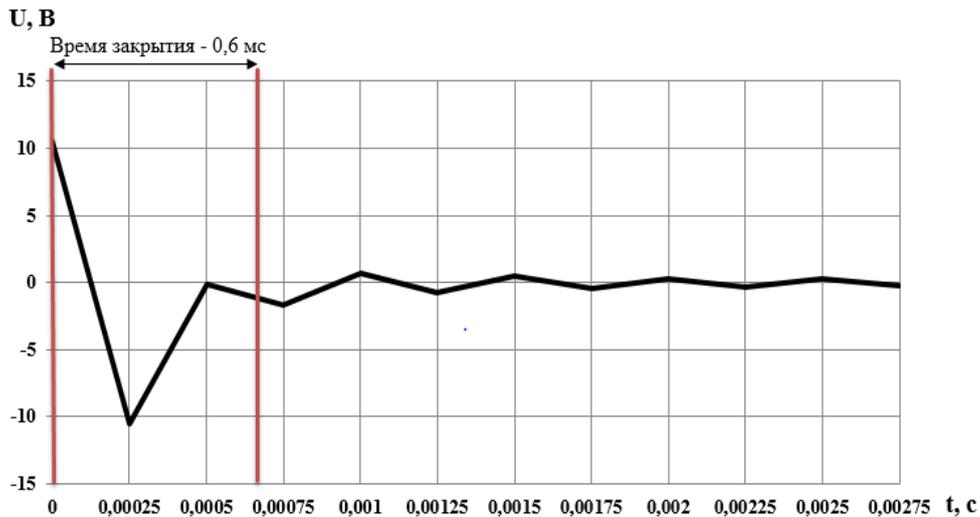


Рисунок 5 – Графики изменения напряжения при закрытии ЭК

По результатам исследования динамических характеристик установлено, что время полного открытия ЭК находится на уровне 1,8 мс, а время закрытия составило 0,6 мс при напряжении питания 12 В.

При подаче напряжения на ЭК длительностью более 15-20 с наблюдался нагрев конструкции выше $50^{\circ}C$ (режим 1 на рис. 6). Это явление обусловлено тепловым эффектом, возникающим при протекании электрического тока по проводникам. В целях минимизации нагрева были исследованы режимы функционирования ЭК (рис. 6), т.н. «режимы удержания» (режим 2 на рис. 6), предусматривающие включение последовательно сопротивления в электрическую цепь питания ЭК экспериментальной установки после открытия клапанной пары. Данная мера позволила снизить значение силы тока и, следовательно, интенсивность тепловыделения (таблица. 2).

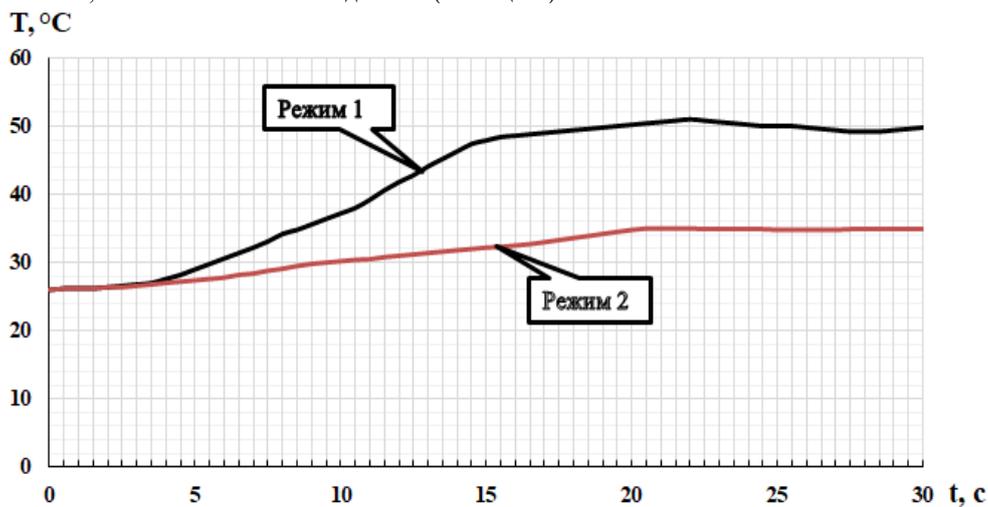


Рисунок 6 – График изменения силы тока при открытии ЭК

Таблица 2 – Результаты исследования ЭК на тепловыделение.

Наименование	Режим 1	Режим 2
Напряжение, В	12	12
Сопротивление, Ом	14	28
Сила тока, А	0,86	0,43
Максимальная температура, $^{\circ}C$	51	32

Для определения расходной характеристики ЭК были проведены гидравлические проливки в диапазоне избыточного давления на входе от 3 кгс/см^2 до 10 кгс/см^2 (таблица 3). В непрерывном режиме работы ЭК клапанная пара закрывалась при значении избыточного давления 15 кгс/см^2 . В импульсном режиме работы ЭК клапанная пара закрывалась при значении избыточного давления $12,5 \text{ кгс/см}^2$.

Таблица 3 – Результаты гидравлических проливок ЭК

Наименование	1	2	3
Давление, кгс/см^2	3	5	10
Расход, г/с	0,59	0,74	1,05

В результате выполненной работы были изготовлены экспериментальные образцы ЭК и проведены гидравлические испытания, определены динамические и расходные характеристики. Экспериментальные образцы ЭК имеют высокое быстродействие, малые габариты и вес, что позволяет сделать вывод о перспективности его использования в составе ДУ МКА.

Поскольку ресурс по количеству включений ЭК в процессе эксплуатации может достигать сотен тысяч, отдельное внимание стоит уделить способности материала, из которого изготовлены соприкасающиеся элементы, выдерживать циклические ударные воздействия. Поэтому одним из дальнейших направлений исследований является использование материалов с более высоким значением этого параметра, чем у стали 16Х-ВИ.

Библиографический список

1. Теленков А.А. Разработка и внедрение методики и инженерной программы создания оптимальных конструкций электромагнитных клапанов жидкостных ракетных двигателей.: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Химки.: Энергомаш., 2012 – 24 с.
2. ОСТ92-937-80 – Электромагниты пневматических и гидравлических клапанов. Методика расчета.

УДК 629.783

ПРИМЕНЕНИЕ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ В УПРАВЛЕНИИ И МОНИТОРИНГЕ ПОЛЁТОВ БПЛА

Н.А. Гусева

АО «Спутниковая система «Гонец»

Современные технологии спутниковой связи демонстрируют устойчивый рост своей доли на рынке телекоммуникационных услуг. В Российской Федерации стратегическая задача расширения доступности ключевых космических сервисов для населения, бизнеса и государственных структур всех уровней была обозначена Президентом РФ В. В. Путиным. По мнению Председателя Правительства РФ М. В. Мишустина, внедрение таких технологий способствует повышению эффективности освоения территорий и играет ключевую роль в создании транспортно-логистических коридоров. Кроме того, развитие спутниковых систем стимулирует прогресс в таких перспективных отраслях, как робототехника, экономика данных и беспилотные транспортные системы.

Для реализации поставленных целей Государственная корпорация «Роскосмос» с 2022 года осуществляет разработку федерального проекта «Сфера». Основная цель проекта заключается в преодолении цифрового неравенства за счет развертывания спутниковых систем связи, обеспечивающих широкополосный доступ в интернет в регионах с ограниченной наземной инфраструктурой. К таким территориям относятся арктические и субарктические зоны, области вечной мерзлоты, а также таежные и тундровые ландшафты, где использование оптоволоконных линий связи является технически сложным или экономически неоправданным.

Проект «Сфера» предусматривает создание многофункциональной космической инфраструктуры, что позволит Российской Федерации укрепить свои позиции на глобальном уровне в ряде технологических направлений:

— Связь и навигация. Развертывание низкоорбитальных спутниковых группировок обеспечивает глобальное покрытие, включая предоставление услуг спутникового интернета и высокоточного позиционирования на основе GNSS-сервисов.

— Метеорология и дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ). Интеграция данных спектральной съемки и мониторинга окружающей среды повышает точность прогнозов и анализа.

— Телекоммуникационные сервисы. Развитие технологий телерадиовещания, платформ Интернета вещей (IoT) и трансграничных геоинформационных систем расширяет спектр доступных услуг.

— Ракетно-космическая отрасль. Создание нового поколения ракет-носителей, адаптированных для вывода спутников на низкие и средние орбиты, повышает конкурентоспособность России на рынке пусковых услуг.

Данная инициатива направлена на обеспечение технологического суверенитета страны в области космических систем двойного назначения, а также на интеграцию цифровых технологий в ключевые отрасли экономики и оборонно-промышленный комплекс.

Одним из важных аспектов применения спутниковых технологий является обеспечение надежной связи [1] для управления и мониторинга беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Низкоорбитальные спутниковые группировки признаны эффективным решением для поддержания устойчивой связи с БПЛА в любых географических условиях. Внедрение отечественной спутниковой телекоммуникационной инфраструктуры, включая системы «Экспресс-РВ» и «Марафон-IoT», создает основу для развития востребованных сервисов космической связи. Это включает поддержку автоматизированных наземных объектов (БПЛА, беспилотных воздушных систем (БАС) и беспилотных воздушных судов (БВС)), что является важным шагом в развитии автономного транспорта через создание инфраструктуры передачи данных в условиях отсутствия традиционных сетей связи.

Система низкоорбитальных спутников «Гонец» рассматривается как один из наиболее эффективных инструментов для управления и мониторинга БАС среди эксплуатируемых решений. Проведенный эксперимент с использованием БАС «Геоскан 201» подтвердил способность системы «Гонец» обеспечивать стабильную связь в условиях ограниченной доступности альтернативных каналов. Схема экспе-

риента представлена на рис. 1: данные с борта БВС передавались через спутник «Гонец-М» на региональную станцию, затем по сети Интернет на FTP-сервер системы «Гонец». Телеметрия отображалась в UTM-сервисах, а команды управления передавались с наземной станции управления (НСУ) через FTP-сервер на спутник.

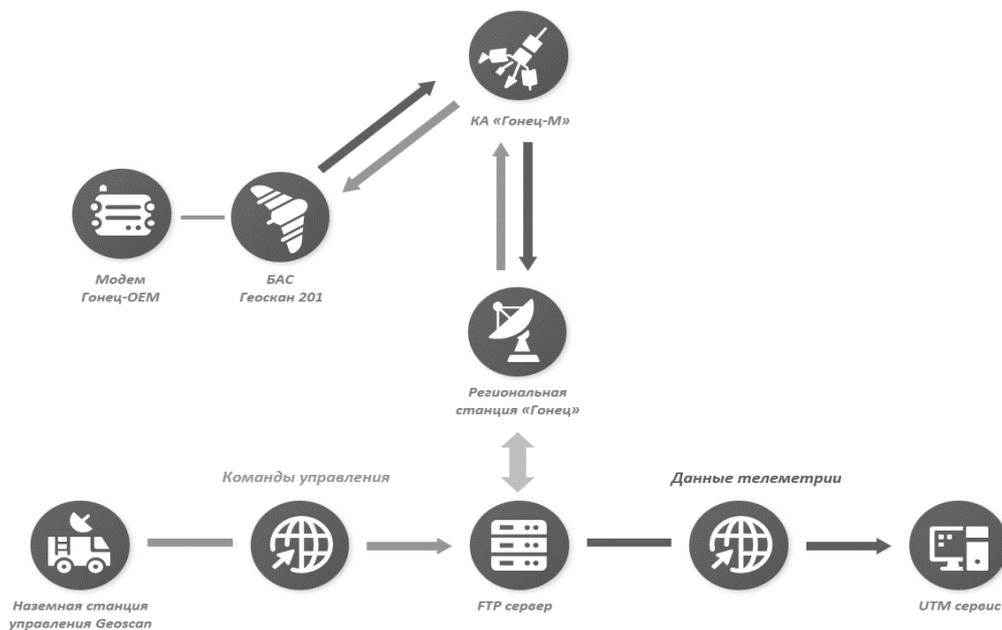


Рис. 1. Схема эксперимента

Оборудование, использованное в эксперименте, включало:

- 1) БАС «Геоскан 201» (регистрационный номер 0h24425, серийный номер 20451);
- 2) Бортовой модем «Гонец» AT-OEM 32872;
- 3) Контрольный модем «Гонец» AT-OEM 31673;
- 4) Бортовой вычислитель на базе Raspberry Pi 4;
- 5) Двухчастотная бортовая антенна;
- 6) Контрольная спутниковая антенна «Гонец».

Эксперимент проводился в несколько этапов:

1. Разработка бортовой антенны. Стандартная антенна «Гонец» была непригодна для установки на БВС из-за габаритов, поэтому была создана компактная антенна, размещенная на законцовке крыла.

2. Интеграция модема. Установка вычислителя на базе Raspberry Pi 4 и разработка программного обеспечения обеспечили управление модемом и обмен данными с автопилотом.

3. Решение задачи электромагнитной совместимости (ЭМС). Чувствительность модема потребовала снижения шумов от бортового оборудования; полного устранения помех достичь не удалось, но их уровень был минимизирован до приемлемого [2].

4. Регистрация в системе «Гонец». Для сотрудников «Геоскан» была создана учетная запись на сервере gonetsserv.ru, что позволило отслеживать передачу данных и оценивать задержки (идентификатор модема — AT701). Пример отображения сообщений с данными телеметрии, полученных с борта БАС, представлен на рис.2.

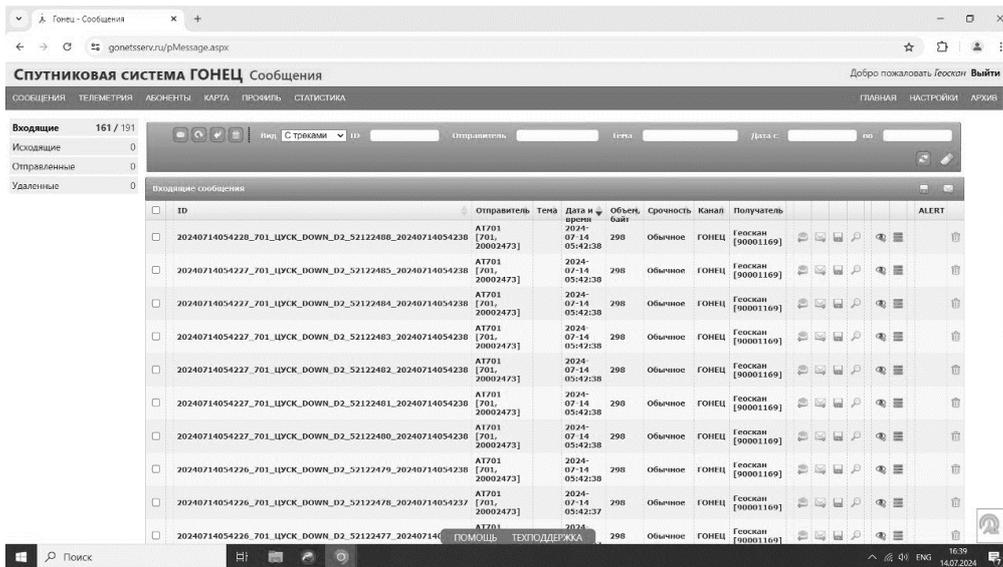


Рис. 2. Отображение полученных с борта БАС сообщений с данными телеметрии в системе Гонец

5. Проведение полетов. Эксперимент проводился с 10:00 до 13:00 по местному времени при максимальной видимости спутников. БАС поднимался на высоту 900 м и двигался по круговой траектории радиусом 150–200 м (маршрут представлен на рис. 3).

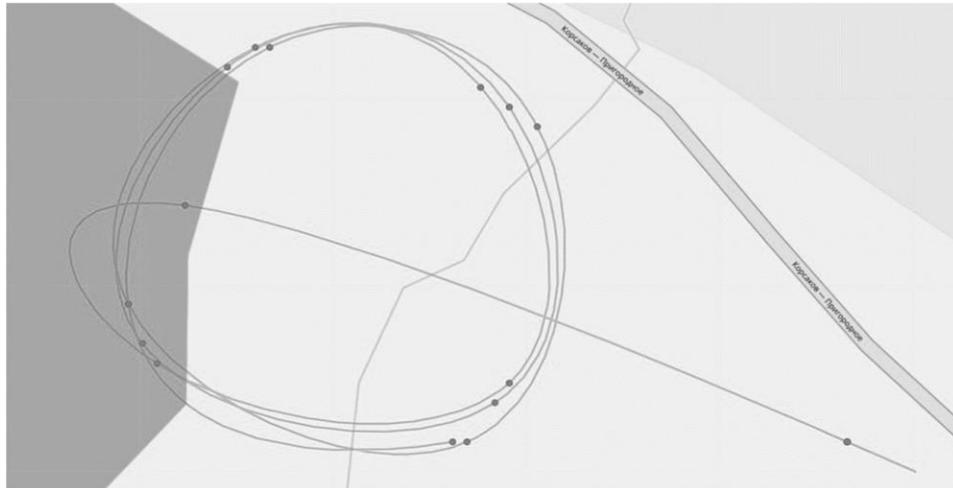


Рис. 3. Маршрут полета БАС «Геоскан 201»

Результаты эксперимента подтвердили возможность передачи команд управления на БАС через систему «Гонец». Команды с разным приоритетом успешно передавались через ГТР-сервер [3], а программа эксперимента была выполнена в полном объеме. Однако спутниковые системы связи имеют ограничения: высокая стоимость развертывания и недостаточная оперативность передачи данных, критичных к задержкам. Для преодоления этих недостатков предлагается создание гибридной сети информационного обмена (ГСИО), включающей спутниковый сегмент на базе проекта «Сфера». Такая сеть обеспечит глобальную доступность, надежность и оперативность управления БПЛА [4], а также скрытность и криптостойкость данных.

Низкоорбитальная спутниковая группировка «Гонец» (высота орбиты $h \approx 1500$ км, наклонение $i=82.6^\circ$, период вращения ≈ 116 мин) характеризуется зоной покрытия порядка 4000 км:

$$\text{радиус зоны покрытия: } R_c = \sqrt{(R_\oplus + h)^2 - R_\oplus^2} \approx 4000 \text{ км.}$$

В условиях эксперимента по возможностям спутниковой системы «Гонец» при управлении БПЛА (Координаты эксперимента: $\phi=46.62^\circ$ с.ш., $\lambda=142.77^\circ$ в.д., Объект: БАС «Геоскан 201») были проверены следующие ключевые характеристики системы:

- вероятность установления связи $P_{св} = 1 - \exp\left(-\frac{\text{SNR}}{10}\right) \geq 0.92$ ($\text{SNR} \geq 10$ дБ);
- задержка сигнала $\tau_{\text{задерж}} \leq 5$ с (включая $\tau_{\text{распр}} = \frac{2h}{c} \approx 10$ мс);
- модуляция (при передаче данных) QPSK со скоростью $R_b = 2400$ бит/с;
- кодирование (при передаче данных) Рида-Соломон (RS(255,223)),
- вероятность ошибки $P_e = 1 - \sum_{k=0}^t \binom{n}{k} p^k (1-p)^{n-k} \leq 10^{-5}$, где $t=16$, $n=255$;
- ЭМС-совместимость модема $I_{\text{пом}} = 20 \log\left(\frac{\lambda}{4\pi d}\right) + G_{\text{изл}} - L_{\text{экрана}} \leq -40$ дБ;
- антенна модема двухчастотная ($f_1 = 1.6$ ГГц, $f_2 = 2.4$ ГГц), КСВ ≤ 1.5 .

Эксперимент подтвердил выполнение критерия:

$$\tau_{\text{задерж}} \leq \tau_{\text{допуст}} = 5\text{с},$$

что позволяет использовать систему «Гонец» для управления БПЛА в высоких широтах.

ГСИО как универсальная система связи и управления группировками БПЛА должна сочетать наземные, воздушные и спутниковые сети ретрансляции, что позволит устранить ограничения традиционных решений и обеспечить устойчивое взаимодействие в условиях отсутствия наземной инфраструктуры. Реализация проекта «Сфера» и дальнейшее развитие спутниковых технологий станут основой для укрепления позиций России в области космических сервисов и цифровой экономики.

Для устранения недостатков и реализации технологии группового взаимодействия беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), функционирующих на значительном удалении от сетей связи общего пользования, предлагается следующий комплекс мер, изложенный в строгом научном стиле.

1. Методы обеспечения непрерывной глобальной доступности БПЛА для контроля и управления со стороны оператора центра управления полетами (ЦУП) БПЛА.

Для достижения указанной цели предлагается:

- использование трех типов сетей ретрансляторов: наземных, воздушных и спутниковых;
- применение двух диапазонов электромагнитного излучения: оптического диапазона (ОД) и радиодиапазона (РД);

- внедрение четырех малонаправленных антенных систем (АС) ОД, размещенных вдоль осей симметрии БПЛА (Y и X или Z), с диаграммой направленности 90° , предназначенных для установления связи, передачи информации управления (ИУ) и низкоскоростной целевой информации (ЦИ), а также для обеспечения высокоскоростной передачи ЦИ от ведомых БПЛА к ведущему БПЛА, выполняющему функции автоматизированного командного пункта (КП) кластера БПЛА;

- использование остронаправленных АС ОД и РД для передачи ИУ и ЦИ от ведущего БПЛА к ретранслятору.

2. Методы повышения оперативности системы связи и управления (ССУ).

Для повышения оперативности ССУ предусматривается:

- обеспечение постоянной доступности БПЛА;
- разработка протоколов маршрутизации, основанных на алгоритмах поиска кратчайших путей передачи информации.

3. Методы повышения надежности и живучести ССУ.

Для обеспечения надежности и живучести системы предлагается:

- применение двух диапазонов электромагнитного излучения: ОД и РД;
- использование каналов связи двух типов: низкоскоростных и высокоскоростных;
- обеспечение скрытности каналов связи с БПЛА.

4. Методы обеспечения скрытности связи.

С целью повышения скрытности связи предлагается:

- использование зонального метода регистрации БПЛА в ретрансляторе [5], позволяющего ограничить функционирование БПЛА режимом приема;

- организация связи ЦУП при групповом полете исключительно с ведущим БПЛА, который ретранслирует данные на ведомые БПЛА кластера, при максимальном расстоянии между аппаратами до 1,5 км; при этом заранее определяется ведущий БПЛА (основной КП кластера) и его заместитель (резервный КП); в случае выхода из строя ведущего БПЛА его функции автоматически передаются заместителю с последующим определением нового заместителя;

- применение инфракрасного поддиапазона ОД для высокоскоростной связи ведущего БПЛА с ЦУП при благоприятных атмосферных условиях;

- использование радиолиний низкоскоростной связи для установления соединения ведущего БПЛА с ЦУП и передачи данных на небольшие расстояния между ведущим и ведомыми БПЛА;

- применение РД для высокоскоростной связи ведущего БПЛА с ЦУП в условиях неблагоприятной атмосферной среды;

- автоматический переход системы связи с ОД на РД при ухудшении светопрозрачности атмосферы;

- использование в РД технологий шумоподобных сигналов, псевдослучайной перестройки рабочей частоты и сжатия информации для сокращения времени передачи; в высокоскоростных радиоканалах целесообразно применение активных фазированных антенных решеток (АФАР) в качестве остронаправленных АС, а в низкоскоростных — спиральных, щелевых или полосковых АС.

Схема построения ГСИО на основе комплексного применения наземных, воздушных и спутниковых сетей, а также ведущих БПЛА представлена на рис. 4.

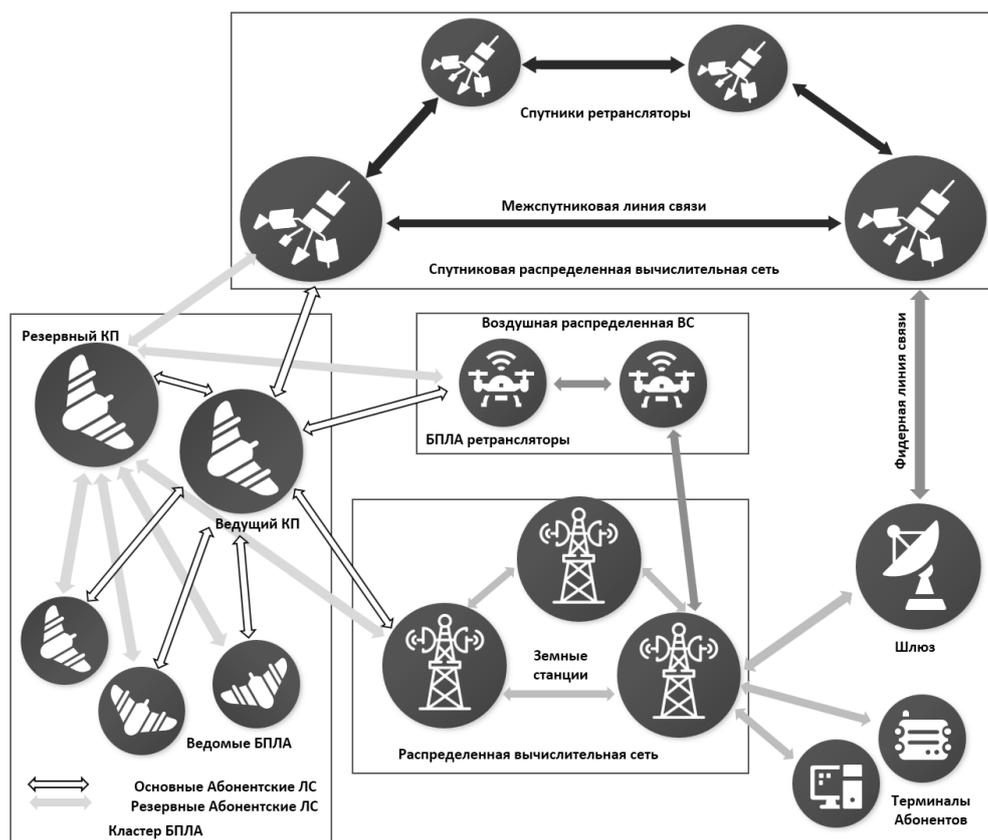


Рис. 4. Схема комплексного применения наземных, воздушных, спутниковых сетей и ведущих БПЛА для организации связи

5. Методы повышения производительности ССУ.

Для повышения производительности системы предлагается:

- увеличение автономности работы БПЛА или их кластера;
- адаптивное динамическое перераспределение задач между БПЛА в пределах одного кластера

[6];

- автоматизация процедур выбора ведущего БПЛА и его заместителя;
- автоматизация процессов установления связи между ведущим и ведомыми БПЛА, а также между ведущим БПЛА и ретрансляторами;
- применение стека протоколов TCP/IP;
- использование современных систем сбора и обработки информации, таких как SCADA;
- внедрение современных методов удаленного доступа;
- автономная синхронизация бортовой шкалы времени БПЛА по сигналам ГЛОНАСС;
- автономное функционирование бортовой навигационной системы БПЛА на основе сигналов ГЛОНАСС.

Предложенный комплекс мер направлен на повышение эффективности, надежности и безопасности группового взаимодействия БПЛА в условиях значительного удаления от сетей связи общего пользования.

Научные руководители – к.т.н. А.В. Манойло, М.А.Негматов.

Библиографический список

1. Боев Н.М. Анализ командно-телеметрической радиолнии связи с беспилотными летательными аппаратами. // Красноярск. Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. Вып. 2(42), 2012. С. 86-91.
2. Васильев В.В., Потюпкин А.Ю. Особенности оценивания состояния сложных систем. // Москва. ВА РВСН. 2005. 255 с.
3. Технический отчет о проведении эксперимента по мониторингу и управлению БАС Геоскан 201 через спутниковую систему «Гонец» в рамках исследований «Архипелаг 2024». // Москва. 2024. 12 с.
4. Васильев В.В., Потюпкин А.Ю. Особенности оценивания состояния сложных систем. Москва, ВА РВСН, 2005. 255 с.
5. Васильев В.В., Жданов С.Г., Потюпкин А.Ю. Особенности управления бортовыми системами летательных аппаратов. Москва, ВА РВСН, 1998. 72 с.
6. Амелин К.С., Антал Е.И., Васильев В.И., Граничина Н.О. Адаптивное управление автономной группой беспилотных летательных аппаратов. URL: <https://math.spbu.ru/user/gran/soi5/Amelin5.pdf> (дата обращения 15 сентября 2019).

МОДЕЛИРОВАНИЕ СБЛИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ЭТАПЕ БЛИЖНЕГО НАВЕДЕНИЯ

Д.Д. Дружков

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

Управление процессами сближения, встречи и стыковки космических аппаратов является одной из сложнейших задач, решаемых космическими комплексами на сегодняшний день. Вместе с прогрессирующей эффективностью и надежностью орбитальных станций, так же растет и их стоимость, и время изготовления. Но несмотря на все усилия, направленные на увеличение срока активного существования космических аппаратов, с каждым годом неуклонно возрастает количество вышедших из строя действующих аппаратов и их фрагментированных агрегатов, которые в свою очередь повышают вероятность повреждения и внепланового выхода из строя функционирующих единиц.

В свою очередь кратное увеличение орбитальных группировок оказывает все большее влияние на аппараты с продолжительным сроком эксплуатации, которые по тем или иным причинам более не способны значительно изменять свое местоположение, вследствие недостатка количества топлива на борту.

Для решения данной проблемы проектируются сервисные космические аппараты, в перечень решения задач которых могут входить следующие функции:

- Поддержание и обслуживание орбитальных станций.

Сближение и стыковка являются неотъемлемой процедурой обеспечения жизнедеятельности как Международной космической станции, так и других автономных или пилотируемых орбитальных комплексов. Доставка грузов, экипажей и проведение ремонтных работ требуют высокой точности и эффективности использования систем сближения и ориентации космического аппарата [1];

- Ремонт и дозаправка спутников.

Продление срока службы существующих спутников путем проведения ремонта и дозаправки на орбите значительно снижает затраты на запуск новых аппаратов и повышает эффективность использования космической инфраструктуры [2];

- Сборка крупных космических конструкций.

Создание масштабных орбитальных станций, телескопов и солнечных электростанций требует сборки из отдельных модулей, доставляемых на орбиту различными космическими аппаратами [3];

- Исследование дальнего космоса.

Для осуществления межпланетных перелетов, требующих повышенной точности в процессах выдачи управляющих импульсов, для поддержания наиболее выгодных по затратам топлива и времени траекторий межорбитальных перелетов;

- Утилизация объектов космического мусора.

Проблема космического мусора представляет всё более серьезную угрозу для безопасной деятельности человека в космосе. Решением данной проблемы является перемещение неремонтопригодных или критически поврежденных объектов космического мусора в места захоронения или утилизации с помощью сервисных космических аппаратов.

Для определения эффективности алгоритма управляющих воздействий системы сближения и ориентации, производится моделирование процесса встречи активного и пассивного космических аппаратов вблизи геостационарной орбиты для дальнейшего выполнения ключевой задачи их взаимодействия. Процесс выведения космического аппарата в точку встречи подразделяется на два этапа – дальнее и ближнее наведение [4].

Этапом дальнего наведения является наибольший по продолжительности межорбитальный перелет с опорной орбиты на орбиту расположения цели. Зачастую для выполнения данной задачи используется траектория по полуэллипсу Гомана (рис. 1).

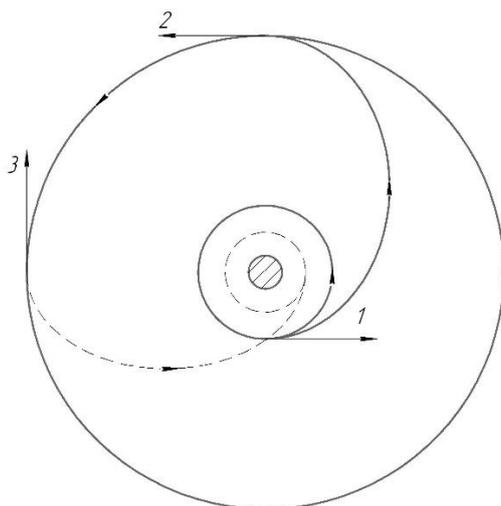


Рисунок 1 – Частный случай Гомановской траектории для задачи утилизации космического мусора при помощи сервисного КА: 1 – импульс в точке перигея первой переходной орбиты; 2 – импульс в точке апогея первой переходной орбиты; 3 – импульс в точке апогея второй переходной орбиты.

Данный этап неизбежно сопровождается ошибками управления, вызванными как погрешностями используемой бортовой аппаратуры, так и возмущающими воздействиями, вызванными следующими источниками:

- Гравитационные возмущения, вызванные нецентральностью гравитационного поля Земли;
- Влияние атмосферы Земли;
- Гравитационные возмущения от Луны и Солнца;
- Сила светового давления от Солнца;
- Гравитационные возмущения, вызванные изменением формы Земли из-за приливных воздействий на Землю от Луны и Солнца;
- Гравитационные возмущения других планет (от Венеры наибольшие, поскольку она расположена ближе всех к Земле).

Степень влияния этих возмущений различна, и в зависимости от требуемой точности решаемой задачи ограничиваются определенным набором учитываемых возмущений [5]. В связи с этим, конечная орбита может иметь параметры, отличающиеся от параметров орбиты цели.

Этап ближнего наведения и предназначен для устранения ошибок внешних возмущений «на месте», соответственно опираясь уже не на данные о местоположении от наземного комплекса управления, а на входные данные бортовой аппаратуры, которая на доступном ей расстоянии способна рассчитывать относительные координаты цели [6].

В настоящей работе рассматривается алгоритм сближения транспортного космического аппарата (ТКА) с космическим объектом, расположенным на геостационарной орбите.

Производится моделирование промежуточного процесса сближения космических аппаратов, основанное на исходных параметрах, представленных в таблице 1.

Таблица 1 – Исходные параметры

Название параметра, размерность	Значение
Высота орбиты цели, км	35786
Высота опорной орбиты ТКА, км	35787
Эксцентриситет орбиты цели	0
Эксцентриситет опорной орбиты ТКА	0
Дальность обнаружения бортовой аппаратурой системы управления, м	5000
Шаг варьирования расстояния между ЦМ в момент импульса, м	50
Ограничение времени перелета на этапе сближения, мин	10

Целью проводимого моделирования является поиск оптимальной точки выдачи управляющего импульса направленного по линии визирования между двумя космическими аппаратами. В свою очередь учитывается, что дальность действия бортовой аппаратуры и ограничение времени на перелет прямо влияет на величину затрат характеристической скорости в лице запасенного на борту топлива.

Условно считается, что орбиты компланарны, так как зачастую рассогласование между параметрами наклонения нивелируется на этапе дальнего наведения. Тогда рассматриваются два оставшихся направления импульсов – нормальный и тангенциальный.

Тангенциальный импульс – вектор воздействия силовой установки активного космического аппарата, коллинеарный вектору скорости центра масс в рассматриваемой точке орбиты. Для данного вида импульса существует три эффективных точки на эллиптической орбите (рис. 2).

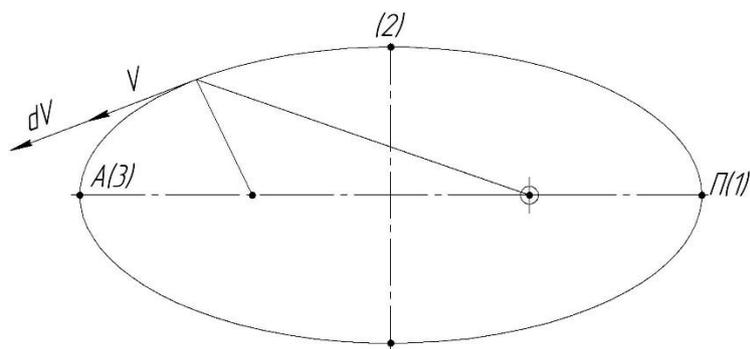


Рисунок 2 – Эффективные точки приложения импульсов тангенциального направления

В первой и третьей точках при выдаче импульса изменение эксцентриситета максимально, а изменение аргумента перигея равно 0.

Во второй эффективной точке наоборот - максимума достигает изменение аргумента перигея, а изменение эксцентриситета равно 0.

Нормальный импульс – вектор воздействия силовой установки активного космического аппарата, перпендикулярный вектору скорости центра масс в рассматриваемой точке орбиты. Для данного вида импульса также существует три эффективных точки на эллиптической орбите (рис. 3).

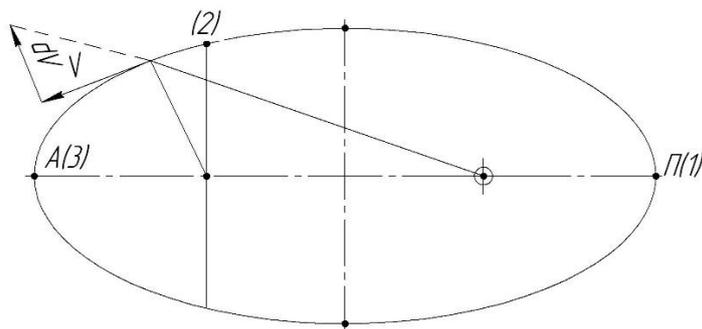


Рисунок 3 – Эффективные точки приложения импульсов нормального направления

В первой и третьей точках при выдаче импульса изменение эксцентриситета равно 0, а изменение аргумента перигея - максимально.

Во второй эффективной точке наоборот - максимума достигает изменение эксцентриситета, а изменение аргумента перигея равно 0.

Так как рассматриваемые в модели начальные орбиты - круговые, то определением аргумента перигея можно пренебречь, вследствие малости величины изменения. Выдача любого из перечисленных выше импульсов будет давать желаемое пересечение траекторий движения путем изменения величины эксцентриситета, поэтому в данной модели импульс будет направлен в предполагаемый центр масс пассивного космического аппарата. Для этого осуществляется переход от геоцентрической системы координат к орбитальной с последующим определением направления линии визирования [7].

Производится моделирование нескольких случаев сближения путем использования метода двухимпульсной коррекции, в основе которого лежит учет расстояния между центрами масс аппаратов в момент выдачи управляющего импульса (рис. 4).

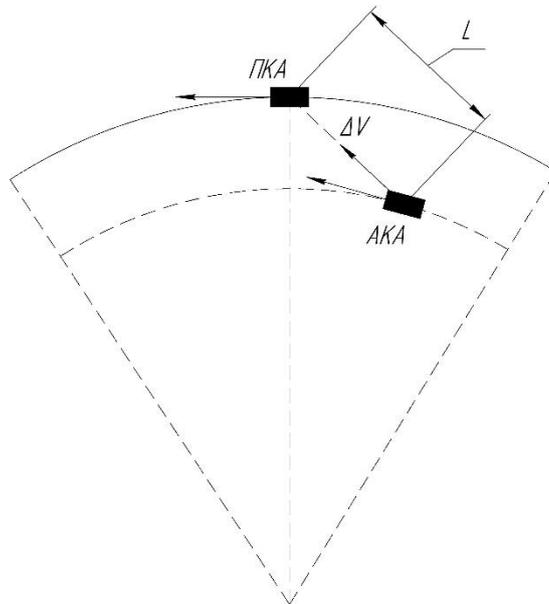


Рис. 4. – Схематичное изображение моделируемой ситуации: ПКА – пассивный космический аппарат; АКА – активный космический аппарат; L – расстояние между центрами масс аппаратов до выдачи управляющего импульса; ΔV – импульсное изменение скорости по направлению линии визирования.

Результаты моделирования показывают, что наименьшее расстояние между центрами масс аппаратов в 20 метров достигается при импульсе, выданном на расстоянии в 3.1 км между аппаратами (рис 5).

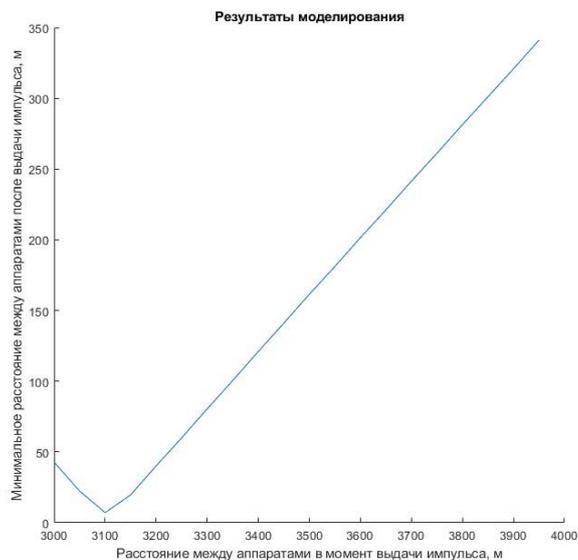


Рис. 5 – Результаты моделирования

В результате работы были проведено моделирование сближения активного и пассивного космических аппаратов. Был получен график зависимости начального минимального расстояния между центрами масс космических аппаратов в зависимости от точки выдачи управляющего импульса. Использование данной модели позволяет определять более выгодную траекторию перелета путем использования минимальных машинных затрат.

Научный руководитель – к.т.н., доцент А.А. Низяев

Библиографический список

1. В. П. Легостаев, Е. А. Микрин, И. В. Сорокин МЕЖДУНАРОДНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СТАНЦИЯ// Большая российская энциклопедия: [в 35 т.] / гл. ред. Ю. С. Осипов. — М.: Большая российская энциклопедия, 2004—2017.
2. Ремонт на орбите. Сервисные спутники смогут воскресить выведенные из эксплуатации космические аппараты [Электронный ресурс] // Коммерсантъ; URL: [https://www.kommersant.ru/doc/5873876/](https://www.kommersant.ru/doc/5873876) (Дата обращения: 03.02.2025).

3. Кривохижина, О. В. Крупногабаритные космические конструкции и технология их сборки в космосе / О. В. Кривохижина ; науч. руководитель Ю. Д. Лысенко // Королевские чтения : всерос. студ. науч. конф. : тез. докл., [Самара, 4-5 окт. 1995г.] / Гос. ком. Рос. Федерации по высш. образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева ; ред. В. Г. Шахов. - Самара: [СГАУ], 1995. - С. 41.
4. А.С. Шальгин, В.А. Санников, И.Л. Петрова, Баллистика и динамика космических аппаратов // Учебное пособие. Санкт-Петербург.: БГТУ «Военмех». 2005. – 339 с
5. Матвеев, Н.К. Моделирование возмущенного орбитального движения космического аппарата // Практическое пособие. Балт. гос. тех. ун-т. – СПб., 2019. – 29 с.
6. В.И. Ермолаев, Проектирование транспортных космических аппаратов: учебное пособие // Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2019. – 65 с. ISBN 978-5-907054-59-2.
7. Балахонцев В. Г. и др., Сближение в космосе. М., Воениздат, 1973; 240 с. с ил.

УДК 621.316

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

М.А. Марк, П.Б. Святченко, Е.А. Василенко

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

Нормальное функционирование космического аппарата невозможно представить без использования аккумуляторных батарей. Аккумуляторная батарея представляет собой некоторое количество соединенных между собой различными способами (последовательно, параллельно или комбинированно) аккумуляторов.

От типа соединения аккумуляторов напрямую зависят такие показатели как напряжение, емкость, уровень токоотдачи, внутреннее сопротивление. Аккумуляторные батареи необходимы для накопления, хранения и отдачи накопленной энергии в нагрузку, что обеспечивает автономную работу различного электрооборудования, необходимого для нормального функционирования космического аппарата, в том числе в условиях, когда он находится вне воздействия прямых солнечных лучей.

К батареям космических аппаратов предъявляется целый ряд требований. Они должны быть надежными, чтобы выдерживать различные перегрузки и вибрации, должны работать в широком диапазоне температур, выдерживать многократные циклы зарядки и разрядки, иметь большой срок службы и так далее.

На космических аппаратах, которые эксплуатируются на низкой околоземной орбите, в основном используются никель-водородные аккумуляторные батареи, которые в настоящее время активно заменяют на литий-ионные. Самым ярким примером таких замен являются работы по замене аккумуляторных батарей на Международной космической станции (МКС).



Рис. 20. Процесс замены аккумуляторных батарей на МКС [6]

МКС часто находится вне зоны прямого солнечного излучения, поэтому на ней используются перезаряжаемые аккумуляторы. Изначально на станции применялись никель-водородные аккумуляторы, но с 2017 по 2021 год они были заменены литий-ионными аккумуляторами. Выполнение данной задачи началось 6 января 2017 года, когда участники 50-й экспедиции Шейн Кимбро и Пегги Уитсон начали процесс замены некоторых самых старых аккумуляторов на МКС на новые литий-ионные аккумуляторы, а завершено было 1 февраля 2024 года участниками 64-й экспедиции Виктором Дж. Гловером и

Майклом С. Хопкинсом [6]. Литий-ионные аккумуляторы также используются в спутниках глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС), например, в КА «Глонасс-К2».

Никель-водородные аккумуляторные батареи имеют большое преимущество благодаря своей надежности и существенному запасу рабочего ресурса, однако, литий-ионные аккумуляторы имеют более высокую удельную энергию и высокий энергетический КПД.

Но у литий-ионных аккумуляторов есть и существенные недостатки:

- Ограничение по циклам заряда/разряда и проблемы с управлением циклированием;
- Пожароопасность и сложность обеспечения надежного управления в штатной ситуации;
- Сложность обеспечения требуемого для нормальной работы теплового режима (температур ниже $+10^{\circ}\text{C}$), что требует установки дополнительного оборудования, а также оборудования, защищающего литий-ионные батареи от перегрева;
- Потеря емкости со временем;

Такой широкий спектр недостатков литий-ионных батарей заставляет задуматься о поиске более надежных альтернатив.

При поиске новых решений наибольшее внимание должно уделяться таким важным параметрам аккумуляторных батарей для космических аппаратов как масса, габариты, безопасность эксплуатации (в том числе пожаробезопасность), быстрая зарядка и долговечность, которая напрямую связана с большим количеством циклов заряда/разряда.

Одним из наиболее оптимальных решений является рассмотрение возможности применения на космических аппаратах активно изучаемых и разрабатываемых на сегодняшний день твердотельных аккумуляторных батарей. В твердотельных аккумуляторах используются твердые электроды и твердый электролит [2]. Электролит в аккумуляторной батарее представляет собой химическую смесь с высокой проводимостью, которая обеспечивает протекание тока между анодом и катодом. Схематичное представление устройства твердотельного аккумулятора представлено на рисунке 1.



Рис. 2. Схематичное представление устройства твердотельного аккумулятора

Данное устройство аккумулятора позволяет получить более высокую удельную энергию по сравнению с литий-ионными аккумуляторами [3]. Используемые на данный момент в ракетно-космической технике литий-ионные аккумуляторы ЛИГП-10, ЛИГП-25, ЛИГП-48, ЛИГП-50, ЛИГП-65 и ЛИГП-120, имеют удельную энергию от $110 \text{ Вт}\cdot\text{ч/кг}$ до $162 \text{ Вт}\cdot\text{ч/кг}$.

Тип ЛИА	Номинальная емкость, А·ч	Удельная энергия, Вт·ч/кг	Среднее разрядное напряжение при разряде C/1,5, В	Размеры, Н×В×L, мм
ЛИГП – 10	11	110	3,6	54,4×23,4×130
ЛИГП – 25	34	144		53,4×40,8×175,1
ЛИГП – 48	55	154		44,1×104,6×156,3
ЛИГП – 50	65	156		44,1×104,6×156,3
ЛИГП – 65	70	160		44,1×104,6×156,3
ЛИГП – 120	128	162		52,8×133,2×191,6

Рис. 3. Характеристики аккумуляторов ЛИГП [1]

В октябре 2023 года, компания «Factorial Energy» открыла завод по производству твердотельных аккумуляторов в Метуэне, штат Массачусетс (США). В их технологии используется литий-металлический анод, квазитвёрдый электролит и катод высокой ёмкости [5]. Удельная энергия данных аккумуляторов составляет 391 Вт·ч/кг. А в ноябре 2023 года компания «Guangzhou Automobile Group» объявила, что в 2025 году начнет массовое производство твердотельных аккумуляторов, которые имеют удельную энергию 400 Вт·ч/кг. При этом исследователи отмечают, что в будущем возможно создание аккумуляторов с удельной энергией до 500 Вт·ч/кг.

Стоит отметить, что на данный момент разработки ведутся с целью применения их в электромобилях. На данный момент ими занимаются китайские («Guangzhou Automobile Group» и т.д.), японские («Toyota», «Murata Manufacturing», «Hitachi Zosen» и т.д.), европейские («BMW», «Mercedes-Benz»), а также американские, южнокорейские и тайваньские компании.

Очевидно, что при удачных испытаниях и введении данных аккумуляторов в эксплуатацию, можно будет вполне серьезно рассматривать применение их и в ракетно-космической технике. Об этом в феврале 2021 года заявила компания «Hitachi Zosen».

Благодаря использованию твердого электролита исключается возможность его утечки, что повышает безопасность эксплуатации данного вида аккумуляторов, упрощается строение корпуса батареи и система его охлаждения, вследствие чего повышается пожаробезопасность и срок службы за счет решения проблемы образования дендритов и уменьшаются массогабаритные характеристики [4]. Использование твердого электролита также позволяет сохранять стабильность работы в более широком диапазоне температур. Еще одним существенным плюсом использования твердотельных аккумуляторов является их быстрая зарядка ввиду применения ряда новейших материалов.

Из минусов твердотельных аккумуляторов на данный момент можно выделить плохую проводимость твердых электролитов и невозможность сильного уменьшения массы батарей (возможно лишь значительное уменьшение объема).

Таким образом, при анализе возможности применения твердотельных аккумуляторных батарей на космических аппаратах было выяснено, что они не только не уступают литий-ионным аккумуляторам, которые активно используются на данный момент, но и превосходят их по ряду важных технических и эксплуатационных характеристик. Данные аккумуляторы можно использовать при создании новых КА, а также рекомендуется осуществить замену литий-ионных аккумуляторов на твердотельные на уже существующих КА, если это представляется возможным.

Библиографический список

1. Дыбля Ю. В., Крылова О. С., Яковлев К. В. Расчёт аккумуляторных батарей космических аппаратов спутниковой системы связи на низкой круговой орбите // Инновационная наука, 2020. С. 31-34;
2. Лау Дж. Твердые сульфидные электролиты для литиевых аккумуляторов/Deblock R H, Butts DM// Adv Energy Mater.– 2018.– Т. 8 – С.;
3. Сюнь Х. Х. Полностью твердотельные литий-ионные аккумуляторы: современное состояние развития и перспективы / Цю Z J, Гуань Y В // Наука и технологии хранения энергии. – 2013. – Т. 2 – С. 331-341.;
4. Фатеев В.Н., Кулова Т.Л., Серегина Е.А. «ТВЕРДОТЕЛЬНЫЕ АККУМУЛЯТОРЫ»: ФИЗИЧЕСКАЯ ХИМИЯ И ЭЛЕКТРОХИМИЯ РАСПЛАВЛЕННЫХ И ТВЕРДЫХ ЭЛЕКТРОЛИТОВ, Сборник материалов XIX Российской конференции, посвященной 65-летию Института высокотемпературной электрохимии Уральского отделения РАН, 2023 – 397-401 с.;
5. Вайс, К. К. «Твердотельная батарея от американского производителя ячеек достигла нового рубежа». Новый Атлас. Интернет-ресурс. (Дата обращения: 26.02.2025);
6. Пит Хардинг. Выход в открытый космос-39: космонавты завершают обновление батарей МКС. Интернет-ресурс: «NSF». (Дата обращения 26.02.2025 г.).

УДК 004.942

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ БЛОЧНЫХ СТРУЙ С ПРЕГРАДОЙ С.Л. Некрасов

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

В настоящее время численное моделирование взаимодействия блочных струй имеет практический интерес для задач старта и посадки летательных аппаратов. Несмотря на определенный объем накопленных знаний, наблюдается недостаток исследований особенностей газодинамических процессов для многоблочных струй с преградой.

В данной статье рассматривается влияние результирующей струи на преграду, при различных межосевых расстояниях и количестве сопел. Параметры течения рассчитываются системой уравнений, включающую в себя [1]:

уравнения неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \left(\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} \right) = 0 \quad (1)$$

уравнения импульса:

$$\begin{cases} u_x \cdot \frac{\partial u_x}{\partial x} + v_y \cdot \frac{\partial u_x}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \cdot \left(\frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial y^2} \right) \\ u_x \cdot \frac{\partial u_y}{\partial x} + u_y \cdot \frac{\partial u_y}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \cdot \left(\frac{\partial^2 u_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial y^2} \right) \end{cases} \quad (2)$$

уравнения энергии:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_x H)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u_y H)}{\partial y} = \frac{\partial(\vec{u} \cdot (\tau_m + \tau_t))}{\partial x} + \frac{\partial(\vec{u} \cdot (\tau_m + \tau_t))}{\partial y} \quad (3)$$

уравнения состояния:

$$p = \rho R T \quad (4)$$

здесь: ρ - плотность газовой смеси; \mathbf{u} - компонента скорости; p - давление; T - температура, $\tau_m + \tau_t$ - молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений, E - полная энергия газа, H - его полная энтальпия.

Поскольку в пакете программ инженерного анализа с подключением модуля вычислительной гидроаэродинамики используются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса (RANS), осредненная система уравнений замыкается соответствующей моделью турбулентности. В данной работе применяется модель k- ω SST, так как она позволяет более корректно описать поведение потока в пристеночной области [2].

Для аппроксимации градиентов выставлялся Green-Gauss Cell Based и второй порядок точности всех остальных уравнений, так как данная схема лучше всего подходит для моделирования течений, содержащих большие градиенты газодинамических параметров [3].

В качестве исходной геометрии было выбрано сопло Лавала со следующими параметрами:

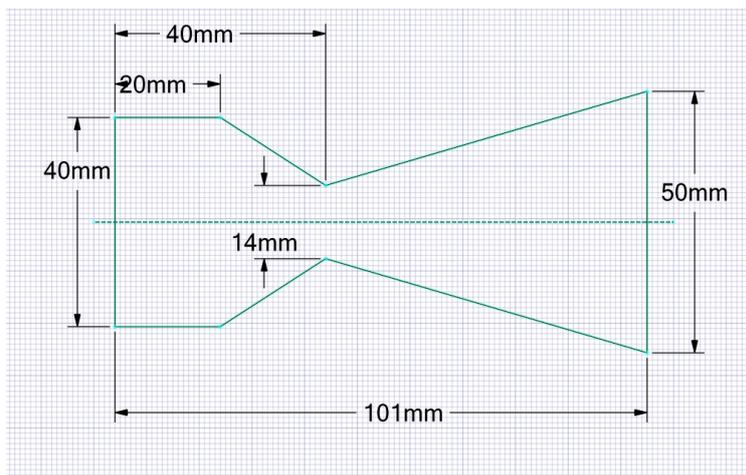


Рис. 1. Схема с обозначением размеров модели

В таблице 1 указаны начальные параметры потока, выбранные для расчета.

Таблица 1 - Начальные параметры

Параметр	Значение	Величина
Начальная температура	1000	К
Показатель адиабаты	1,4	
Давление на входе	250	Атм
Межосевое расстояние между соплами	70-200	мм
Расстояние от выходного сечения до стенки	300	мм

Наибольший интерес в данной статье представляют скорость и температура потока (рисунок 2 и 4) и поля распределения векторов скорости у стенки (рисунок 3 и 5)

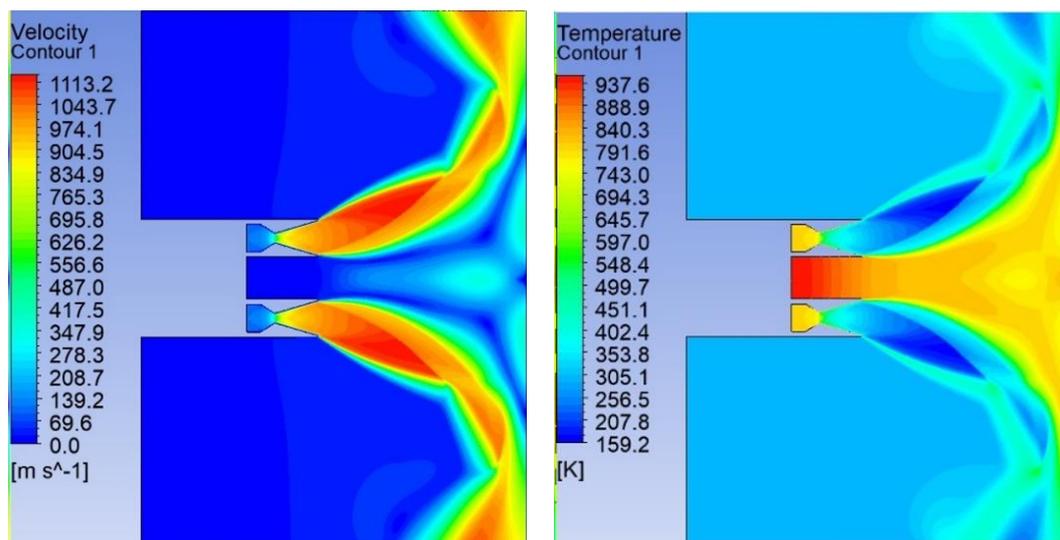


Рис. 2. Поля распределения – слева скорости, справа температуры

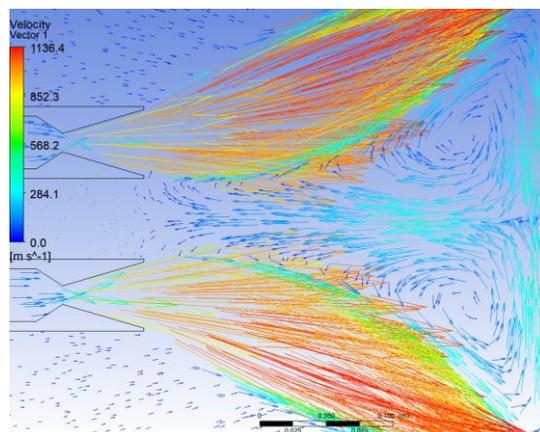


Рис. 3. Поля распределения векторов скорости у стенки

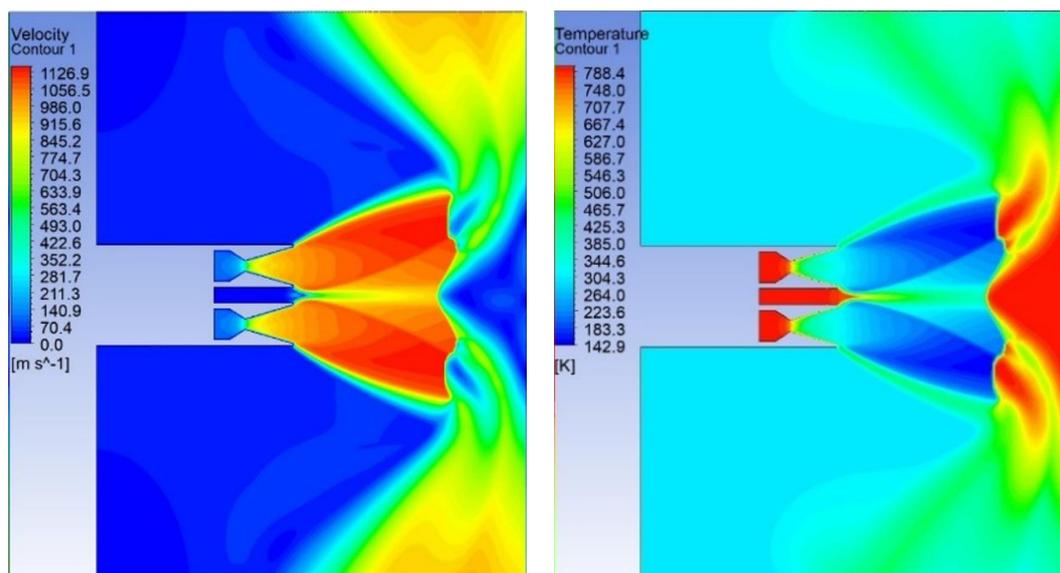


Рис. 4. Поля распределения – слева скорости, справа температуры

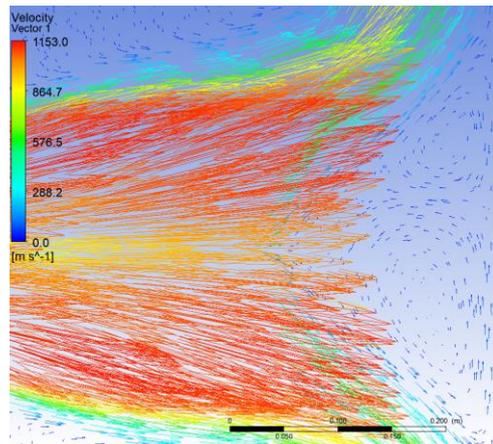


Рис. 5. Поля распределения векторов скорости у стенки

Также был проведен сравнительный анализ численного моделирования со структурой течения блочной струи (рис.6-8):

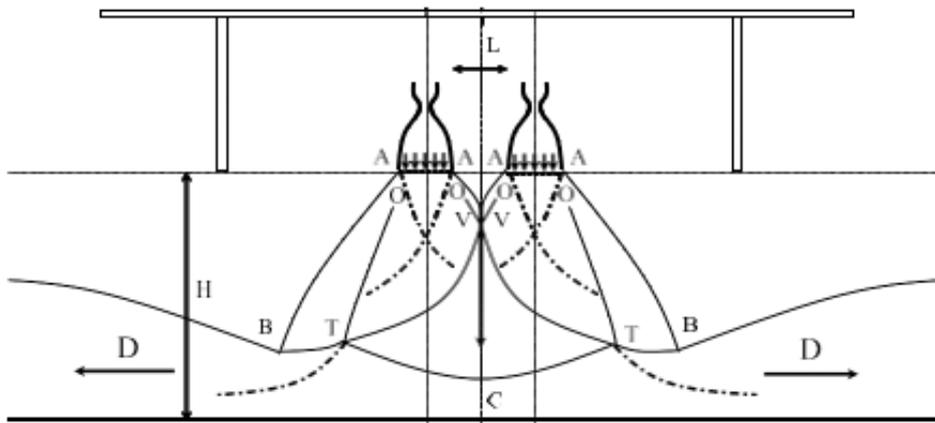


Рис. 6. Структура составной сверхзвуковой струи при малом расстоянии между соплами [4]

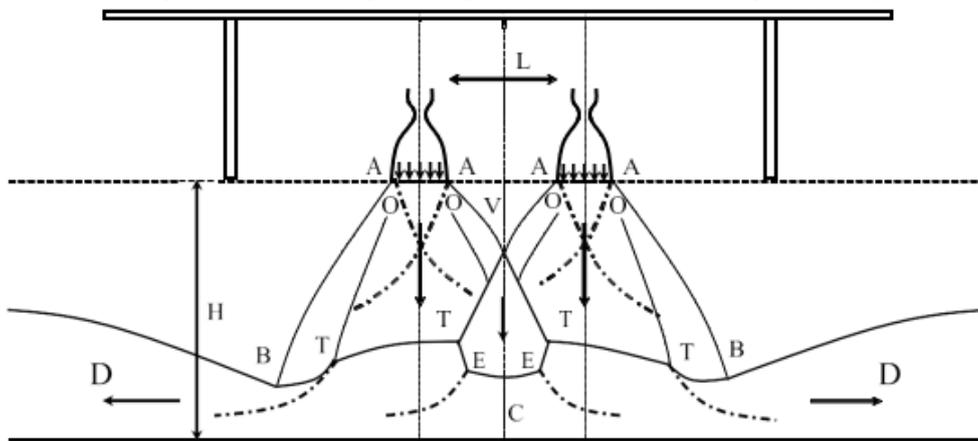


Рис. 7. Структура составной сверхзвуковой струи при смыкании границ струи [4]

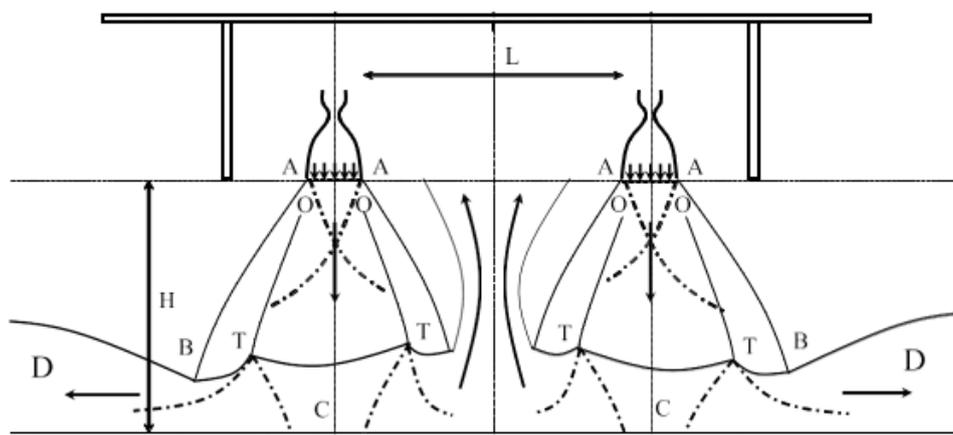


Рис. 8. Структура многоблочной сверхзвуковой струи при размыкании границ струй [4]

Если расстояние L небольшое, структура скачков в блочной струе аналогична структуре одиночной сверхзвуковой струи, натекающей на преграду. В этом случае наблюдается только один центральный скачок $ТТ$. При увеличении расстояния L появляется интерференционная волна AV , которая образует результирующую ударную волну VT при взаимодействии с висячим скачком OT . Волна VT при взаимодействии с центральным скачком $ТТ$ образует скачек TE , который по мере приближения к оси результирующей струи образует скачек EE . В окрестности точки C газовый поток замедляется до дозвуковой скорости, в то время как периферийное течение остается сверхзвуковым. Дальнейшее увеличение L приводит к размыканию струй, при этом структура каждой струи аналогична структуре одиночной струи. В окрестности внутренних границ струи возникает обратное течение направленное против потока [5].

По полученным данным можно заключить, что:

- 1) Блочную струю, натекающую на преграду, имеют более сложную структуру;
- 2) Иллюстрируется связь структуры струи с межосевым расстоянием сопел;
- 3) Модель турбулентности $k-\omega$ SST подходит для моделирования процессов сверхзвукового натекания на преграду.

Библиографический список

1. Байдаков В.Б., Иванов-Эмин Л.Н. Аэродинамика летательных аппаратов – 1965 г., 378-381 с.
2. Теоретическое руководство Ansys Fluent [Электронный ресурс] - https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/main_pre.htm (дата обращения: 17.02.2025)
3. Алексеева М.М., Овчинникова О.К. Решение прикладных задач аэродинамики в программном комплексе ANSYS FLUENT, 2022 г., стр 20-40.
4. Кагенов А.М., Костошин К.В., Алигасанова К.Л., Котоногов В.А. Математическое моделирование взаимодействия составной сверхзвуковой струи с преградой // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика.– 2020. – № 68. – С. 71–79
5. Епихин А.С., Елизарова Т.Г. Численное моделирование газодинамики процесса взаимодействия недорасширенных струй с наклонной преградой // Теплофизика и аэромеханика, № 4. – 2021 г. с. 509-517

УДК 533.6.01

ПАРАМЕТРЫ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО АППАРАТА, ЛЕТЯЩЕГО СО СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ В ПЛОТНЫХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ

Е.А. Воронов

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

В данной работе реализована математическая модель течения газа в области вокруг сверхзвукового высокоскоростного летательного аппарата сложной формы. Выполнены расчеты газодинамических параметров в сверхзвуковом потоке в месте расположения испытуемого аппарата. Расчеты проводилось с использованием программного пакета для газодинамических исследований FlowVision, который позволяет моделировать аэрогазодинамику летательных аппаратов с произвольной геометрией на трехмерных декартовых сетках. В основе расчётов лежит модель вязкого сжимаемого теплопроводного газа, которая описывается пространственной нестационарной системой уравнений Навье–Стокса. Получены картины распределения значений газодинамических параметров в области вокруг модели летательного аппарата. Результаты расчёта течения газа около аппарата очень важны для последующих прочностного, теплового и аэродинамического проектирования.

В настоящее время в ведущих странах мира разрабатываются и эксплуатируются образцы летательных аппаратов, диапазон скоростей которых составляет от 5 до 25 М. Основной задачей таких ЛА является поддержание высокой сверхзвуковой скорости и управление на данных скоростях на

конечном участке траектории. Форма аппарата пригодна для сверхзвукового обтекания и создания им подъемной силы, за счёт которой он держится в воздухе. Для этих целей конструкция этого класса аппаратов обладает аэродинамическими особенностями, такими как заостренные передние кромки крыльев и киля; их возможный клиновидный профиль, вытянутая игловидная или клиновидная носовая часть и другие. Такой аппарат может как планировать, используя полученную скорость, так и лететь на тяге своего двигателя [1].

При проектировании таких летательных аппаратов возникают проблемы, относящиеся к аэродинамике и теплофизике [2]. Для успешного проектирования летательных аппаратов, способных осуществлять полеты на столь высоких скоростях, необходимо установить, как аппарат взаимодействует со средой и какие значения газодинамических параметров получаются при таком взаимодействии, как на поверхности аппарата, так и в области около него.

Пространственное обтекание модели летательного аппарата описывается трехмерной нестационарной системой уравнений Навье – Стокса, которая записана в векторном виде [3].

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \nabla \cdot F = \nabla \cdot G \quad (1)$$

В данном выражении

$$w = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}, F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uE + \rho u \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vE + \rho v \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ \rho wE + \rho w \end{pmatrix}, \quad (2)$$

$$G = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} + q_x \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} + q_y \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} + q_z \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где w – вектор консервативных переменных; F – вектор конвективного потока; G – вектор вязкого потока; ρ – плотность; p – давление; u, v, w – компоненты вектора скорости; E – удельная полная энергия газа; $\tau_{i,j}$ – компонент тензора вязких напряжений τ ; q_x, q_y, q_z – компоненты вектора теплового потока.

Тензор вязких напряжений записывается в виде

$$\tau = \mu \begin{pmatrix} \frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} & \frac{4}{3} \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} \end{pmatrix} \quad (4)$$

Здесь μ – коэффициент динамической вязкости.

В качестве замыкающих соотношений используются:

$$p = (\gamma - 1) \rho U \quad \text{– уравнение состояния совершенного газа;}$$

$$U = c_V T \quad \text{– калорическое уравнение состояния;}$$

$$E = U + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} \quad \text{– выражение для удельной полной энергии;}$$

$$q = -\lambda \nabla T \quad \text{– закон Фурье.}$$

Здесь U – удельная внутренняя энергия газа; c_V – удельная теплоемкость газового потока; T – температура; λ – коэффициент теплопроводности.

Постановка граничных условий осуществлялась следующим образом. На входной границе расчетной области G_{in} используются условия в набегающем потоке газа

$$p|_{G_{in}}=p_{\infty}; \rho|_{G_{in}}=\rho_{\infty}; u|_{G_{in}}=u_{\infty}; v|_{G_{in}}=v_{\infty}; w|_{G_{in}}=w_{\infty}; (5)$$

$$E|_{G_{in}}=E_{\infty}=U+\frac{1}{2}(u^2+v^2+w^2),$$

где $p_{\infty}, \rho_{\infty}, u, v_{\infty}, w_{\infty}$ – параметры невозмущенного потока.

При вытекании газа на выходе из расчетной области G_{out} применяются условия свободного выхода

$$\left. \frac{\partial \rho}{\partial n} \right|_{G_{out}} = 0; \left. \frac{\partial u}{\partial n} \right|_{G_{out}} = 0; \left. \frac{\partial v}{\partial n} \right|_{G_{out}} = 0; \left. \frac{\partial w}{\partial n} \right|_{G_{out}} = 0; \left. \frac{\partial E}{\partial n} \right|_{G_{out}} = 0, (6)$$

где n – вектор единичной нормали к грани. Во всех расчетах в выходном сечении расчетной области наблюдались сверхзвуковые скорости.

На твердой стенке G_{wall} ставятся условия прилипания для скорости, условия адиабатичности или изотермичности для температуры. Для энергии используются условия теплоизолированной стенки.

$$\left. \frac{\partial \rho}{\partial n} \right|_{G_{wall}} = 0; u|_{G_{wall}}=0; v|_{G_{wall}}=0; w|_{G_{wall}}=0; \left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|_{G_{wall}} = 0 (7)$$

В данном исследовании при моделировании пространственного обтекания поверхности аппарата сложной формы реализуется метод расщепления исходной системы уравнений по физическим процессам. Решение задачи, если оно существует, получается в результате установления [3].

Расчет газодинамических параметров и аэродинамических характеристик проводился на примере высокоскоростного летательного аппарата, который по своей компоновке близок к американскому аппарату НТВ-2. В качестве прообраза выбранной модели была использована информация из технического обзора ЦАГИ [4]. Характерные размеры модели летательного аппарата: длина – 5.4 м, ширина – 2.8 м. Геометрия построенной модели приближена к геометрической форме реального аппарата.

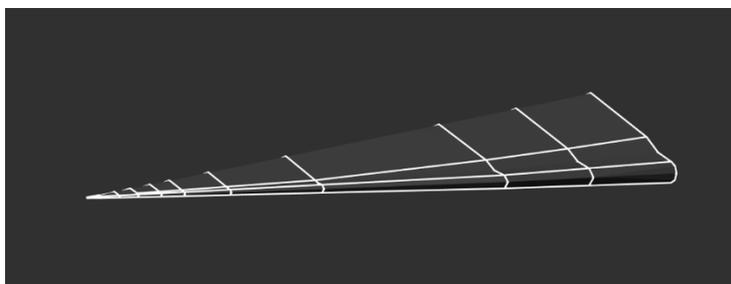


Рисунок 1 – Модель летательного аппарата

Таблица 1 – Исходные данные для расчета

Параметр	Значение
Скорость набегающего потока, м/с	6000
Число Маха	~20
Давление набегающего потока, Па	5.22088
Температура набегающего потока, К	219.585
Плотность набегающего потока, кг/м ³	8.28284*10 ⁻⁵
Угол атаки, °	0

Моделирование проводилось с использованием газодинамических параметров, взятых из ГОСТ 4401-81. Параметры соответствуют высоте 70000 метров [5].

Построенная в рамках исследования декартова сетка расчетной области с адаптацией к поверхности модели показана на рис. 2.

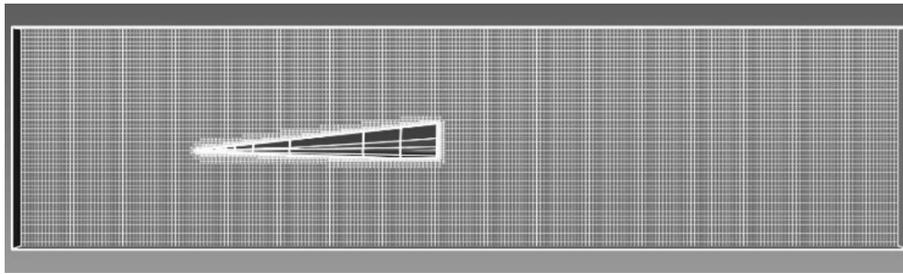


Рисунок 2 – Расчётная сетка с адаптацией

В качестве результатов моделирования аэродинамики приводятся двумерные распределения газодинамических параметров в плоскости симметрии, а также в плоскостях поперечных сечений модели. Двумерное распределение давления, температуры и плотности приведено на рис. 3 – 8. Структура ударных волн достаточно тонкая и резкая, что характерно при обтекании с большими числами Маха. Это связано с высокой скоростью движения объекта и значительными изменениями давления и температуры в области ударной волны, что заметно из значений на рисунках. Из рисунков видно, что при нулевом угле атаки наибольшее давление и плотность образуются над моделью, что особенно хорошо прослеживается на изображениях в поперечных плоскостях. Ударные волны располагаются ближе также к верхней поверхности аппарата, что обусловлено его формой.

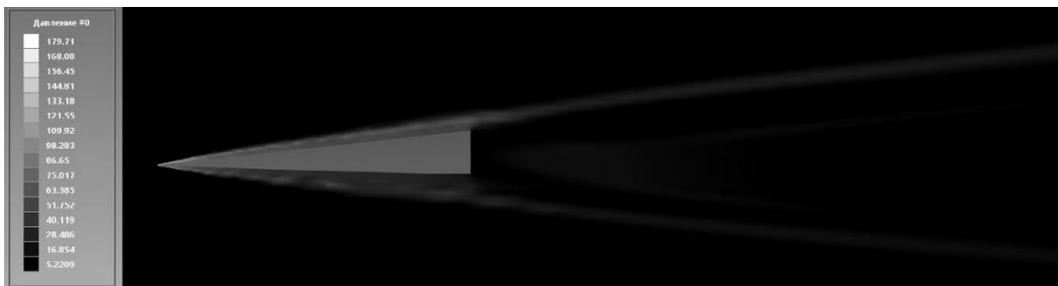


Рисунок 3 – Распределение давления в плоскости симметрии

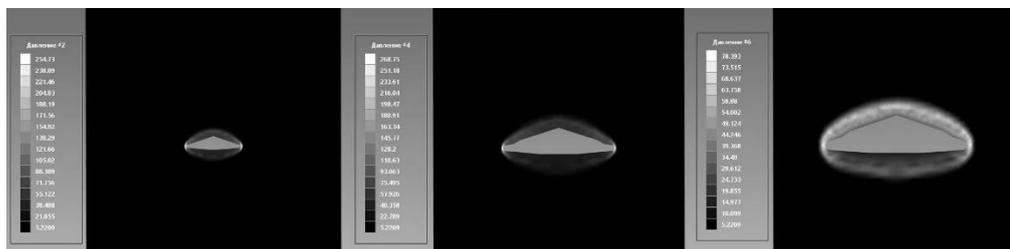


Рисунок 4 – Распределение давления в поперечных плоскостях

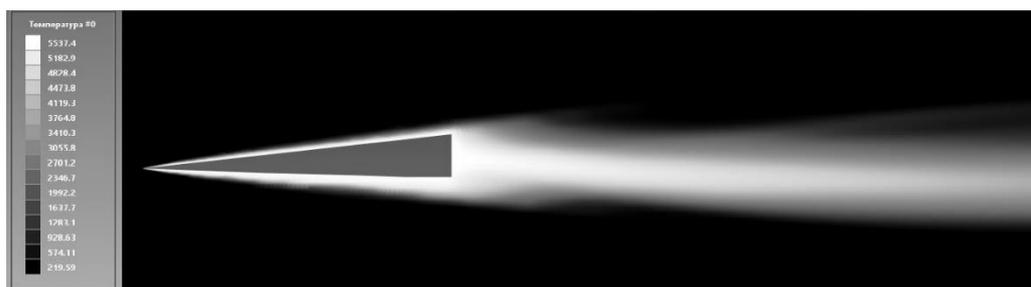


Рисунок 5 – Распределение температуры в плоскости симметрии

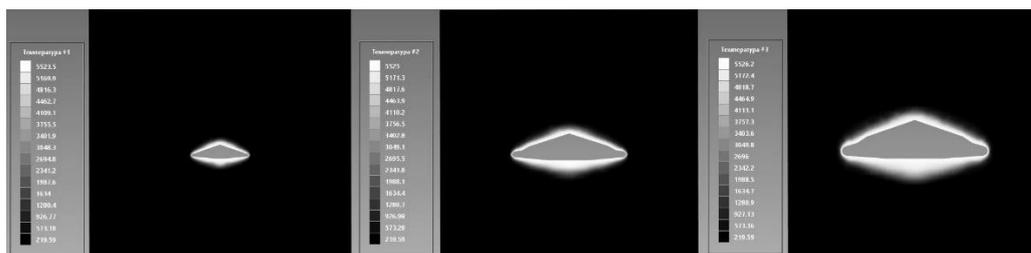


Рисунок 6 – Распределение температуры в поперечных плоскостях

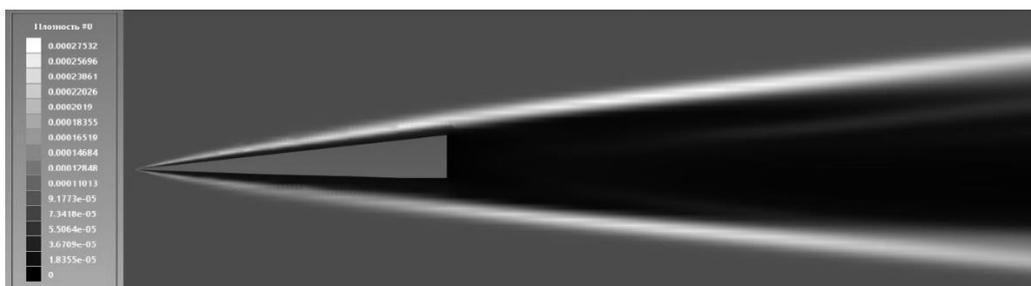


Рисунок 7 – Распределение плотности в плоскости симметрии

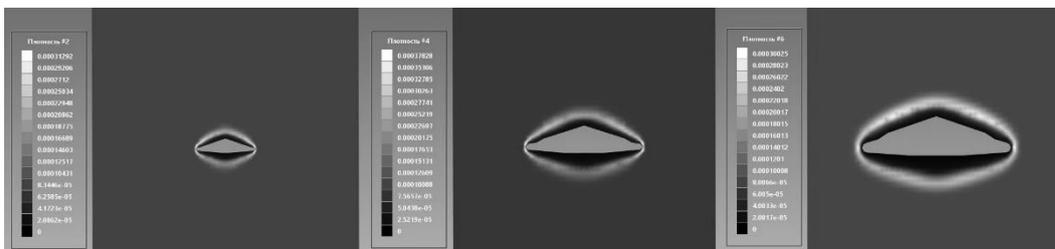


Рисунок 8 – Распределение плотности в поперечных плоскостях

На рисунке 9 представлено векторное поле скорости набегающего потока в плоскости симметрии аппарата. В области за кормовым сечением модели ввиду ламинарного течения газа в разреженной атмосфере на данной высоте, не образуется возвратное циркуляционное течение.

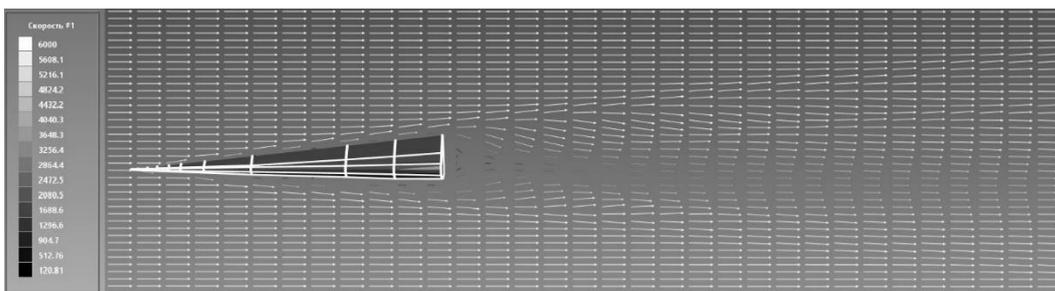


Рисунок 9 – Векторное поле скорости набегающего потока

В процессе исследования обтекания модели в специализированном программном пакете получены картины распределения газодинамических параметров и выявлены особенности поведения потока. Результаты моделирования могут быть улучшены путём дальнейшего измельчения расчётной сетки и применением адаптаций для большего сходства с прообразом, что также увеличит достоверность результатов. Результаты расчёта течения газа около аппарата могут быть использованы для прочностного, теплового и аэродинамического проектирования.

Научный руководитель – к.т.н., доцент, с.н.с. М.М. Степанов

Библиографический список

1. Цыгикало Н. Есть ли будущее у гиперзвуковой авиации [Электронный ресурс] // Коммерсантъ: последние новости России и мира; URL: <https://www.kommersant.ru/doc/5621106?ysclid=m7vyjszc2400159480> (дата обращения: 09.03.2025).
2. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 160 с.
3. Сильвестров П. В., Суржиков С. Т. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата Х-43 с использованием компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т.20, вып. 4.
4. Балмина Р.В., Губанов А.А., Иванькин М.А., Лапинский Д.А. ЦАГИ. Техническая информация. Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения 2012 №01-02. Издательский отдел ЦАГИ, 2012. – 76 с.
5. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры [Электронный ресурс] // Электронный фонд правовых и нормативно-технических документов; URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200009588?ysclid=m81wbdtmxq777176453> (дата обращения: 09.03.2025).
6. Гугнин И.Д., Степанов М.М. Расчет аэродинамических характеристик перспективного высокоскоростного летательного аппарата. В сборнике: Молодежь. Техника. Космос. Труды двенадцатой общероссийской научно-технической конференции. Сер. "Библиотека журнала "Военмех. Вестник БГТУ"" 2020. С. 65-68.
7. Железнякова А. Л. Численное моделирование внешнего гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-51//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15, вып. 2.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СТРУИ С ПРЕГРАДОЙ

Д.А. Кожевников

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

В данной статье рассматривается задача о натекании высокотемпературной сверхзвуковой струи из сопла на преграду, расположенную перпендикулярно направлению потока и находящуюся на разных расстояниях от среза сопла. Целью решения задачи является изучение газодинамического и теплового воздействия сверхзвуковой струи на преграду, а также получение опыта математического моделирования процессов взаимодействия струи с преградой современными средствами инженерного анализа. Применяются методы CFD для анализа полей скорости, давления, температуры и завихренности потока.

Для решения задач в среде Ansys Fluent используется система уравнений течения сжимаемого газа, дополненная уравнением состояния совершенного газа [1]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \\ \frac{\partial (\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla (\tau_m + \tau_t) \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} H) = \nabla \cdot [\vec{u} (\tau_m + \tau_t) + (\vec{q}_m + \vec{q}_t)] \\ \rho = \frac{pm}{RT} \end{array} \right. , \quad (1)$$

где τ_m - молекулярная составляющая напряжений; τ_t - турбулентная составляющая напряжений; \vec{u} - вектор скорости осредненного течения с компонентами u, v, w ; E - полная энергия газа; H - полная энтальпия газа.

Для замыкания системы уравнений 1, использовалась модель турбулентности k - ε , представленная уравнениями 2-5.

$$\frac{\partial k}{\partial t} = \nabla \cdot \left(\left(\nu + \frac{\nu_\tau}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \varepsilon, \quad (2)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} = \nabla \cdot \left(\left(\nu + \frac{\nu_\tau}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + c_1 \frac{\varepsilon}{k} P_k - c_2 \frac{\varepsilon^2}{k}, \quad (3)$$

$$P_k = -\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = \nu_\tau S^2, \quad (4)$$

$$\nu_\tau = c_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (5)$$

где ε - удельная диссипация; k - кинетическая энергия турбулентности; P_k - генерационный член в уравнении для кинетической энергии; ν_τ - турбулентная вязкость. Константы найдены на основе зависимости $c_2 = c_1 \cdot k^2 / \sigma_\varepsilon \sqrt{C_\mu}$ и струйных течений: $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$, $C_1 = 1.44$, $C_2 = 1.92$, $c_\mu = 0.09$.

В качестве решателя был выбран Pressure-Based. Постановка задачи стационарная и осесимметричная. Влиянием гравитационных сил пренебрегаем. Во вкладке Models подключены уравнение энергии и модель турбулентности k - ε . В сопле течет воздух, модель которого выбрана как модель совершенного газа. Преграда, как и стенки сопла, изготовлена из стали, поэтому в разделе Solid выбрана сталь (steel) с параметрами по умолчанию.

Исследование направлено на моделирование истечения высокотемпературной газовой струи на плоскую перпендикулярную преграду, расположенную перпендикулярно оси симметрии течения. Основная цель исследования - анализ формирования аэродинамических процессов, возникающих при моделировании формирования потока перед преградой, и оценка величины его воздействия. Температура и давление газа в ресивере равны $T_0 = 3900$ К, $p_0 = 90$ атм. В окружающей среде $T_a = 300$ К, $p_a = 1$ атм. Преграда установлена на расстояниях равных одному, двум, трем и четырем диаметрам выходного сечения сопла. В качестве преграды исследуется стальная стенка толщиной 10 мм. Постановка двумерная, осесимметричная.

Ниже представлена геометрическая модель:

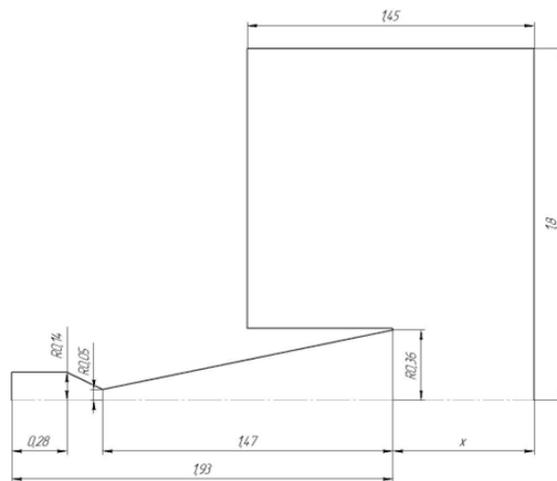


Рис. 1. — Геометрическая модель.

На рисунке 1 указаны геометрические размеры расчетной области. Сопло имеет следующие параметры: диаметр входного сечения $d_1=0,285$ м, в критическом сечении $d^*=0,11$ м, диаметр выходного сечения $d_2=0,7165$ м. На расстоянии x от среза сопла установлена преграда высотой, равной $H=1,8$ метра от оси симметрии. Рассмотрены четыре случая, когда x соответственно равен $1d_2$, $2d_2$, $3d_2$ и $4d_2$.

Для получения численного решения нужно в модуле Meshing выполнить разбиение геометрических моделей конечно-элементной сеткой:

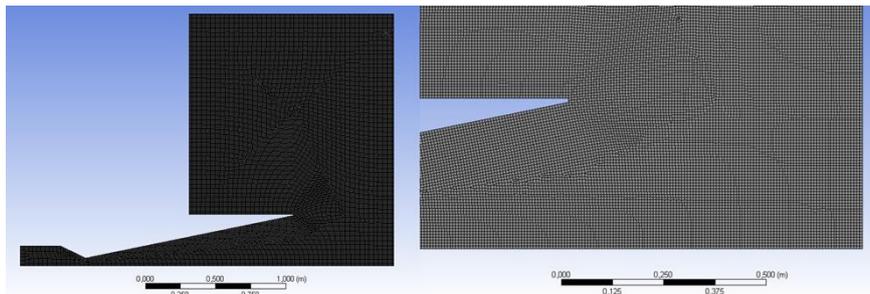


Рис. 2. — Общий и приближенный вид расчетной сетки.

Также в модуле Meshing были заданы границы расчетной области: входная - inlet, выходная - outlet, стенка сопла - wall, преграда - wall st и ось симметрии axis.

На рисунках 3-7 представлены графические результаты численного моделирования в виде некоторых контуров и графиков распределения физических параметров. Для получения результатов было проведено 4 расчета с различными положениями стенки.

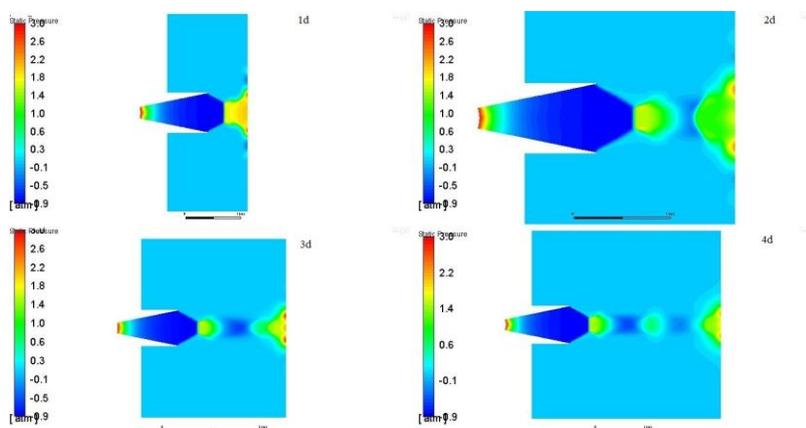


Рис. 3. - Поля распределения давления для различных расстояний от среза сопла до преграды.

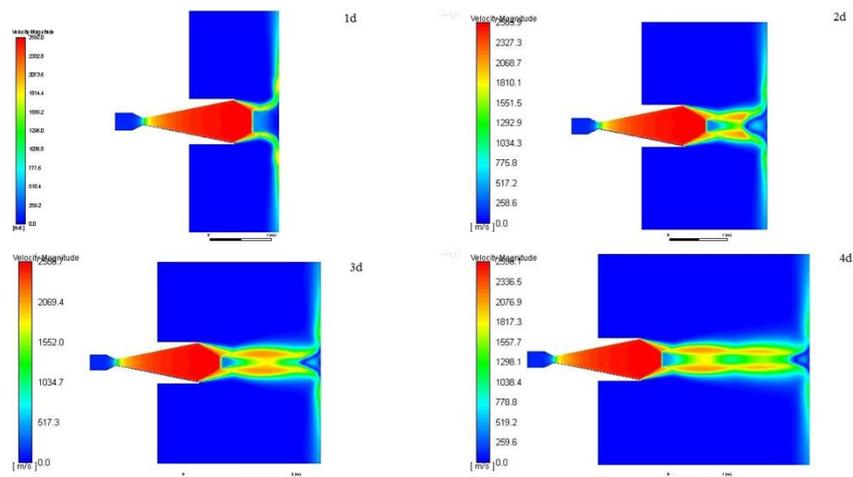


Рис. 4. — Поля распределения скорости для различных расстояний от среза сопла до преграды.

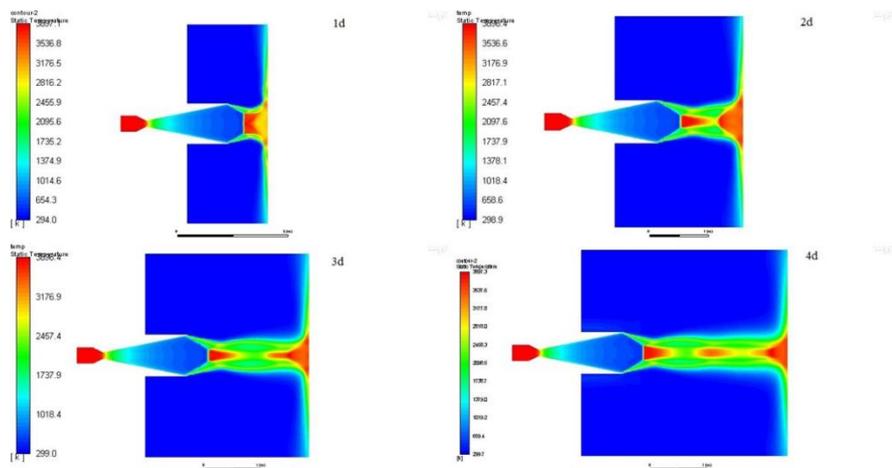


Рис.5. — Поля распределения температуры для различных расстояний от среза сопла до преграды.

Из рисунка 3 видно, что независимо от расстояния до преграды на срезе сопла формируется скачок сжатия. Взаимодействие скачка сжатия с осью струи приводит к формированию прямого скачка уплотнения (диска Маха) и отраженных косых скачков уплотнения. При воздействии на преграду в центре регистрируется симметричное пятно контакта с максимумом давления. Вокруг центральной области регистрируется кольцевая зона. В данном случае наблюдается два максимума давления. При растекании струи на преграде формируется кольцевая область пониженного давления. При удалении от оси симметрии течения устанавливается постоянное значение давления, равное давлению в окружающем пространстве.

По рисунку 4, на котором изображены поля распределения скорости, можно оценить какую скорость имеет поток в отверстиях подачи топлива и в выходном сечении форсунки. В данном случае горючее подается со скоростью 200 м/с, а в выходном сечении скорость достигает приблизительно 160 м/с. При воздействии на преграду в центре регистрируется симметричное пятно контакта с максимумом температуры (рисунок 5), а вокруг этой области регистрируется кольцевая зона, в которой температура также принимает максимальное значение. Таким образом, на преграде в точке её пересечения с осью симметрии регистрируется максимальная величина температуры. Далее по мере удалении от оси симметрии наблюдается понижение температуры.

Из рисунка 5 видно, что при увеличении расстояния от среза сопла до преграды структура течения успевает приобрести знакомый "бочкообразный" вид. На выходе из сопла скорость достигает максимального значения в 2500 м/с. При встрече с преградой на оси симметрии течения после прямого скачка уплотнения скорость равна нулю. Далее при удалении от оси по преграде скорость вырастает до сверхзвуковой.

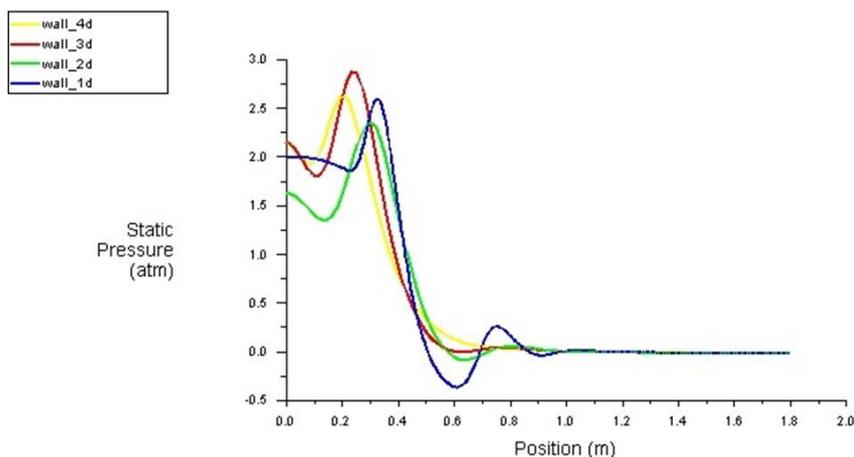


Рис.6. — График распределения давления по преграде для различных расстояний от среза сопла.

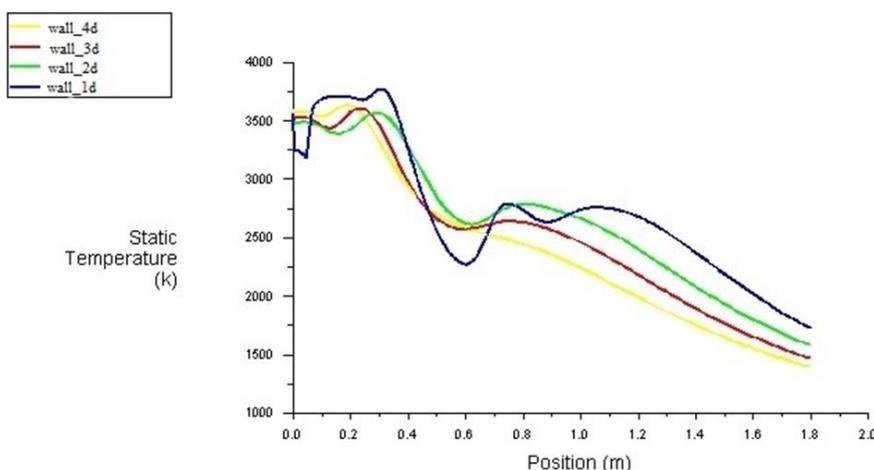


Рис.7. — График распределения температуры по преграде для различных расстояний от среза сопла.

Из рисунка 6 можно сделать вывод, что максимум давления смещается к оси симметрии при увеличении расстояния от среза сопла до преграды. Примерно на расстоянии 1 м от оси симметрии вверх по преграде для всех случаев наблюдается выравнивание значений давления на преграде до давления в окружающей среде.

Из рисунка 7 видно неравномерное распределение температуры по преграде. Максимум температуры смещается к оси симметрии при увеличении расстояния от среза сопла до преграды. Этот максимум температуры соответствует кольцевой зоне повышенного давления. Далее по мере удаления от оси симметрии во всех случаях наблюдается понижение температуры.

На основе разработанной математической модели выполнены вычислительные эксперименты, позволившие определить распределение температур, давления и нагрузок на преграду. Установлено, что струя оказывает значительное влияние, а степень этого воздействия зависит от физических свойств материала, геометрии и расстояния до преграды.

В данной работе проведен анализ литературы и численное моделирование воздействия высокотемпературной струи на преграду. Рассмотрены ключевые факторы влияния, включая температуру, давление, скорость потока, материал преграды и состав среды.

Библиографический список

1. Теоретическое руководство Ansys Fluent [Электронный ресурс] - https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/main_pre.htm (дата обращения: 20.01.2025).
2. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика: Учеб. для вузов. -3-е изд., перераб. и доп. -М.: Наука. ФИЗМАТЛИТ, 1969. - 824 с.
3. Бойко В.М., Достовалов А.В., Запругаев В.И. Исследование структуры сверхзвуковых неизобарических струй, Ученые записки ЦАГИ, Том XLI, №2, с. 44, 2010 г.
4. Дулов В.Г., Лукьянов Г.А. Газодинамика процессов истечения, с. 235, 1984 г.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКИХ И АВИАЦИОННЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

И.А. Соболев, Д.А. Азанов, Д.В. Дитятев

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

Алюминиевые сплавы, благодаря сочетанию легкости, жесткости, прочности и коррозионной стойкости завоевали большую популярность при применении в аэрокосмической, авиационной, автомобильной, строительной областях. Однако сложные конструкции, такие как корпуса самолетов, спутников, подвержены усталостным повреждениям, микротрещинам из-за высоких нагрузок и требуют высокий уровень контроля. Традиционные методы неразрушающего контроля (НК), такие как: ультразвуковой, вихрегоковый, радиографический, визуальный и т.д. – зачастую нельзя применить или их применение требует слишком больших ресурсных затрат. Особенно часто данные проблемы проявляются при контроле масштабных объектов или при динамическом мониторинге состояния. Метод акустической эмиссии (МАЭ), основанный на принципе регистрации упругих колебаний, возникающих при развитии или появлении дефекта, открывает много новых путей решения данных проблем (особенно при реализации контроля в режиме реального времени). В данной статье анализируются современные достижения в использовании МАЭ для диагностики алюминиевых конструкций, рассматриваются перспективы внедрений подобной системы.

Актуальность

Использование алюминиевых сплавов в авиации и космонавтике обусловлено механическими свойствами материалов, таких как: низкая плотность, прочность, устойчивость к коррозии, хорошая пластичность. Однако следует отметить, что сложные конструкции, такие как корпуса самолетов, шасси, лопатки турбин, топливные баки ракет, обшивка орбитальных станций, подвергаются экстремальным нагрузкам. Примеры нагрузок: вибрации, перепады температур, циклические напряжения, механические нагрузки, радиационные нагрузки и т.д. Эти факторы приводят к постепенному появлению дефектов, росту микротрещин (и их появлению), усталостных повреждений, которые могут стать причиной катастрофических отказов. Примерами таких отказов приведены ниже [1]

1. усталостные трещины в авиационных конструкциях. В 2019 году у компании Boeing 737 NG (Фото самолета приведено на рисунке 1а) были обнаружены трещины в элементах конструкции крыла, вызванные усталостью металла. Для их выявления потребовалась масштабная проверка сотен самолетов, что привело к простоям флота и значительными финансовым потерям. Обшивка самолетов (например, Airbus A380) изготовлена из алюминиевого сплава AA2024-T3. Сплав AA2024-T3 — это термообработываемый алюминиевый сплав. Он характеризуется высокой прочностью, простотой в обработке, легкой обточкой и умеренной коррозионной стойкостью (Химический состав: кремний — 0,50%, медь — 3,8–4,9%, марганец — 0,30–1,0%, магний — 1,2–1,8%, хром — 0,10%, цинк — 0,25%). Обшивка из данного материала была подвержена образованию микротрещин в зонах крепления обшивки к каркасу. Традиционные методы контроля не были эффективны для данной конструкции (рисунок 1б).



а)



б)

Рисунок 1 – Фотографии самолетов: а) Boeing 737 NG; б) Airbus A380

2. коррозия в условиях агрессивных сред. В космических аппаратах, таких как SpaceX Dragon, конденсат и остатки топлива приводят к появлению межкристаллитной коррозии в алюминиевых топливных баках (рисунок 2), что в свою очередь может привести к потере герметичности.

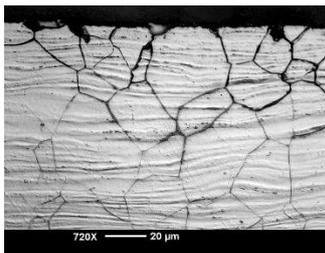


Рисунок 2 – Фотография межкристаллитной коррозии

3. дефекты в аддитивно изготовленных деталях. В ракетных двигателях (например, в двигателе RS-25 для SLS NASA) используются алюминиевые сплавы, напечатанные на 3D-принтере. Пористость и микродефекты, возникающие при аддитивном изготовлении, снижают прочность, жесткость и требуют

больших затрат на проверку качества и соответствия материала поставленным задачам.

4) Динамические нагрузки при запуске ракет. При старте ракет алюминиевые элементы испытывают высокие ударные нагрузки и вибрации, которые могут спровоцировать развитие трещин (возникших в ходе изготовления изделия) или их появление.

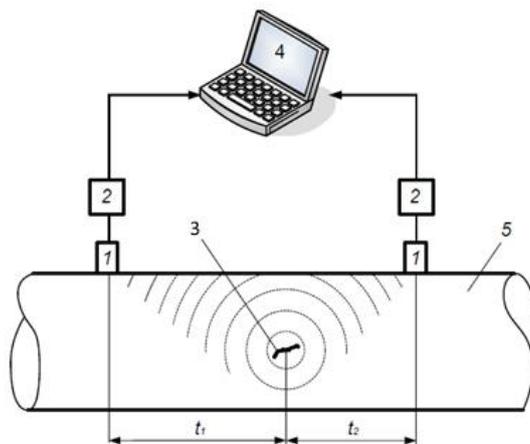
Помимо вышесказанного следует отметить, что традиционные методы ограничены в применимости к технически сложным конструкциям. К примеру, рассмотрим некоторые неразрушающие методы. Для ультразвукового контроля требуется доступ ко всей поверхности изделия и специальная подготовка поверхности. Рентгенография неэффективна для выявления плоских дефектов, таких как расслоения, требует демонтаж элемента, а также особых условий работы с приборами. Визуальный осмотр требует доступ ко всей контролируемой поверхности, зависит сильно от человеческого фактора и неприменим для анализа глубоких дефектов или скрытых дефектов [2].

Анализируя современные достижения и открытия в области неразрушающего контроля и изучив современные методы был сделан вывод о возможности внедрения МАЭ для контроля летательных и космических аппаратов, поскольку метод обладает следующими преимуществами: МАЭ регистрирует сигнала развивающихся дефектов (самых опасных) на стадии зарождения (менее 0,1 мм); возможен контроль в режиме реального времени; возможен дистанционный автоматизированный контроль; не требуется доступ ко всей поверхности изделия для контроля всего объема элементов; можно проводить контроль сварных элементов, слоистых элементов.

Таким образом, МАЭ может стать ключевым инструментом для обеспечения безопасности и надёжности технически сложных изделий в которых используются алюминиевые сплавы. Интеграция МАЭ с системами самолёта и цифровыми двойниками откроет путь к предотвращению появлению критических дефектов для системы, что особенно важно для аэрокосмической отрасли и авиации, где цена ошибки измеряется жизнями и огромными убытками (стоимость запуска одной ракеты достигает стоимости 60-100 млн. долларов).

Описание МАЭ

МАЭ основан на регистрации упругих волн, возникающих при динамических процессах деформации или разрушении целостности материала. Волны появляются в момент высвобождения энергии при образовании или развитии дефекта и распространяются от места зарождения до поверхности, где их и регистрируют датчики. Схематично принцип работы методом показан на рисунке 3.



1 – тензотриггерный датчик; 2 – предусилитель; 3 – трещина; 4 – вычислительный блок; 5 – исследуемое тело

Рисунок 3 – Схема работы МАЭ

Источником сигнала 3 в теле 5 могут быть трещины (усталостные, коррозионные), деформация металла (пластическая деформация, трения), изменение микроструктуры (смещение дислокаций). Энергия дефекта преобразуется в упругую волну с частотой от 1 кГц до 1 МГц. В алюминиевых сплавах преобладают продольные (Р-волны) и поперечные (S-волны), а скорость распространения будет зависеть от свойств материала. Среднее значение скорости $v_p \approx 6300 \text{ м/с}$, $v_s \approx 3100 \text{ м/с}$. Далее пьезоэлектрические датчики 1 регистрируют сигнал на поверхности контролируемого объекта и преобразуют механические колебания в электрический сигнал. Они поступают в предусилители (2), которые усиливают сигнал и направляют в вычислительный блок (4) для фильтрации, анализа и оцифровывания. Параметры, по которым определяют наличие трещины в контролируемом объекте: амплитуда, длительность сигнала, частота, энергия. По временным задержкам прихода сигнала к различным датчикам определяют положение дефекта в изделии. После, по специальным алгоритмам или базам можно определить степень опасности найденного дефекта.

Типы обнаруживаемых дефектов

Метод позволяет обнаруживать самый опасный вид дефектов – динамически развивающиеся дефекты, которые зарождаются или развиваются в реальном режиме времени. МАЭ может находить такие дефекты, как [3, 4, 5]:

1) усталостные трещины. Образуются в циклически нагруженных конструкциях. (лонжероны самолётов);

- 2) коррозионные повреждения (межкристаллитная коррозия, питтинг). Сигналы образуются в результате отслоения оксидов или при выделении водорода;
- 3) дефекты сварных швов (микропоры, непровары, горячие трещины). Акустическая эмиссия (АЭ) позволяет контролировать дефекты в процессе сварки и при эксплуатации сварных объектов;
- 4) расслоение в композитных материалах. Наблюдается в участках концентрации напряжений;
- 5) пластическая деформация.

Точность метода

Точность будет зависеть от типа контролируемого дефекта, конфигурации датчиков (схемы, конструкции) и алгоритма обработки данных. Минимальный размер дефекта, который можно обнаружить методом, для алюминия равняется 0.1 мм. Если говорить про коррозию, то минимальная площадь повреждения – 1 мм². Погрешность локализации дефектов по плоской поверхности не превышает ±5 мм, а по объему - ±10 мм. При использовании искусственного интеллекта (ИИ) точность распознавания дефекта возрастает до 98%.

К факторам, влияющим на точность можно отнести: шумы и помехи, анизотропию материалов, калибровку системы. Стоит отметить, что по сравнению с классическими методами контроля, применение МАЭ для контроля авиационных и космических систем будет обладать рядом преимуществ как по точности, так и по производительности. При этом качество проверок будет выше. В таблице 1 приведено сравнение МАЭ с некоторыми классическими методами.

Таблица 1 – Сравнение МАЭ с классическими методами неразрушающего контроля

Параметр	Акустическая эмиссия	Ультразвук	Рентгенография
Чувствительность	Высокая	Средняя	Низкая
Режим работы	Онлайн-мониторинг	Точечный контроль	Офлайн-контроль
Глубина контроля	До 10 м (глубина, длина может быть значительно больше)	До 0.5 м	До 0.3 м
Время обработки	Реальное время	Зависит от площади	Требуется экспозиция

Математические основы локализации дефектов МАЭ

Как было описано выше, локализация источника АЭ основана на анализе временных задержек прихода сигналов к разным датчикам, закрепленным на исследуемом теле. Для определения локации дефекта используется метод триангуляции и решения систем уравнений, учитывающих скорость распространения акустических волн в материале. Рассмотрим изначально поверхность (2D-пространство). Предположим, что на поверхности изделия закреплены три датчика в точках с координатами (x_1, y_1) , (x_2, y_2) , (x_3, y_3) . Пусть дефект находится в точке (x, y) , тогда [3]:

1. измеряем временные задержки в приходе сигналов на датчики. t_1, t_2, t_3 – время прихода сигналов к соответствующим датчикам;

2. определяем разницу во времени между датчиками: $\Delta t_{12} = t_1 - t_2$, $\Delta t_{13} = t_1 - t_3$.

3. запишем уравнение расстояние от дефекта до i -го датчика:

$$d_i = \sqrt{(x-x_i)^2 + (y-y_i)^2} = v * t_i$$

где v – скорость волны;

4. таким образом получаем систему уравнений для трех датчиков:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sqrt{(x-x_1)^2 + (y-y_1)^2} = v * t_1 \\ \sqrt{(x-x_2)^2 + (y-y_2)^2} = v * t_2 \\ \sqrt{(x-x_3)^2 + (y-y_3)^2} = v * t_3 \end{array} \right.$$

5. линеаризация уравнений. Вычитая уравнения попарно, получаем гиперболы, пересечение которых даёт координаты дефекта. Например, для датчика 1 и 2 это будет выглядеть так:

$$\sqrt{(x-x_1)^2 + (y-y_1)^2} - \sqrt{(x-x_2)^2 + (y-y_2)^2} = v * \Delta t_{12}$$

Для решения такой системы уравнений в дальнейшем применяется либо метод наименьших квадратов, либо алгоритмы оптимизации. Решение позволит найти положение дефекта в теле на поверхности.

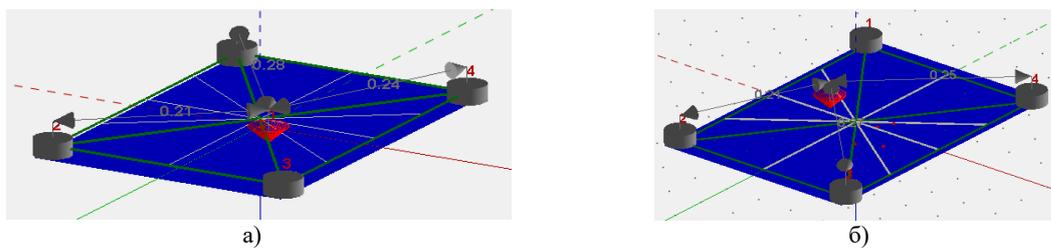
В трехмерном теле добавляется координата z и система будет усложнена:

$$\sqrt{(x-x_i)^2 + (y-y_i)^2 + (z-z_i)^2} = v \cdot t_i$$

Для решения подобного уравнения требуется как минимум четыре датчика.

Эксперимент

На базе концерна РКК «Энергия» были проведены испытания для подтверждения применимости метода в области космонавтики. В частности, для обнаружения утечки воздуха через усталостные трещины на образцах. Предприятием были подготовлены две пластины с искусственными трещинами. В первой пластине имелась только одна трещина, а второе изделие было изготовлено из нескольких пластин сваренных внахлест с нанесёнными 4 искусственными трещинами. Перед проведением эксперимента по краям образца были установлены датчики АЭ, фиксирующие упругие волны в зоне трещин. Далее к пластине подводилось устройство имитирующее потерю воздуха через искусственную трещину. Появлялось давление и нагрузка на пластину. Были зафиксированы акустико-эмиссионные отклики, которые смогли обнаружить дефект (потерю воздуха) в листе. Было вычислено примерное положение дефекта по акустико-эмиссионным данным согласно выше описанным формулам. На рисунке 4а и 4б показана часть результатов по расчёту положения дефекта при проведении имитации на стенде потери воздуха через одну трещину и через несколько трещин одновременно [6 – 11].



а) положение дефекта для образца с одной трещиной; б) положение трещины найденное для образца с четырьмя дефектами

Рисунок 4 – Найденное положение дефекта

Выявлено, что МАЭ обладает оптимальной чувствительностью для обнаружения дефектов в тонкостенных элементах конструкций, в том числе в условиях безвоздушного пространства. Дефект был найден при различных уровнях нагрузки пластин. Подтверждено то, что важным элементом системы является алгоритм построения локаций. В зависимости от используемого алгоритма меняется точность в определении координат потенциального дефекта.

Выводы

Сегодня МАЭ набирает всё большую популярность, поскольку классические методы неразрушающего контроля уступают ему. Актуальность применения подтверждается тем, что классические методы неразрушающего контроля сегодня не справляются с поставленными задачами или их применение не рационально, либо экономически невыгодно. Применив метод в областях авиации и космонавтики, можно повысить степень безопасности и надёжности конструкций в условиях ужесточающихся требований к ресурсам эксплуатации и качеству контроля. К примеру, в самолётах должна выдерживаться циклика на 50 000 «взлет-посадка». Интеграция АЭ открывает путь к предиктивному обслуживанию, что особенно важно для аэрокосмической отрасли, где цена ошибки достигает миллиардными убытками.

Как показали эксперименты, определение локаций дефектов требует учета физических свойств материала, точного измерения временных задержек и решения систем нелинейных уравнений. Современные алгоритмы обработки данных и интеграция ИИ снизит погрешности, делая метод применимым для контроля в автоматизированном режиме.

Проведенные эксперименты на базе РКК «Энергия» подтвердили то, что МАЭ – мощный инструмент для мониторинга динамических дефектов в конструкциях. Он позволяет: проводить онлайн контроль без остановки работы изделия, у него высокая чувствительность, требуется доступ лишь к части поверхности объекта контроля для исследования всего объёма изделия, есть возможность интеграции ИИ для повышения качества контроля и реализации возможности определять степени опасности дефекта для конструкции.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Ремшев Е.Ю.

Библиографический список

1. Чен, С. Глубокое обучение для анализа акустической эмиссии при обнаружении трещин в алюминиевых сплавах [Текст] / С. Чен, Ю. Ван, Ч. Ли // NDT & E International. – 2022. – Т. 128. – С. 102567. – DOI: 10.1016/j.ndteint.2022.102567.
2. Цзяо, Цз. Обнаружение коррозии в алюминиевых сплавах с использованием акустической эмиссии и машинного обучения [Текст] / Цз. Цзяо, Ц. Хэ, Б. У, Ю. Фей // Materials. – 2021. – Т. 14, № 9. – С. 2145. – DOI: 10.3390/ma14092145.
3. ASTM E1106-21 Стандартная практика первичной калибровки датчиков акустической эмиссии [Текст]. – ASTM International, 2021. – 15 с.
4. ISO 18081:2016 Неразрушающий контроль. Акустическая эмиссия. Методология обработки и оценки данных [Текст]. – Международная организация по стандартизации, 2016. – 32 с.
5. ГОСТ Р 56542-2021 Методы акустической эмиссии для контроля сварных соединений [Текст]. – М.: Стандартинформ, 2021. – 20 с.

6. Соболев, И.А. Инновационный метод акустической эмиссии в обеспечении качества изделий машиностроения [Текст] / И.А. Соболев, М.С. Рожков, Д.А. Азанов, А.Д. Шматко // Машиностроение: инновационные аспекты развития. Материалы международной научно-практической конференции. Санкт-Петербург, 2024. С. 85-89.

7. Сутаев, М.М. обеспечение контроля качества сварных соединений методом акустической эмиссии [Текст] / М.М. Сутаев, И.А. Кочура, И.А. Соболев, Е.Ю. Ремшев // Металлообработка. 2024. № 1 (139). С. 47-54.

8. Ремшев Е.Ю. Разработка бортового комплекса неразрушающего контроля конструкции летательного аппарата методом акустической эмиссии [Текст] / Е.Ю. Ремшев, И.А. Соболев, А.И. Олехвер, В.Ю. Лукичев // Noise Theory and Practice. - 2021. - Т. 7, №2(24). - С. 65-82.

9. Соболев, И.А. Исследование качества полых корпусных деталей полученных холодной штамповкой, методом акустической эмиссии / И.А. Соболев, Н.А. Бунина, Е. Ю. Максимович, Е.А. Алексеева, В.А. Соколова, А.В. Миранович // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2022. Вып. 7. С. 269-274.

10. ГОСТ Р 52745-2007. Контроль качества материалов и полуфабрикатов, используемых при изготовлении изделий авиационной, космической, оборонной техники и техники двойного применения, на предприятиях-поставщиках. Общие требования: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное. М.: Стандартинформ, 2020. IV, 11 с.

11. Соболев, И.А. Разработка бортового комплекса для неразрушающего контроля летательных аппаратов методом акустической эмиссии [Текст] / И.А. Соболев, Д.В. Дитятев, В.Ю. Лукичев, С.А. Войнаш, В.А. Соколова, Р.Р. Загидуллин // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2023. № 5. С. 544-548.

УДК 004.4

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ MLOPS В ПРОЦЕССЕ ДИАГНОСТИКИ ПРОГРАММНОГО СРЕДСТВА

Е.П. Матвеева

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

Диагностика – это определение технического состояния объекта [1].

Его задачами являются:

- контроль технического состояния;
- поиск места и определение причин отказа (неисправности);
- прогнозирование технического состояния.

Для проведения диагностики перед выпуском программных средств проводится тестирование – внесение как валидных, так и ложных значений и оценка результатов работы программы. Тестирование – это один из этапов жизненного цикла программного обеспечения и проводится до процесса эксплуатации, не учитывая возможные проблемы после внедрения.

Сам процесс тестирования может быть как ручным, так и автоматизированным. Для автоматизации различных задач, связанных с кодом, используются CI/CD pipeline в системах хранения кода программ (например, Gitlab).

CI/CD (Continuous Integration – Непрерывная интеграция, Continuous Delivery – Непрерывная доставка) — это технология автоматизации развертывания и тестирования новых модулей разрабатываемого проекта заинтересованным сторонам (разработчикам, аналитикам, инженерам качества, конечным пользователям и другим) [2]. По сути она позволяет совершать различные операции на протяжении всего цикла разработки программного средства: при создании, при внесении изменений, при обновлении и далее.

CI/CD pipeline – это последовательность задач, для каждой из которых описаны сами задачи и правила выполнения [3].

На рисунке 1 представлена модель процесса автоматизированного тестирования программного средства с использованием CI/CD pipeline. На ней представлено пять этапов процесса в порядке очередности:

- 1) Внесение изменений в код программного средства разработчиком;
- 2) Автоматический запуск CI/CD pipeline, запускающий задачи для тестирования, описанные в файле .gitlab-ci.yml;
- 3) Развертывание программного средства с использованием измененного кода в тестовой среде и проверка работоспособности программы;
- 4) Возврат оценки состояния программного средства в CI/CD pipeline для дальнейшего использования.

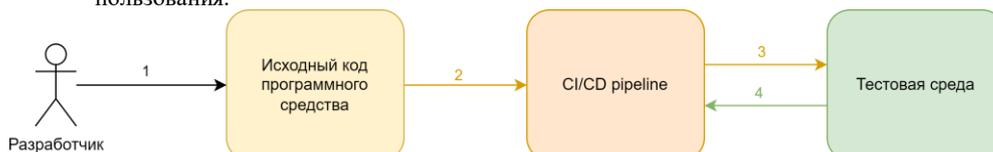


Рис. 1. Модель процесса автоматизированного тестирования программного средства с использованием CI/CD pipeline

Полученная оценка состояния программного средства позволит сообщить разработчику о неправильно внесенных изменениях и заблокировать возможность внесения этих изменений из рабочих веток разработчика в продуктивный сегмент.

Подобная практика применяется в большом количестве разработок, но не покрывает собой все возможные проблемы, которые могут быть обнаружены в уже работающем программном средстве спустя время. Кроме того, для обеспечения стабильной работы программного средства, необходимо на протяжении всего этапа эксплуатации в рамках жизненного цикла мониторить его состояние. Реализуется это с помощью систем мониторинга, которые состоят из нескольких компонентов в зависимости от целей и обширности задач.

В рамках описания мониторинга как части системы диагностики можно сказать, что процесс мониторинга осуществляет контроль технического состояния программного средства в соответствии с одной из задач диагностики.

Модель процесса мониторинга программного средства с использованием нотации IDEF0 уровня A0 представлена на рисунке 2.

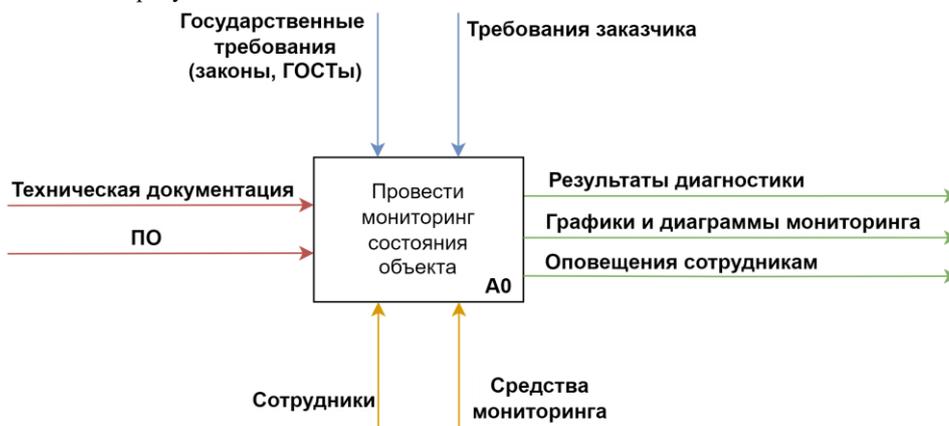


Рис. 2. Модель процесса мониторинга программного средства с использованием нотации IDEF0 уровня A0
Процесс мониторинга программного средства в общем виде с использованием нотации IDEF0 представлен на рисунке 3.

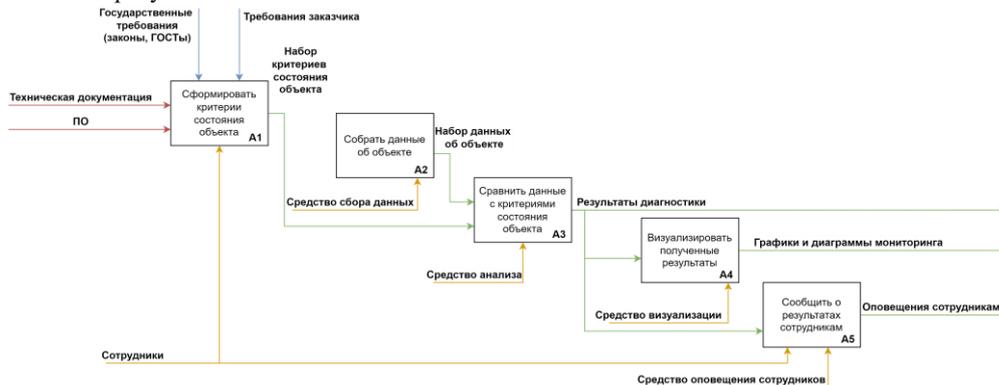


Рис. 3. Процесс мониторинга программного средства в общем виде с использованием нотации IDEF0
Можно заметить, что системы мониторинга по сути занимаются сравнением
Применение методологии MLOps в диагностике программного средства.

MLOps – это набор практик, нацеленных на надежное и эффективное развертывание и поддержание моделей машинного обучения в производстве, позволяя упростить процесс обучения и внедрения моделей. Он применяется в случаях, когда рекомендации перестают быть актуальными. Например, в случаях, когда изменилось количество ресурсов (ввели или вывели из работы какие-либо компоненты системы), изменилось количество или характер нагрузки.

Само название MLOps состоит из нескольких направлений: ML (Machine Learning) – машинное обучение, Ops (Operations) – эксплуатация. Данные практики позволяют упростить жизненный цикл разработки и эксплуатации моделей машинного обучения.

Подобная практика применима в случаях необходимости постоянного обновления обучения модели. Нейронная сеть сильно зависит от того, на каких данных она была обучена [4]. Например, в случае, если она была обучена на данных, содержащих больше примеров одних компьютерных инцидентов, чем других, то модель будет более предвзятой. Поэтому важно следить за актуальностью модели и обучать ее по мере изменения условий.

На рисунке 4 представлена модель процесса автоматизированного мониторинга программного средства с использованием CI/CD pipeline. На ней представлено пять этапов процесса в порядке очередности:

- 1) Компонент собирает данные о программном средстве;
- 2) Компонент отправляет эти данные в нейронную сеть для проведения оценки состояния объекта;
- 3) Нейронная сеть актуализирует код из хранилища кода и запускает анализ состояния программного средства;
- 4) В случае, если был получен неожиданный результат, новые данные сохраняются и запускается переобучение (5);

- 5) Автоматически запускается CI/CD pipeline, запускающий задачи по переобучению нейронной сети в соответствии с новым видом данных;
- 6) Результат с состоянием программного средства оформляется в виде оповещения для критических инцидентов;
- 7) Разработчик самостоятельно запускает обучение нейронной сети.



Рис. 4. Модель процесса автоматизированного мониторинга программного средства с использованием CI/CD pipeline

В работе предложены модели автоматизации тестирования программного средства и мониторинга его состояния с использованием искусственного интеллекта. На данный момент описанные решения находятся в стадии разработки. По результатам исследования можно будет провести сравнение методики диагностики с использованием искусственного интеллекта и средств автоматизации со стандартными методиками диагностики программных средств и определить решение, наиболее полно закрывающее все задачи диагностики.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Е.А. Скорнякова

Библиографический список

1. ГОСТ 20911-89. Техническая диагностика. Термины и определения. – М.: Изд-во стандартов, 2009. – С. 24.
2. Хамбл Джек, Фарли Дейвид. Непрерывное развертывание ПО: автоматизация процессов сборки, тестирования и внедрения новых версий программ.: Пер. с англ. — М.: ООО «И.Д. Вильямс», 2011. — 432 с.: ил. — Парал. тит. англ.
3. Черных А.Н., Бычков И.В., Феоктистов А.Г., Горский А.С., Сидоров И.А., Костромин Р.О., Еделев А.В., Зоркальцев В.И., Аветисян А.И. Смягчение неопределенности при разработке научных приложений в интегрированной среде. Труды ИСП РАН. 2021; 1:151-172.
4. MLOps-подход для оптимизации процессов машинного обучения. // VK Cloud [Электронный ресурс]. URL: https://cloud.vk.com/blog/mlops_podhod/ (дата обращения: 10.02.2025)

УДК 623.68

ЗАЩИТА ГРАЖДАНСКИХ СООРУЖЕНИЙ ОТ РАЗЛИЧНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

А.А. Фарафонова¹, Ю.А. Никольченко¹, К.О. Марков-Троицкий²

¹*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

²*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого*

На данный момент вопрос о защищенности различных гражданских объектов, стратегических объектов стоит достаточно остро. Такие объекты уязвимы для воздействия не только природных, но и антропогенных воздействий. В данной статье будет рассмотрено именно антропогенное воздействия на здания и предприятия стратегически важные.

Во-первых, следует уточнить, что подавляющая часть таких сооружений относится к топливно-энергетической сфере (ТЭС). Т.е. за последние пару лет от различных актов агрессии пострадали в основном предприятия, связанные с добычей нефти и газа и перерабатывающие их. Намного реже под угрозой оказываются населенные пункты и жилые дома. Учитывая статистику, каждый день совершается минимум один акт воздействия на нефтеперерабатывающее предприятия. Так, например, в промежутке с 8-10 февраля 2025 года под угрозой оказалось свыше пяти предприятий данной отрасли и не только, также предприятия госкорпорации «Росатом». [2]

Из вышеперечисленного следует, что большие предприятия находятся под постоянной угрозой. Одной из которых может быть воздействие при помощи удаленных роботизированных систем-комплекс средств, не нуждающийся в участии человека или комплекс, в котором человек выполняет роль оператора (например, беспилотные летательные аппараты). У таких системы есть ряд

преимуществ, но при этом есть ряд недостатков. Основными преимуществами можно считать: высокую маневренность, способность быть не замеченными средствами противовоздушной обороны. Основными недостатками можно считать большой процент радиоэлектронных систем, которые управляют такими роботизированными комплексами (например, визуальная информация поступает по оптическим устройствам и передается оператору)



Рисунок 1– Оптические данные с беспилотного летательного аппарата, оснащенного дополнительно тепловизором.[2]

На основе данного изображения можно сделать вывод, что при необходимости роботизированные системы могут собрать достаточно большой объем информации.

Наряду с этим во всем мире, в том числе и в России в последние годы происходит активное развитие и внедрения в хозяйственный и бытовой оборот различных робототехнических комплексов, в первую очередь БПЛА. По оценке ассоциации «Аэрнет», в России имеется от 30 до 50 тыс. любительских БПЛА, не считая авиамодели и коммерческие. По прогнозам к 2035 году в воздушном пространстве Российской Федерации постоянно будут находиться порядка 100 тыс. БПЛА [5]. Из-за активного роста производства самых различных типов устройств все чаще происходят различные правонарушения и все большее количество информации и данных удается перехватить системами подобного рода. Повышение доступности и функциональных возможностей БПЛА облегчает их применение в противоправных целях, таких как несанкционированный сбор информации, причинение ущерба объектам ТЭС, создания угрозы жизни и здоровью людей, координации действий при незаконных проникновениях на охраняемые объекты и т.д.

Учитывая статистику, требуется все больше различных способов обратного противодействия таким роботизированным системам. Одними из основных видов можно выделить военизированные расчеты для обработки различных действий, направленные на стратегические объекты, еще одним вариантом является защитные установки, направленные на подавление рисков из воздушного пространства. Такие установки могут быть различных типов и способов исполнения, например, зенитные ракетные комплексы, которые направлены на прямое подавление систем, направленных на поражение здания. Также на данный момент все больше систем разработаны для защиты гражданских построек с применением воздействия электромагнитного поля. Это как средства обнаружения дронов, так и средства, действующие на подавление импульсов внутри системы управления такими БПЛА.

Рассмотрим два основных способа воздействия это контактный способ и неконтактная работа по системам управления у БПЛА. При сравнении данных двух способов необходимо учитывать экономические фактор, радиус воздействия средства защиты, безопасность работы комплекса.

Контактный		Неконтактный	
Преимущества	Недостатки	Преимущества	Недостатки
Воздействие на цель при помощи физики ударных волн	Необходимость нахождения на близком расстоянии от цели	Поражение цели на дальнем расстоянии	Ослабление заряда импульса происходит с высокой скорости
Возможность поразить цель в полете при первом обнаружении	Необходимость информации о точных координатах цели	Возможность создания сферы действия на	Данная сфера может начать сильно ослабевать на

	(Высокая точность)	определённом расстоянии от блока	большом удалении
Высокий фактор воздействия и большое количество технологий создания	При подрыве образовывается большое количество осколков не только само средства воздействия, но и цели	Цель остается целой после воздействия	Остается вероятность попадания ослеплённой цели на нежелательные территории

Таблица 5—Преимущества и недостатки систем обороны зданий от возможных угроз воздушных

Анализируя таблицу 1, можно прийти к выводу, что при прочих равных неконтактный способ воздействия может быть более применимым в условиях объектов нефтегазовой отрасли (и иных), так как такие системы имеют меньший вред для персонала объектов и могут применяться не только для специализированных предприятий, но и для жилых помещений.

Рассмотрим принципиальную схему такой установки:

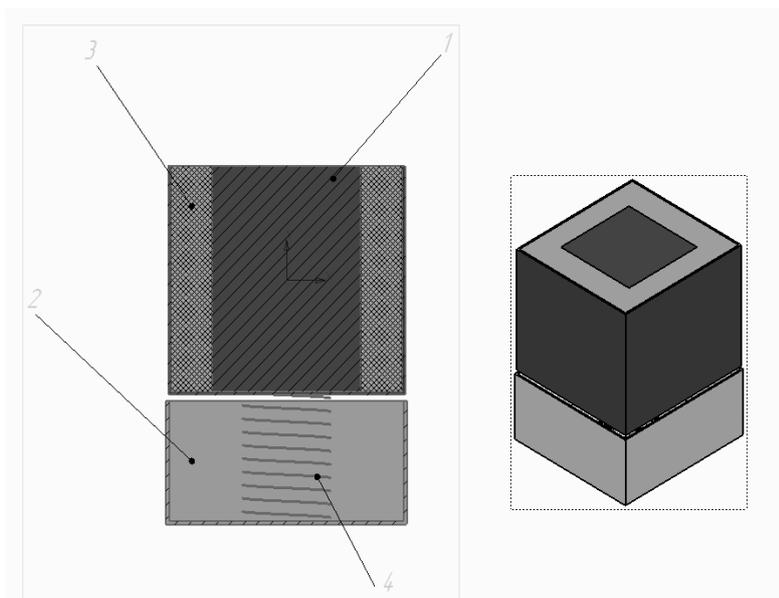


Рисунок 2— Схема установки: 1-Взрывамагнитный генератор, 2— опорный стол, 3—изоляционный слой, 4— пружина

Принцип действия (рисунок 2) строится на сочетании пиросредства и генератора высокочастотных импульсов. При инициации взрывчатого вещества происходит сжатие конденсаторов, запитанных заранее и начало распространения высокоэнергетического электромагнитного поля. Основным плюсом данной системы является появление импульса с задержкой, не превышающей единиц микросекунд и возможность выйти на рабочий режим в любой момент. Такая установка позволяет быстро реагировать на возникшие в поле действия роботизированные системы. Пункт три — это наполнитель ящика хранения, который распространяет сигнал, но также сдерживает ударную волну после срабатывания генератора и не дает большим частицам распространиться на расстояния, представляющие угрозу для персонала.

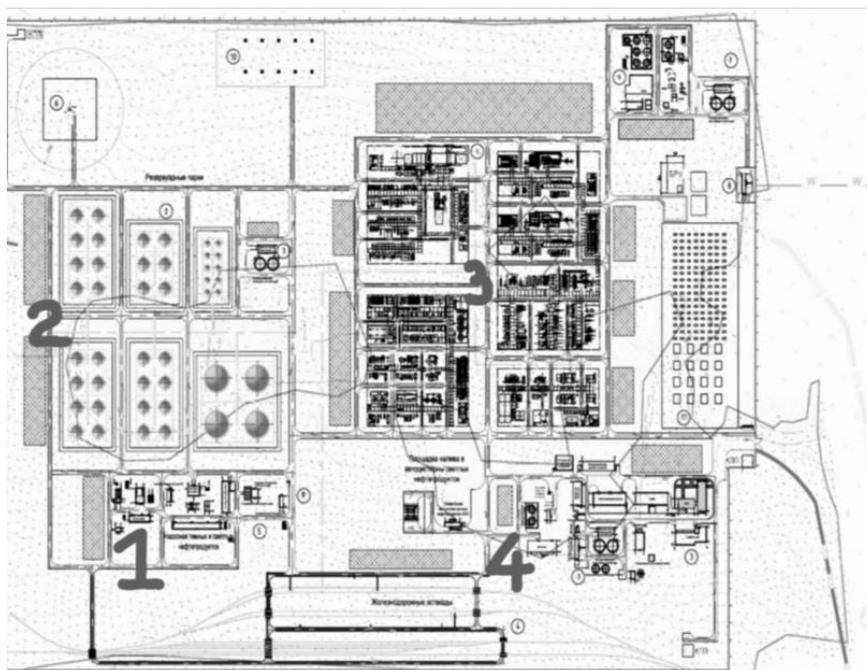


Рисунок 3–Схема расположения установок

Также стоит отметить, что важным аспектом является расположение таких установок по периметру предприятий для увеличения безопасной зоны и возможности реагирования с последующим созданием «защитного купола». На рисунке 3 цифрами обозначены места выставления установок. Место выставления устройства будет зависеть от двух важных факторов: 1. Самая высокая точка (связано с тем, что разведывательные устройства способны подниматься на высоты до 7км), 2. место требующее особое внимание)

Еще одним плюсом такой системы может служить ее автономность. Участие обслуживающего персонала не требуется в процессе эксплуатации. После того как прибор выставляется на рубеж, он не требует больших затрат по своему развёртыванию. Как было сказано выше время реагирования взрывателя и нарастания тока не составляет более единиц микросекунд, а после срабатывания данная технология не оставляет больших осколков благодаря защитному контейнеру. Такое короткое время реагирования дает возможность создания достаточно больших электромагнитных полей на различном удалении от цели.

Предлагаемая схема воздействия на роботизированные системы позволяет создать защитный полוג вокруг предприятий особой важности, так как при расположении на определенном расстоянии друг от друга такие установки способны создать непроницаемый купол.

Исследовалось возможное расстояние, на котором такая система способна отразить воздушное воздействие на объект. Устройство функционального поражение удалено на расстояние D , данного расстояния плотность потока будет достаточной для пробоя РЭС (радиоэлектронной системой) [4]:

$$P_{вх} = \frac{Э_{изл}}{\Omega D^2} K_{осл} , \quad (1)$$

где $Э_{изл}$ – энергия ЭМП на выходе излучающего устройства средства ФП

$$Э_{изл} = P_{изл} \tau_{изл} , \quad (2)$$

$P_{изл}$ – мощность источника электромагнитного поля, Вт; $\tau_{изл}$ – длительность излучения, с; $\Omega = \alpha * \beta$ – телесный угол расхождения луча; $K_{осл} \leq 1$ – коэффициент ослабления энергии

$$P_{вх} = \frac{P_{изл} \tau_{изл} G}{4\pi D^2} K_{осл} , \quad (3)$$

Для определения диаметра зоны поражения необходимо рассмотреть зависимость изменение плотности энергии поражения от выходной плотности:

$$K_i P_{вх} = P_{кр} , \quad (4)$$

где K_i – коэффициент, определяющий использование электромагнитное поле, не совпадающего по частоте с ЭС; $P_{кр}$ – критическое значение энергии поражения.

Рассчитав данные соотношения, необходимо определить тип поражаемой ЭС, что повлияет на нахождение радиуса поражения.

Для средств оптического диапазона:

$$K_i \frac{Э_{изл}}{\Omega D^2} K_{осл} = P_{кр} , \quad (5)$$

Для радиотехнических средств:

$$K_i \frac{P_{изл} \tau_{изл} G}{4\pi D^2} K_{осл} = P_{кр} , \quad (6)$$

Общее соотношение для нахождения диаметра зоны поражения получается:

$$D_{max} = \sqrt{\frac{Э_{изл} K_{осл} K_i}{P_{кр} 4\pi}} , \quad (7)$$

Используя данные соотношения, можно определить диаметр зоны влияния такого устройства. Получаемое значение находится в диапазоне от 400-600 м. Для сравнения радиус действия контактного

средства воздействия с такими же характерными габаритами будет иметь безопасную зону радиусом 200м.

Для таких данных получается, что рассматриваемое средство радиоэлектронного противодействия имеет отличительные плюсы, при расположении на некотором расстоянии от здания (определяемое разлетом осколков после срабатывания генератора и безопасностью гражданского населения), также возможность воздействия на систему предполагаемо вредоносную на удалении от самого устройства воздействия.

Библиографический список

1. “Президентские выборы: итоги голосования по регионам” [Электронный ресурс] // РБК : сайт. – 2024. – 19 марта. – URL: <https://www.rbc.ru/politics/19/03/2024/65f9d1f89a794730ba197ec3?ysclid=m79jdf80ar964204099> (дата обращения: 14.07.2024).
2. “Эффективная защита периметра объектов от атак беспилотников” [Электронный ресурс] // Secuteck : сайт. – URL: <https://www.secuteck.ru/articles/ehffektivnaya-zashchita-perimetra-obektov-ot-atak-bespilotnikov?ysclid=m721g2q7b1314651162> (дата обращения: 14.07.2024).
3. “Украинские дроны массово атаковали Саратовскую область: загорелся нефтеперерабатывающий завод” [Электронный ресурс] // Lenta.ru: сайт. – 2025. – 11 февраля. – URL: <https://lenta.ru/news/2025/02/11/ukrainskie-dronu-massovo-atakovali-saratovskuyu-oblast-zagorelsya-neftepererabatyvayushiy-zavod/?ysclid=m721knsuac312987231> (дата обращения: 14.07.2024).
4. Добыкин В.Д., Куприянов А.И., Пономарев В.Г., Шустов ЛН. . Радиоэлектронная борьба. Силовое поражение радиоэлектронных систем / В.Д. Добыкин, А.И. Куприянов, В.Г. Пономарев, Л.Н. Шустов; Под ред. А.И. Куприянова. —М.: Вузовская книга, 2007. - 468 с.: ил.
5. “Механизмы защиты от беспилотных летательных аппаратов и минимизации возможных рисков их применения на объектах топливно-энергетического комплекса” [Электронный ресурс] // Федеральная служба войск национальной гвардии Российской Федерации: сайт. – URL: <https://22.rosguard.gov.ru/page/index/mexanizmy-zashhity-ot-bespilotnyx-letatelynyx-apparatov-i-minimizacii-vozmozhnyx-riskov-ix-primeneniya-na-obektax-toplivoenergeticheskogo-kompleksa> (дата обращения: 14.07.2024).

УДК 620.1-1/-9

КРИОГЕННЫЙ НАСОС ДЛЯ ВАКУУМНОЙ УСТАНОВКИ

Д.К. Аleshкин, П.К. Иванов, А.А. Назаров

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

Необходимость экспериментальной отработки вопросов, связанных с запуском и работой ракетных двигателей в космосе, требует создания и развития установок, позволяющих имитировать различные условия космического пространства.

Эти условия включают в себя не только глубокий вакуум, но и экстремальные температурные режимы, воздействие солнечного излучения и другие факторы, способные повлиять на работоспособность и надежность двигателей и космических аппаратов в целом. Создание адекватных моделей космической среды на Земле позволяет проводить разносторонние испытания и исследования, значительно снижая риски, связанные с проведением реальных космических запусков, которые сопряжены с огромными финансовыми затратами и потенциальной опасностью.

В связи с этим, развитие вакуумной техники и криогенных систем является приоритетной задачей. Современные вакуумные установки должны обеспечивать не только достижение требуемого уровня вакуума, но и его поддержание в течение длительного времени, а также возможность моделирования различных режимов работы ракетных двигателей, включая запуск, устойчивую работу и выключение. Криогенные системы, в свою очередь, необходимы для создания низких температур, характерных для космического пространства, и для откачки газовых потоков, выделяющихся при работе двигателей.

Кроме того, важным аспектом является разработка методов и средств диагностики, позволяющих проводить измерения различных параметров, характеризующих работу ракетных двигателей в условиях, имитирующих космическое пространство. Эти параметры включают в себя тягу, удельный импульс, температуру, давление, состав выхлопных газов и другие. Полученные данные позволяют оценивать эффективность работы двигателей, выявлять возможные проблемы и вносить необходимые корректировки в их конструкцию и режимы работы.

Таким образом, создание и развитие установок, имитирующих космическое пространство, является сложной и многогранной задачей, требующей комплексного подхода и объединения усилий специалистов из различных областей науки и техники. Решение этой задачи позволит значительно повысить надежность и эффективность ракетных двигателей и космических аппаратов, а также расширить возможности для исследования космического пространства. Дальнейшие исследования будут направлены на разработку более совершенных вакуумных систем, криогенных технологий, диагностического оборудования и методов моделирования космической среды, что позволит проводить более точные и реалистичные испытания ракетных двигателей и космических аппаратов на Земле.

Так, для исследования истечения газов и воздействия струй на преграду в разреженной среде в советский период на базе отраслевой научно-исследовательской лаборатории спецустановок (ОНИЛ-8) Ленинградского механического института была создана вакуумная установка, представляющая собой газодинамическую установку низкой плотности, оснащенную криогенной откачкой жидкого азота, подогреваемым ресивером со сменными соплами в качестве источника сверхзвуковой струи и углекислым газом в качестве рабочего тела. Этот выбор, в сочетании с криогенной откачкой, позволил

не только создать условия разреженной среды на соответствующей высоте, но и, что уникально, поддерживать эти условия в процессе проведения эксперимента - истечения струи на преграду, что критически важно при проектировании ракет космического назначения (РКН) и малых космических аппаратов (МКА) различного назначения, когда возникает необходимость в оценках величин локальных и суммарных силовых, а также тепловых нагрузок от струй бортовых ракетных двигателей на элементы конструкции МКА для обеспечения местной прочности, оптимального размещения теплозащиты, снижения веса конструкции, а также минимизации возмущающих сил и моментов, влияющих на изменение импульса управляющей двигательной установки и, как следствие, требующих корректировки запасов топлива.[1]

В качестве устройств, обеспечивающих требуемое разрежение в камере, использовались механический, бустерный и вакуумный насосы. Механические насосы обеспечивали предварительное разрежение, бустерный позволял достичь требуемой степени разрежения, а криогенный как раз позволял в течении определенного времени поддерживать давление при поступлении в камеру струи газа из модели ракетного двигателя. Немаловажную роль в функционировании вакуумной установки выполнял криогенный насос, поэтому рассмотрим его более подробно.[1]

Криогенный насос — это механическое устройство, которое охлаждается до очень низких температур с помощью криогенных сред, таких как жидкий азот, жидкий гелий или жидкий водород. Работа насоса основана на принципе испарения, при котором криоген поглощает тепло из окружающей среды и испаряется. Этот процесс испарения позволяет насосу создавать вакуум, который может всасывать и сжимать используемый криогенный газ или жидкость. При низких температурах значительно снижается давление насыщенного пара многих веществ, что позволяет эффективно удалять их из вакуумной камеры. Далее, адсорбированные газы осаждаются на холодных поверхностях криопанелей, образуя тонкий слой твердого вещества.

Криогенные насосы отличаются высокой скоростью откачки. Кроме того, они не содержат движущихся частей, что делает их очень надежными и не требующими особого обслуживания.

Работу криогенного насоса можно разделить на два основных этапа: этап конденсации и этап испарения.

На этапе конденсации, криогенный насос охлаждается до очень низких температур с помощью криогенной среды. Процесс охлаждения приводит к конденсации сжатого газа. Внутренние компоненты насоса спроектированы так, чтобы выдерживать экстремально низкие температуры и поддерживать её стабильное распределение. Как только желаемое давление достигнуто, криогенный насос переключается на стадию испарения.

На этом этапе криогенный компонент внутри насоса поглощает тепло из окружающей среды и испаряется. Этот процесс испарения создает вакуум, который втягивает используемый сжатый газ или жидкость. Вакуум, создаваемый испарением, используется для отбора криогенного газа или жидкости из источника питания и сжатия его в камере насоса. Затем сжатый криогенный газ или жидкость доставляется в желаемое место назначения, например, в резервуар для хранения или в технологическую систему. Процесс испарения также помогает охладить используемый газ или жидкость, которая поддерживает свою температуру во время процесса сжатия (изотермический процесс).

Эффективность и производительность криогенных насосов во многом зависят от конструкции и материалов, из которых они изготовлены. Для эффективной работы, насосы должны выдерживать экстремально низкие температуры и поддерживать стабильное распределение температуры. Кроме того, криогенные насосы требуют постоянной подачи криогенной среды для поддержания эффективности охлаждения и предотвращения теплопередачи.[2]

По способу охлаждения криогенные насосы можно подразделить на следующие основные группы: насосы заливного типа, насосы испарительного типа, насосы на базе газовой холодильной машины, насосы с автономным ожигителем. Для продуктивного функционирования вакуумной установки используется насос испарительного типа.

Средством для откачки газов в спроектированном криогенном насосе является жидкий азот, и этот выбор продиктован не только строгими техническими требованиями, предъявляемыми к вакуумной установке, но и соображениями экономической целесообразности, что делает данное решение оптимальным. Для наиболее детального представления о преимуществах данного подхода, следует особо отметить ключевые характеристики жидкого азота, а именно: его относительно низкую стоимость по сравнению с другими криогенными компонентами, что существенно снижает эксплуатационные расходы; доступность транспортировки, обеспечивающую бесперебойное снабжение даже в удаленных районах; безопасность эксплуатации при соблюдении базовых мер предосторожности, минимизирующую риски для персонала; высокую теплоту испарения, позволяющую эффективно отводить тепло от откачиваемых газов и, что наиболее важно, высокую скорость откачки паров и газов, обеспечивающую требуемый уровень вакуума в системе. Как упоминалось ранее, существуют и другие типы криогенных насосов, использующие иные рабочие газы, однако они не соответствуют комплексу требований, которые были предъявлены при проектировании конкретной вакуумной установки, учитывая специфику ее задач и условий эксплуатации, делая жидкий азот безальтернативным вариантом для достижения поставленных целей. В таблице 1 приведены параметры работы установки с некоторыми другими газами,

Таблица 1. Характеристика и параметры газов

Характеристика газа	N ₂	Ne	H ₂	He
Атомный или молекулярный вес, г.	28	20,2	2,016	4
Удельный вес при 0 ⁰ C и 760 мм.рт.ст.,кг/м ³	1,25	0,8	0,09	0,179

Удельный вес жидкости при 0°С и 760 мм.рт.ст.,кг/м ³	808	1204	70	126
Температура кипения при 0°С и 760 мм.рт.ст.,кг/м ³ , К	77,4	27,17	20,4	4,2
Скрытая теплота испарения, ккал/кг	47,7	20,5	114	5,2

Перейдем к рассмотрению установки. На рисунке 1 представлен его внешний вид.

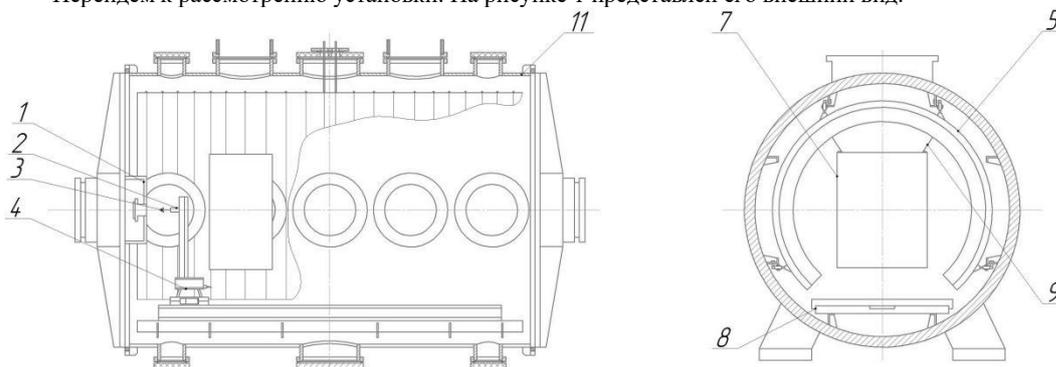


Рис.1 Компоновочная схема криогенного насоса 1-тубус; 2-двигатель; 3- модель; 4- тензосесы; 5- криопанель; 6- камера двигателя; 7- цилиндр кронасоса; 8- координатник; 9- элемент подвеса; 10- электросвеча; 11- камера;

Основные параметры криогенного насоса представлены в таблице 2.

Таблица 2. Параметры криопанелей для жидкого азота

Параметр	Значение
Скорость откачки насоса, л/сек	155
Предельное остаточное давление, мм.рт.ст.	1×10^{-2}
Скорость вращения вала насоса, об/мин	360

После детального рассмотрения элементного состава и ключевых эксплуатационных параметров криогенного насоса, обеспечивающих его эффективную работу необходимо переход к изучению не менее важной конструктивной детали, а именно криопанели, играющей важную роль в процессе откачки газов из вакуумной камеры. Для наглядного представления о ее расположении и конфигурации, на рисунке 2 представлена её схема, демонстрирующая внутреннюю поверхность вакуумной камеры, а также детально изображена поверхность криогенных панелей, предназначенных для охлаждения жидким азотом.

Рисунок позволяет оценить ее расположение относительно других элементов вакуумной камеры, и понять особенности конструкции криопанелей, обуславливающие их высокую эффективность в процессе создания и поддержания глубокого вакуума.

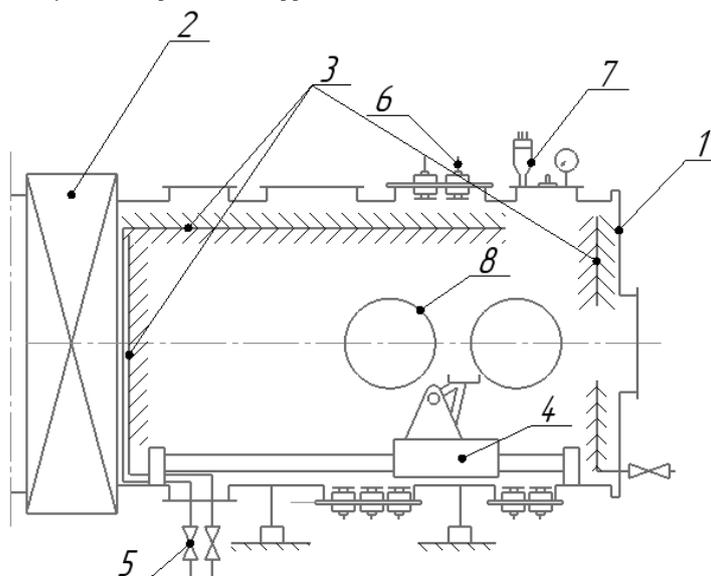


Рис.2 Внутренняя поверхность вакуумной камеры и расположение криопанелей: 1- вакуумные камеры; 2- вакуумные затворы; 3- криогенные панели; 4- координатное устройство; 5- магистрали подвода жидкого азота; 6- линия обеспечения; 7- аппаратура контроля условий; 8- иллюминаторы;

При проектировании криогенного насоса, особое внимание было уделено оптимизации конструкции криопанелей – ключевого элемента, отвечающего за откачку газов. С этой целью были проведены тщательные расчеты, учитывающие различные факторы, влияющие на эффективность адсорбции газов при криогенных температурах.

На основе этих расчетов, а также результатов опытного применения различных конфигураций криопанелей в реальных условиях эксплуатации вакуумной установки, были получены оптимальные данные, позволяющие максимально эффективно проводить эксперименты в условиях разреженной среды, имитирующих космическое пространство. Все ключевые результаты и характеристики, полученные в ходе исследований криопанелей приведены в таблице 3.

Важно отметить, что для точной оценки площади адсорбирующей поверхности криопанели, ее сложная геометрическая форма была представлена как совокупность простой геометрии – поверхности цилиндра и двух поверхностей усеченного конуса, что позволило с высокой точностью определить эффективную площадь охлаждения и, соответственно, скорость откачки насоса.[3]

Таблица 3. Параметры криопанелей для жидкого азота

Параметр	Значение
Радиус криопанели жидкого азота, см	56
Длина цилиндрической части криопанели, см	190
Длина образующей усеченного конуса, см	57,3
Радиусы окружностей усеченного конуса (R,r), см	56; 16,5
Высота конуса, см	40
Площадь цилиндра, см ²	67000
Площадь конуса, см ²	13400
Площадь поверхности криопанели для жидкого азота, см ²	93800

Детальное изучение принципа работы, элементного состава и ключевых параметров спроектированного криогенного насоса позволяет с уверенностью утверждать о его высокой эффективности и способности успешно выполнять поставленную задачу, а именно, обеспечивать стабильное и надежное функционирование вакуумной установки в целом. Этот факт делает криогенный насос не просто компонентом, а неотъемлемой частью установки, критически важной для проведения научных исследований и технологических процессов. Проведенные экспериментальные исследования в условиях разреженной среды, имитирующих космическое пространство, позволили получить ценные научные данные, причем с минимальными финансовыми затратами, что убедительно демонстрирует высокую ценность и практическую значимость проведения научных исследований с использованием вакуумной установки, оснащенной данным криогенным насосом. Собранные данные, в свою очередь, не только подтвердили расчетные характеристики насоса, но и легли в основу оптимизации режимов его работы, позволив существенно повысить производительность, снизить энергопотребление и повысить стабильность работы в различных режимах.

Криогенный насос не просто надежно и эффективно решает поставленную задачу, обеспечивая бесперебойное функционирование вакуумной установки и поддержание заданного давления даже в условиях работы модели ракетного двигателя (РД) и непрерывного поступления газа, но и открывает широкие перспективы для дальнейшего развития науки и техники. Благодаря своей способности создавать и поддерживать глубокий вакуум, криогенный насос становится эффективным инструментом в самых передовых областях, таких как исследования в области физики поверхности, где он позволяет создавать сверхчистые поверхности для изучения фундаментальных свойств материалов и в области космических исследований, где он может использоваться для моделирования условий космического вакуума и испытания космической техники, обеспечивая тем самым надежность и безопасность.

Развитие и совершенствование криогенных насосов и вакуумных технологий в целом открывает двери к новым научным открытиям и созданию принципиально новых решений в различных отраслях промышленности. Поддержка и стимулирование научных исследований с использованием вакуумных установок, оснащенных современными криогенными насосами, является ключевым фактором обеспечения прогресса в области науки и техники, и позволит российской науке занять лидирующие позиции на мировой арене.

Библиографический список

1. Алешкин Д.К., Болотова Д.Е., Назаров А.А. «Особенности старта двигателей РКН и МКА в условиях разреженной среды», сборник Второй молодежной научно-технической конференции факультета «А» Ракетно-космической техники, 2025.
2. Криогенные насосы — URL:(<https://esistem.ru>) (Дата обращения 05.02.2025)
3. Завьялов В.Х. Проектирование криогенного насоса для вакуумной установки на жидком азоте: пояснительная записка к дипломному проекту, 1970 , 164 с.
4. Брук, Каплан Проектирование криогенного насоса: расчетно-пояснительная записка к курсовому проекту, 1969 , 80 с.
5. Завьялов В.Х. Проектирование криогенного насоса для вакуумной установки на жидком гелии: пояснительная записка к дипломному проекту, 1970 , 162 с

БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ПО СХЕМЕ «УТКА»

А.С. Перцов, М.М. Лаптинская

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

В современности беспилотные летательные аппараты (далее БПЛА или беспилотник) получают всё большее распространение. Сектор их применения начинается наблюдениями за экологической ситуацией и заканчивая боевыми столкновениями на линии фронта. В любой сфере они показывают высокую эффективность и экономичность.

Отсутствие пилота позволяет значительно уменьшить габариты летательного аппарата и, следовательно, более эффективно распределять пространство и снижать массу. Также для ещё большего улучшения этих параметров стоит использовать схему «утка».

Помимо подъёмной силы и силы сопротивления воздуха каждое крыло также создаёт и момент, пытающийся опрокинуть летательный аппарат носом в землю. Для компенсации этого момента было придумано горизонтальное оперение, находящееся в традиционной схеме в хвосте. В таком случае стабилизатор создаёт прижимную силу, а не подъёмную, что уменьшает общую подъёмную силу летательного аппарата. Схема «утка» в свою очередь предполагает размещение горизонтального оперения в носу. В таком случае для компенсации момента крыла оно должно создавать подъёмную силу, благодаря чему общая подъёмная сила самолёта увеличится.

Внимание к данной схеме появилось на заре авиационной в середине XX века. Так МиГ-8 (рисунок 1) был построен именно по этой схеме в 1945 году в качестве экспериментального самолёта. За всё время полётов не было ни одной аварии или аварийной ситуации. С точки зрения аэродинамики он показал себя также хорошо.



Рисунок 1 — МиГ-8 [1]

Также большим преимуществом схемы «утка» является тот факт, что летательный аппарат практически никак не может войти в штопор. Из-за того, что горизонтальное оперение находится спереди в ламинарном потоке, при критических углах атаки срыв происходит в первую очередь на стабилизаторе. Из-за этого теряется часть подъёмной силы на носе, он начинает опускаться и тем самым срыв потока прекращается.

Такая предрасположенность к стабилизации также может быть и недостатком на больших углах атаки, которые в том числе используются при взлёте и посадке, но в современности блоки управления блокируют положения руля высоты в тех положениях, когда на стабилизаторе начнётся срыв потока, что позволяет минимизировать эту проблему. Ярким примером использования «утки» в современной авиации, требующей высокой маневренности является Су-34 (рисунок 2), Eurofighter Typhoon и китайский J-20.



Рисунок 2 — Су-34 [2]

Если рассматривать совсем современность, то можно отметить выбор схемы «утка» при проектировании новейших сверхзвуковых истребителей-перехватчиков. На скоростях, превышающих число Маха, снижение потерь на балансировку играет уже значительную роль [3].

Главным конкурентом «утки» является «бесхвостка». У данной схемы горизонтальное оперение отсутствует вовсе, а управление по тангажу происходит при помощи находящихся в конце крыла элеронов — сочетания элеронов и рулей высоты в одном. Однако зачастую в такой схеме используются дополнительные стабилизаторы без рулей высоты в носу для стабилизации самолёта. Такое используется на Т-4 (рисунок 3), например, или на Ту-144 (рисунок 4) и ХВ-70 на режиме взлёта и посадки. Гиперзвуковой беспилотный самолёт-разгонщик в проекте «Молот» также представляет собой гибрид «утки» и «бесхвостки» [4, 5].



Рисунок 3 — Т-4 [6]



Рисунок 4 — Ту-144 [7]

Как мы можем увидеть, посмотрев на современную и не только авиацию, схема «утка» действительно является актуальной и востребованной уже долгое время на разных скоростях полета. Даже в других конструкциях используют схожие с «уткой» решения для обеспечения лучших аэродинамических качеств. Однако всё это используется по большей части в экспериментальной и сверхзвуковой авиации. Что же в «дозвуке»?

К сожалению, в действительности летающих примеров крайне мало. Однако расчёты Ту-154 с добавленным несущим передним горизонтальным оперением (рисунок 5) показывают экономию топлива в 25-34%. Даже при учёте того, что расчёты были довольно грубыми, преимущество схемы «утка» безусловно [8]. В таком случае в самолёте хвостовое горизонтальное оперение не создаёт прижимной силы, а выступает исключительно в качестве руля высоты. Таким образом сочетается управляемость классической схемы и экономичность «утки».

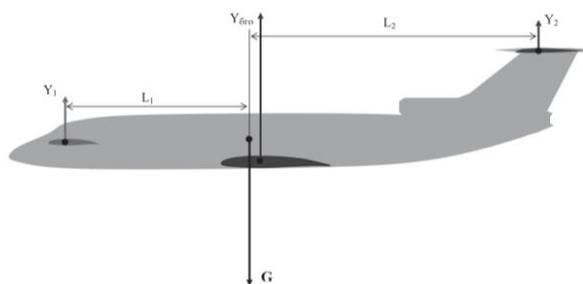


Рисунок 5 — Ту-154 с ПГО [8]

Также можно рассмотреть модель пилотажного кордового самолёта, построенную по схеме утка с крылом обратной стреловидности и цельноповоротным передним горизонтальным оперением (рисунок 6). Так как данная модель причислена к классу пилотажных, она по определению должна выполнять фигуры высшего пилотажа, в том числе квадраты и треугольники, для которых требуется очень острый и резкий поворот. В тексте патента отмечается, что из-за схемы «утка» острота этих поворотов

повысилась ещё больше, что показывает, что при грамотном проектировании можно получить очень манёвренный самолёт даже на малых скоростях полёта [9].

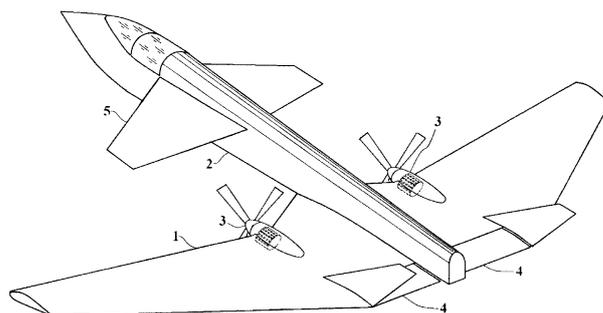


Рисунок 6 — Пилотажная кордовая модель по схеме «утка» [9]

Также стоит отметить, что при малых размерах БПЛА потери на балансировку в классической схеме являются более критическими, чем в большой авиации, что также доказывает о преимуществе схемы «утка» над классической в малогабаритных беспилотниках [10].

Также стоит заметить использование схемы «утка» в БПЛА не являющихся летательными аппаратами самолётного типа. В [11] в результате расчётов самым эффективным оказался БПЛА по схеме «утка» с винтами, создающими вертикальную тягу для вертикального взлёта, и маршевым винтом, создающим горизонтальную тягу для маршевого полёта. Такая схема показывает себя намного экономичнее аналогичных по размерам вертолётов, сохраняя присущую им гибкость применения. Следует отметить, что схема «утка» обеспечивает удобное размещение полезной нагрузки без смещения центра масс, что гарантирует эффективную эксплуатацию БПЛА при различных вариантах загрузки, включая перегонные полёты без груза.

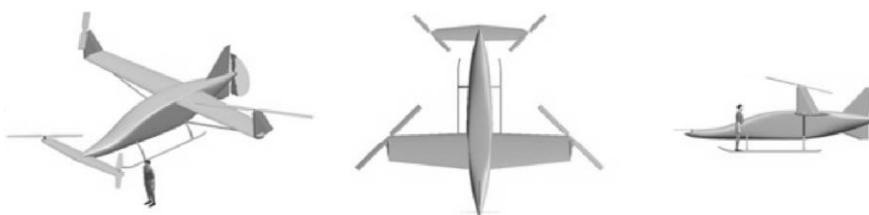


Рисунок 7 — БПЛА вертикального взлёта и посадки по схеме «утка» [11]

Также схему «утка» в области беспилотной авиации выбрали в аппарате «Буран М». Летательный аппарат представляет из себя классический беспилотник самолётного типа по схеме «утка». При схожих с уже имеющимися грузовыми БПЛА как отечественными, так и зарубежными, габаритах и взлётном весе полезная нагрузка и скорость полёта заметно возрастают. [12]



Рисунок 8 — «Буран-М» [12]

Исходя из всего вышесказанного можно сделать вывод о применимости схемы «утка» в самых различных отраслях авиации. При грамотном проектировании БПЛА недостатки схемы, которые и так во многом перекрываются преимуществами, можно свести к минимуму.

Библиографический список

1. Беляков Р.А., Мармен Ж. Самолёты МИГ 1939-1995 г.г. // АВИКО ПРЕСС. 1996. (дата обращения 28.02.2025)
2. Су-34 [Электронный ресурс] // URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D1%83-34> (дата обращения 11.03.2025)
3. Приймаченко Н.С. Проектирование летательного аппарата дальнего перехвата // StudNet. 2022. №7. (дата обращения 28.02.2025)

4. Макеич Г.С., Тюкаев М.Ю., Чибисов Я.Н. Анализ продольного траекторного движения многорежимного сверхзвукового беспилотного летательного аппарата при использовании аэродинамических схем "утка" и "бесхвостка" // Труды МАИ. 2010. №38. (дата обращения 28.02.2025)
5. Макеич Г.С., Тюкаев М.Ю., Чибисов Я.Н. Проект "Молот" гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбо-прямоточной силовой установкой // Труды МАИ. 2012. №51. (дата обращения 02.03.2025)
6. Т-4 («100») сверхзвуковой бомбардировщик-ракетоносец [Электронный ресурс] // URL: <https://testpilot.ru/russia/sukhoi/t/4/>
7. урор и фиаско: короткая история сверхзвукового Ту-144 [Электронный ресурс] // URL: <https://radiosputnik.ru/20191231/1563008739.html>
8. Шведов, В. Т. Тенденции развития аэродинамических схем самолетов: схема "утка" / В. Т. Шведов // Биржа интеллектуальной собственности. – 2009. – Т. 8, № 5. – С. 17-26. (дата обращения 02.03.2025)
9. Патент № 2702279 С1 Российская Федерация, МПК А63Н 27/04, В64С 39/12. Кордовая пилотажная модель самолета: № 2019101424: заявл. 18.01.2019; опубл. 07.10.2019 / В. С. Матвеев. (дата обращения 07.03.2025)
10. Бобков А.В., Миташова Т.А. Оценка направлений совершенствования малоразмерных беспилотных летательных аппаратов самолётного типа // «Ученые записки КнАГТУ». – 2024 (дата обращения 07.03.2025)
11. О.Е. Лукьянов, В.Х. Хоанг, В.А. Комаров, Д.В. Назаров, Е.И. Куркин, Х.Г. Куихада Пиокуинто, В.О. Чертыковцева Снижение энергетических затрат беспилотного летательного аппарата вертикального взлёта и посадки с использованием гибридных технических решений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. №1. (дата обращения: 11.03.2025)
12. Мазинанатоллий, В. Многофункциональная система мониторинга чрезвычайных ситуаций / В. Мазинанатоллий, А. Н. Ковешников // Сервис безопасности в России: опыт, проблемы, перспективы формирование культуры безопасности жизнедеятельности: приоритеты, проблемы, решения: Материалы Всероссийской научно-практической конференции. Санкт-Петербург, 26 сентября 2018 года. – Санкт-Петербург: Санкт-Петербургский университет Государственной противопожарной службы Министерства Российской Федерации по делам гражданской обороны, чрезвычайным ситуациям и ликвидации последствий стихийных бедствий, 2018. – С. 10-15. (дата обращения 11.03.2025)

УДК 681.7.013.082

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КПМ ОЭА ДЗЗ ПО ВИДЕОИНФОРМАЦИИ СНИМКА ПРЯМОУГОЛЬНОЙ МИРЫ

В.Ю. Дар, С.С. Орешечкин, А.А. Рудаков, С.В. Якубовский
ПАО «Красногорский завод им. С.А. Зверева»

Коэффициент передачи модуляции (КПМ) является важнейшим показателем для оценки качества изготавливаемых оптических и фотоэлектрических приборов. Этот показатель крайне необходим при оценке качества изображения на этапах создания, аттестации и эксплуатации оптико-электронной аппаратуры (ОЭА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [1]. Корректное вычисление его значения, реализуемое, как правило, с помощью программного обеспечения, гарантирует потребителю его соответствие заявленному значению в технических требованиях в случае их выполнения. Большинство существующих методов измерения или нахождения КПМ ОЭА ДЗЗ являются трудоемкими и несовершенными, требуют учета (устранения) большого количества факторов и использования высокоточного специализированного технологического оборудования (контроль КПМ на приборах серии ImageMaster производства Trioptics, контроль волнового фронта объектива с использованием интерферометра) [2], влияющих на итоговый результат, в связи с чем обладают значительными погрешностями и являются лишь приближенными. Наиболее распространенный среди них – метод вычисления КПМ на выходе оптической установки, в состав которой входит контролируемая аппаратура, с использованием на ее входе штриховой миры. Однако данный метод не подразумевает качественную обработку итогового снимка, которая в значительной степени оказывает влияние на результат вычисления значения КПМ, и по итогу результат оказывается неточным.

Для решения данной проблемы предложено программное обеспечение, интерфейс которого представлен на рис. 1

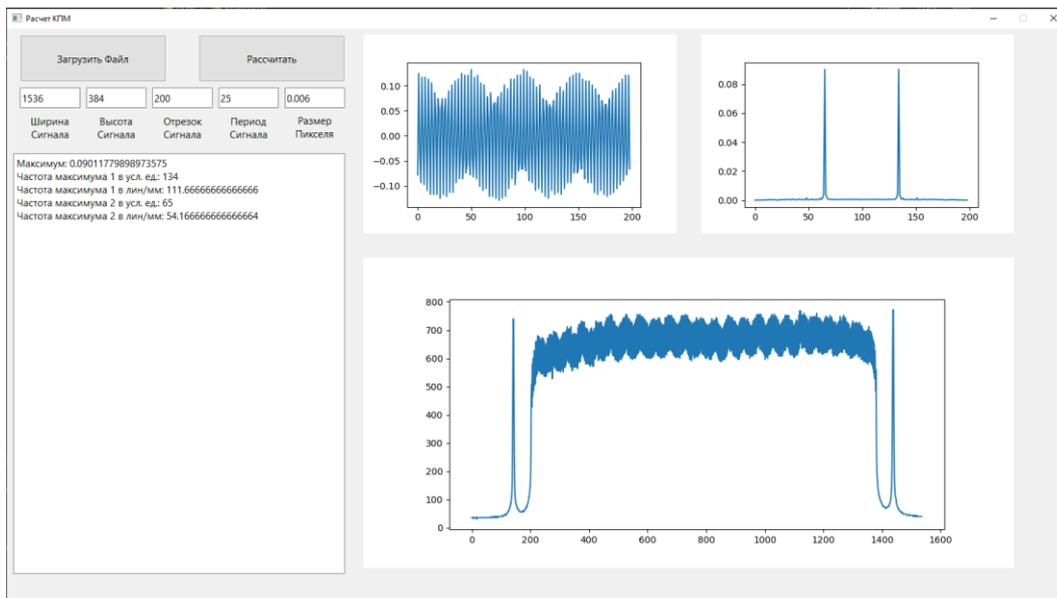


Рис. 1. Интерфейс разработанного ПО

Разработанное программное обеспечение (ПО) относится к классу прикладных и позволяет автоматизировать расчет коэффициента передачи модуляции (КПМ) ОЭА ДЗЗ по видеоинформации снимка прямоугольной штриховой миры на той требуемой пространственной частоте, которая получается на выходе изделия. Снимок прямоугольной миры, формируемый в блоке управления матрицей приемника излучения ОЭА ДЗЗ, загружается в ПО в виде цифровой видеоинформации. В ПО реализуется алгоритм, связанный с быстрым преобразованием Фурье, который позволяет сравнительно быстро и точно определить КПМ на необходимой пространственной частоте по загруженной видеоинформации, и тем самым достоверно оценить фактическое значение КПМ ОЭА ДЗЗ.

ПО было разработано на языке python, что позволяет добиться более скоростных операций над массивами данных, которые присутствуют в обработке снимков.

Данное ПО имеет задаваемые параметры, по которым можно загрузить цифровую видеоинформацию различной высоты и ширины снимка. Параметрами являются: ширина и высота снимка, отрезок от центра снимка, в котором будет выполняться алгоритм и период в отрезке (параметр который задает ширину черно-белых полос, в которых ищется максимум и минимум яркости). Выходными параметрами являются максимум функции передачи модуляции на пространственной частоте в положительной и отрицательной области преобразования Фурье. В ПО обрабатываемый снимок передается в формате bin, но без наименования.

Также программа может быть интегрирована в пакет прикладных программ «Zemax», в котором можно сравнить по симуляции выходного снимка миры расчетный КПМ по «Zemax» и рассматриваемому ПО. Также в ПО предусмотрен визуализатор видеоинформации снимка миры.

Проведем исследование для верификации и валидации алгоритма в ПО и правильности его работы.

Возьмем два снимка миры (рис. 2), прошедшие предварительную фильтрацию, это означает, что снимки без размытости и с максимальным контрастом, т.к. мы будем сравнивать данные в одной из версий с пакета прикладных программ «Zemax».

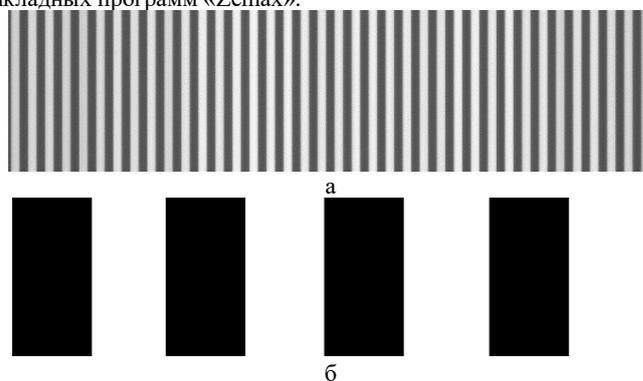


Рис. 2. Мира 1 (а), мира 2 (б)

Загрузим снимок в ПО и сравним значения КПМ с заранее известным (рис. 3 и рис. 4).

1536	384	256	25	0.006
Ширина Сигнала	Высота Сигнала	Отрезок Сигнала	Период Сигнала	Размер Пикселя

Рис. 3. Входные параметры

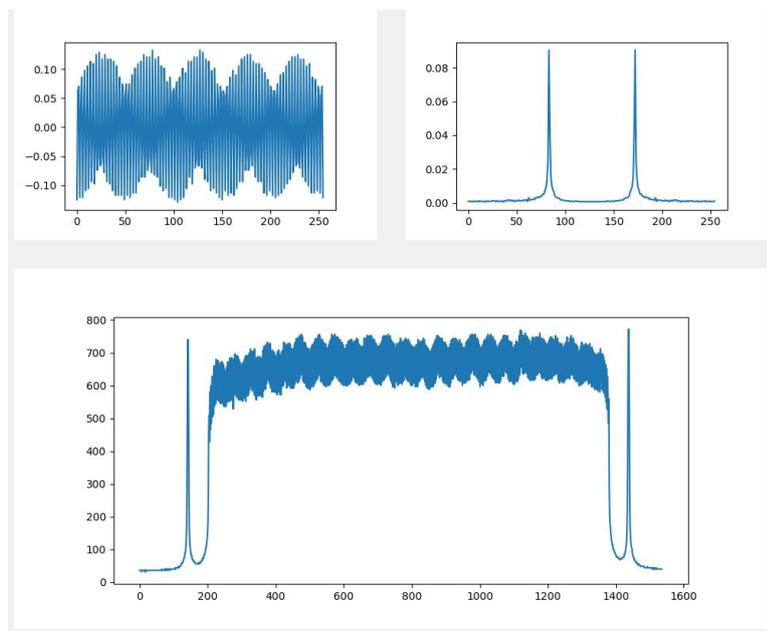


Рис. 4. Результаты

Далее загрузим тестовую мишу в ПП Zetax и ПО и сравним результаты (рис. 5 и рис. 6).

1536	384	256	25	0.006
Ширина Сигнала	Высота Сигнала	Отрезок Сигнала	Период Сигнала	Размер Пикселя

Рис. 5. Входные параметры

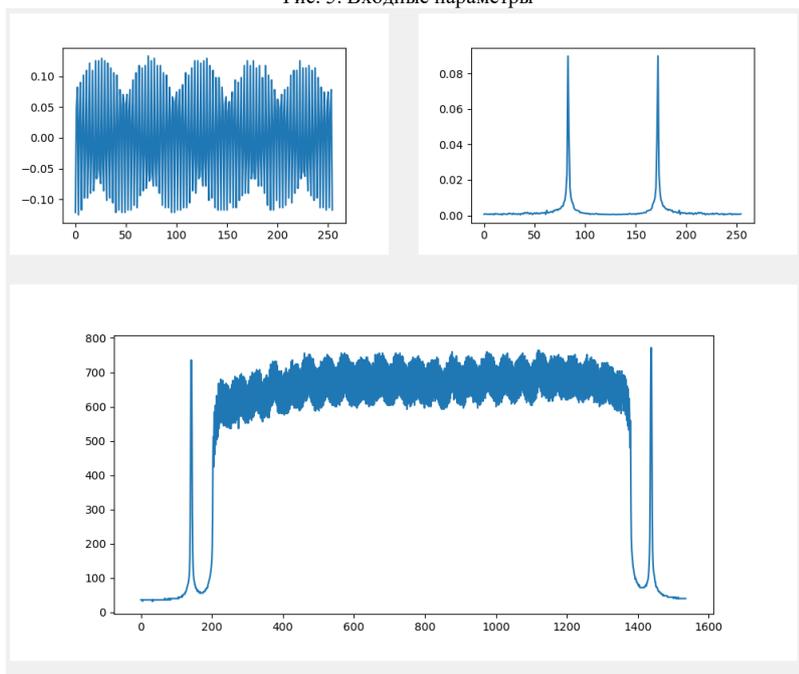


Рис. 6. Результаты

В результате выполнения работы создано программное обеспечение (ПО), которое автоматизирует расчет коэффициента передачи модуляции (КПМ) ОЭА ДЗЗ на требуемой пространственной частоте по загружаемой видеоинформации за счет заложенного алгоритма и определяет его значение с высокой точностью.

Научный руководитель – заместитель директора НТЦ по научным исследованиям и разработкам ПАО «Красногорский завод им. С.А. Зверева» С.С. Мбдель.

Библиографический список

- Афинагенов Е. И., Волосатова Т. М., Сельвесюк Н. И., Чичварин Н. В. Анализ методов и средств контроля систем дистанционного зондирования Земли // technomag.edu.ru: Наука и образование: электронное научно-техническое издание, 2012, выпуск 2, URL: <http://technomag.edu.ru/doc/322927.html> (дата обращения: 05.03.2025)

УДК 006.065.2

ОКАЗАНИЕ КОНСАЛТИНГОВЫХ УСЛУГ ПО РАЗРАБОТКЕ, ВНЕДРЕНИЮ И СОПРОВОЖДЕНИЮ СИСТЕМ МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА

С.А. Тришина

Московский авиационный институт

Организации разрабатывают, внедряют и поддерживают в рабочем состоянии системы менеджмента качества (СМК) в соответствии с требованиями, установленными в стандарте ГОСТ Р ИСО 9001-2015 (ISO 9001:2015). Применение системы менеджмента качества является стратегическим решением для организации, которое может помочь улучшить результаты ее деятельности и обеспечить прочную основу для инициатив, ориентированных на устойчивое развитие [1].

Потенциальными преимуществами для организации от внедрения СМК являются:

- способность стабильного предоставления продукции и услуг с заданным уровнем качества;
- удовлетворение требований потребителей, а также законодательных и нормативно-правовых требований;
- реализация риск-менеджмента для сокращения или исключения возможных потерь;
- направление усилий на повышение удовлетворенности потребителей и заинтересованных сторон;
- возможность продемонстрировать соответствие установленным требованиям системы менеджмента качества.

Процесс разработки и внедрения систем менеджмента качества включает в себя следующие этапы:

1. Инициация разработки СМК высшим руководством, сопровождающаяся выпуском приказа.
2. Создание рабочей группы и проведение обучения для обеспечения соответствующего уровня квалификации.
3. Определение области деятельности СМК, которая может быть меньше области деятельности организации в целом. Существует практика внедрения СМК в нескольких отделах с перспективой последующего расширения области деятельности.
4. Проведение диагностического аудита, по результатам которого выявляются слабые и сильные места в деятельности организации.
5. Идентификация управляющих, основных, вспомогательных процессов в организации. Разработка процессной модели, отражающей их взаимодействие, входы и выходы, ресурсное обеспечение и критерии результативности. На этапе идентификации процессов важным является определение их границ, для данной работы должны привлекаться владельцы смежных процессов.
6. Разработка системной документации, к которой относятся:
 - политика в области качества;
 - цели в области качества;
 - руководство в области качества. данный документ не является обязательным, однако на практике он разрабатывается в качестве путеводителя по системе;
 - документированные процедуры, описывающие процессы организации;
 - другая документированная информация, необходимая организации для осуществления своей деятельности.
7. Реализация небольшого цикла функционирования системы для ее наладки, практической отработки сотрудниками.
8. Проведение внутреннего аудита – систематического, независимого и документированного процесса установления объективного свидетельства и его объективного оценивания для получения степени соответствия критериям аудита. Под критериями понимаются установленные к деятельности требования.
9. Анализ результатов аудита. Устранение несоответствий путем проведения коррекции и корректирующих действий. Отработка возможностей для улучшения, если таковые были выявлены.
10. Проведение анализа высшим руководством на основании отчетной документации.
11. Прохождение сертификационного аудита при желании получения сертификата соответствия.

Под сопровождением систем менеджмента качества понимается реализация деятельности по поддержанию документации и записей в актуальном состоянии, консультированию сотрудников в случае возникновения затруднений или иных вопросов, проведении регулярных аудитов.

Зачастую организации, приходящие к решению о внедрении СМК, не обладают достаточными знаниями в этой области. В таком случае привлекаются консалтинговые организации. Объем работ, переданных на выполнение консалтинговым организациям, варьируется в зависимости от потребностей, финансовых и кадровых ресурсов организации. Рассмотрим возможные варианты оказания консалтинговых услуг в сфере разработки и внедрения СМК:

1. Проведение обучения для повышения уровня квалификации вовлеченного персонала. Данный вариант оптимален для организаций, имеющих в своем штате специалиста в области качества. Обучение может представлять собой индивидуальную встречу экспертов-консультантов со специалистом для

решения возникающих вопросов, а также коллективное обсуждение актуальных для представителей организации вопросов.

2. Разработка системной документации. К сожалению, на данный момент распространена практика покупки готовых пакетов документов. В таких случаях организация идет на большой риск, потому что разработчики документов используют шаблоны, которые минимально адаптируются под заказчика. Такие документы, как правило, поверхностны, не отражают реальной деятельности организации, могут содержать ошибки.

Положительным вариантом является реальная разработка документов посредством объединения усилий компании и внешних консультантов. При таком сотрудничестве консультанты делают вклад в части формирования структуры, основных элементов документа, задают направление работы. Со своей стороны, рабочая группа организации отвечает за полноту и корректность содержания документации.

3. Проведение внутреннего аудита. Зачастую при разработке системы менеджмента качества специалисты сильно погружаются в процессы, в результате чего проведение проверки сводится к работе со слабыми местами. Привлечение внешних специалистов для проведения аудита системы позволяет взглянуть со стороны: более полно оценить процессы, их суть и взаимодействие, проследить логику, сформированную стандартом. Насмотренность и экспертность консультантов повышают результативность и эффективность аудита.

Кроме того, важно учитывать влияние человеческого фактора. При взаимодействии работников организации и специалиста службы качества могут быть не соблюдены основополагающие принципы проведения аудита: беспристрастность и независимость. Также особенности личных взаимоотношений, могут оказать влияние на ход и результаты аудита. Практика показывает, что работники более ответственно относятся к проверкам, проводимым привлеченными специалистами.

4. Передача всего процесса консалтинговой организации: от этапа разработки системы менеджмента качества до сертификации. В таком случае высшее руководство организации инициирует процесс разработки и внедрения СМК, выпускает соответствующий приказ, назначает ответственных лиц и заключает договор на предоставление консалтинговых услуг.

Очевидно, что необходимым элементом также остается взаимодействие заказчика и консалтинговой организации. В рамках первой встречи происходит знакомство с организацией, обозначение плана задач, согласование сроков работ. Последующие этапы разработки СМК осуществляются в формате активного взаимодействия сторон: регулярных встреч, переписки и проведения самостоятельных работ. На седьмом этапе – функционирование системы – консультанты консалтинговой фирмы также находятся на связи и взаимодействуют в соответствии с согласованными договоренностями.

Формат проведения внутреннего аудита выбирается исходя из особенностей организации, географического расположения, предпочтений заказчика. С одной стороны, для всех участников аудит в дистанционном формате является весьма удобным. Команда аудиторов освобождена от необходимости выезжать в места расположения заказчиков. Аудитируемая организация, выступая в качестве направляющего субъекта в дистанционном аудите, получает возможность влияния на область проверки. При этом наиболее полезным является очный формат проверки, так как он схож с процедурой сертификационного аудита. Во-первых, аудит системы менеджмента, который комплексно использует все доступные источники информации и случайную выборку, обладает высокой объективностью, следовательно, его результаты будут более полезны для всех заинтересованных сторон. Во-вторых, очный аудит, проведенный корректно, этично, с целью оценки соответствия и поддержки улучшений в организации, всегда несет ценность и пользу.

По завершении внутреннего аудита осуществляются действия по работе с результатами проверки. Особенностью первых аудитов является обилие выявленных несоответствий. Зачастую это пугает организацию, ведь отрицательная оценка расценивается как плохой результат. На деле же выявление фактов невыполнения установленных требований способствует улучшению деятельности. В ходе работы с несоответствиями проводятся коррекция и корректирующие действия. Консультанты помогают организациям, начинающим знакомство со сферой систем менеджмента, разобраться в процессах работы с несоответствиями. Залогом успешной отработки является верное определение корневой причины возникшего несоответствия. Рекомендации по применению различных методов для определения причины, помощь с разработкой грамотных мер управления позволят повысить результативность и эффективность работы с несоответствиями и достигнуть нового качественного уровня системы.

На основании предоставленной отчетности высшее руководство проводит анализ системы. На данном этапе сотрудники консалтинговых организаций могут консультировать по следующим вопросам: какие области системы менеджмента стоит подвергнуть анализу, что является входами процесса анализа высшего руководства, в каком виде рекомендуется проводить анализ. Также важной частью анализа системы является разработка решений и действий, относящихся к возможностям для улучшения, любым необходимым изменениям в области СМК, потребностям в ресурсах.

В большинстве случаев организации внедряют систему менеджмента качества с перспективой подтверждения соответствия требованиям стандарта ГОСТ Р ИСО 9001-2015 посредством получения сертификата. Завершающим этапом договора на оказание консалтинговых услуг является сопровождение в ходе аудита. На данном этапе помощь консультантов выражается в трех аспектах.

Во-первых, оказание моральной поддержки. Наличие специалиста рядом придает уверенности проверяемой стороне, так как в случае растерянности или спорной ситуации консультант может тактично подсказать направление ответа.

Во-вторых, помощь в предоставлении свидетельств соответствия требованиям. Бывают случаи, когда аудиторы сложно формулируют вопрос и сотрудники организации не до конца понимают, о чем

идет речь. В такой ситуации консультант может уточнить, задать наводящий вопрос, тем самым оказать помощь в предоставлении ответа. Также во время аудита возможно возникновение спорных вопросов в области качества, решение которых требует определенного уровня квалификации.

В-третьих, во время проверки аудиторы дают комментарии относительно СМК и ее составляющих частей. Аудиторы сертификационных органов не могут предоставлять консультации проверяемой стороне, в связи с этим замечания формулируются в неявном виде. Опытные специалисты обращают внимание на наблюдения аудиторов и фиксируют их в процессе проведения проверки. Данная информация является полезной для организации и может быть использована для формирования базы знаний, улучшения системы. Проверки проводятся опытными экспертами, к мнению которых полезно прислушаться.

Сертификат соответствия действует на протяжении трех лет, в течение которых проводится сертификационный и два надзорных аудита с периодичностью не более года. Оказание консалтинговых услуг по поддержанию работы системы в промежутках между аудитами называется сопровождением. Данная деятельность включает в себя следующее:

- доработку и актуализацию документацию системы менеджмента;
- подготовку записей;
- проведение внутреннего аудита;
- проведение работ с несоответствиями;
- проведение рабочей сессии по анализу системы менеджмента со стороны высшего руководства;
- проведение инструктажа сотрудников заказчика.

При оказании своих услуг консалтинговые организации сталкиваются с рядом проблем. В первую очередь, особенности взаимодействия. Иногда заказчики ошибочно полагают, что все работы в рамках разработки системы должны инициироваться и выполняться внешними специалистами. В таком случае работы затягиваются из-за невовлеченности владельцев процессов, без которых работающую и соответствующую деятельности систему менеджмента создать невозможно. Причины могут быть разными: избыточная нагрузка ответственных лиц, наличие более важных и срочных задач, отсутствие реализации принципа лидерства. Руководству организации-заказчика следует прогнозировать нагрузку работников и выделять соответствующие ресурсы для достижения поставленной цели.

Помимо этого, многие аудиторы сертификационных органов не одобряют большую вовлеченность консультантов. В связи с этим затрудняется процесс поддержания организации в ходе прохождения аудита третьей стороны. На основании приобретенного опыта консультантам приходится выстраивать индивидуальную стратегию коммуникации с учетом особенностей конкретного эксперта. В консалтинге важно сохранять высокие стандарты этики. Скандалы или неэтичные практики могут серьезно повредить репутации.

В ряде случаев консультанты привлекаются к работе с уже внедренными системами. У каждого специалиста в области качества есть свое видение системы и подход к реализации требований. Поэтому зачастую консультанты рекомендуют изменить подход к документированию и ведению записей, основываясь на своем опыте. Стоит учитывать, что мнение специалистов полярно: одни склоняются к избыточному документированию для достижения уверенности в выполнении требований; другие – к упрощенному управлению документированной информацией в целях сокращения трудозатрат сотрудников. В таком случае отдельное внимание уделяется анализу внедренной практики и совместной разработке улучшений. Даже самые хорошие рекомендации могут не реализовываться из-за внутренних политик заказчиков или сопротивления изменениям.

База знаний консалтинговых организаций формируется из разных источников. Среди таковых можно выделить следующие: содержание обучающих программ и тренингов, лучшие мировые практики внедрения систем, наблюдения и приобретенный в течение реализации трудовой деятельности опыт. Иногда возникает конфликт знаний – ситуация, когда различные источники информации или разные подходы к пониманию одного и того же вопроса вступают в противоречие. Это не всегда негативный процесс, он может способствовать развитию и углублению понимания сложных важных вопросов. Несмотря на это все равно остаются вопросы, однозначного верного ответа на которые до сих пор не найдено.

На основании вышеописанного можно сделать вывод о том, что перед обращением за услугами консалтинга, руководству организации следует определиться с рядом ключевых моментов:

1. Сформулировать цель внедрения системы, исходя из этого степень вовлеченности в процесс разработки и внедрения, и определить объем работ, который организация сможет выполнить только с привлечением консалтинговой организации.
2. Определить необходимые ресурсы для достижения цели и обеспечить их.
3. Определить свои потребности и ожидания в отношении консультанта по системе менеджмента качества [2].

Правильный выбор консультанта по системам менеджмента можно сделать, руководствуясь стандартом ГОСТ Р ИСО 10019-2007 «Менеджмент организации. Руководство по выбору консультантов по системам менеджмента качества и использованию их услуг».

Подводя общий итог, можно выделить следующие положительные аспекты привлечения консалтинговых организаций для разработки, внедрения и сопровождения систем менеджмента качества:

1. Экспертиза и опыт. Консультанты обладают глубокими знаниями и опытом в определенных областях, что позволяет им предлагать ценные решения и стратегии.
2. Объективный взгляд. Внешние консультанты могут беспристрастно и непредвзято оценить деятельность, что помогает выявить слабые места и возможности для улучшения.

3. Знание лучших практик и методологий. Консалтинговые организации часто используют современные инструменты и методики, эффективность которых доказана на практике.

4. Гибкость. Консалтинг позволяет организациям привлекать ресурсы на временной основе, что особенно удобно для решения конкретных проектов или задач.

5. Адаптация к изменениям на рынке. Консультанты помогают организациям адаптироваться к изменениям в внешней среде, к которым относятся экономические колебания, изменения законодательства или новые тренды.

6. Повышение конкурентоспособности. Внедрение лучших практик и инновационных решений могут способствовать улучшению позиций организации на рынке.

7. Обучение и развитие сотрудников. Консультанты часто работают над внедрением новых процессов и технологий, что может включать обучение внутреннего персонала, способствуя его развитию.

8. Снижение рисков. Профессиональный подход к анализу и управлению рисками способствует снижению потерь.

Каждый из этих аспектов подчеркивает важность консалтинговых услуг в современном бизнесе, поскольку они помогают организациям достигать своих целей более эффективно и результативно.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Е.В. Борисова

Библиографический список

1. ГОСТ Р ИСО 9001-2015 Системы менеджмента качества. Требования: национальный стандарт Российской Федерации : дата введения 01.11.2015 / Федеральное агентство по техническому регулированию. – Изд. официальное. – Москва: Стандартинформ, 2015. – 32 с.

2. ГОСТ Р ИСО 10019-2007 Менеджмент организации. Руководство по выбору консультантов по системам менеджмента качества и использованию их услуг: национальный стандарт Российской Федерации : дата введения 01.06.2008 / Федеральное агентство по техническому регулированию. – Изд. официальное. – Москва: Стандартинформ, 2007. – 20 с.

УДК 629.7.036.54

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ В ПРОЕКТИРОВАНИИ СВЕРХЛЕГКИХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

В.Е. Фатина

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

Аннотация. Обычно небольшие спутники выводятся на орбиту в качестве дополнения к полезной нагрузке на ракетах-носителях (РН), предназначенных для более крупных космических аппаратов. С ростом потребности в услугах связи и навигации частные компании заинтересованы в обеспечении гибкости и доступности запусков, которую можно обеспечить с помощью сверхлегких ракет-носителей [1]. Запуск малого спутника в кратчайшие сроки в коммерческих интересах частных компаний или в военных целях не может быть осуществим при «совместном запуске» [2]. Альтернативным способом выведения малоразмерных спутников, является запуск с борта Международной Космической Станции (МКС) [1].

Для космических аппаратов важнейшими показателями целевой эффективности являются: конструктивное совершенство, которое характеризуется прямым или обратным отношением массы конструкции РН к массе топлива [9];

стоимость выведения, которая определяет экономическую эффективность использования РН время на создание, разработку и длительность предстартовой подготовки.

Снижение массы и габаритов космических аппаратов и ракет-носителей являются целенаправленной технической политикой, ориентированной на снижение стоимости и повышение доступности космических услуг для массового потребителя.

В данной работе рассматриваются перспективные технологические концепции, которые используются или могли бы использоваться в будущем при проектировании сверхлегких ракет-носителей.

1 Потребность рынка в создании ракеты-носителя сверхлегкого класса

К сверхлегким ракет-носителям (СЛРН) одни авторы относят ракеты, способные вывести на низкую околоземную орбиту (НОО) полезную нагрузку массой до 500 кг [1,3], другие до 350 кг [4,5]. Космические аппараты массой более 100 кг были названы мини-спутниками, массой от 10 до 100 кг - микроспутниками, а массой менее 10 кг – наноспутниками [6,7].

Потребность в создании СЛРН в настоящее время обусловлена стремительным ростом числа малых и сверхмалых КА. Запуск МКА совместно с большими космическими аппаратами (КА) имеет серьезные недостатки:

- сроки запуска зависят от срока запуска основного КА,
- МКА выводится на орбиту, необходимую основному КА, при этом потребности МКА в части параметров рабочей орбиты не учитываются [8].

За последние десятилетия были предложены и успешно реализованы проекты спутниковых группировок для предоставления услуг связи и навигации с размещением дорогостоящих спутников на геостационарной орбите. Миниатюризация электроники, сокращение производственных затрат и затрат

на запуск позволили разработать и развернуть новые группировки, состоящие из сотен или тысяч небольших КА, для удовлетворения растущего спроса на глобальные услуги [2, 10].

СЛРН позволяют осуществлять планирование запусков МКА для своевременного пополнения спутниковых группировок, что в свою очередь повышает надежность связи с Землей в реальном времени, получения изображений, определения местоположения и прогноза погоды. По мере того, как спрос на данные технологии продолжает расти, растет и спрос на услуги по запуску [8].

СЛРН могут использоваться в качестве экспериментальных платформ, на которых можно разрабатывать новые методы, производственные процессы, летное оборудование и программное обеспечение для последующего использования на более крупных ракетах-носителях [2,8].

В настоящий момент коммерческие перспективы СЛРН ограничены, так как «попутный» запуск на крупной РН всё ещё обходится дешевле [2].

Лидерами рынка проектирования СЛРН являются две американские компании RocketLab и Astra. Проекты RocketLab обладают высоким конструктивным совершенством за счёт использования композиционных материалов, а проекты Astra низкой стоимостью пуска за счет использования наиболее простых технологий и материалов. Успех RocketLab и Astra inc вызвал приостановку целого ряда проектов, т.к. они проигрывают или одной или другой компании. Обе компании созданы 20 лет назад и в течение не менее, чем 10 лет пользовались внушительной финансовой поддержкой государства в виде контрактов от NASA и DARPA [11-13].

Однако удовлетворение потребностей рынка МКА требует продолжения исследования и разработки в области СЛРН.

2 Перспективные решения в сфере проектирования СЛРН

Цель данной работы заключается в выявлении и анализе перспективных технологий – проектно-конструкторских решений, определяющих облик перспективных сверхлегких РН, которые позволили бы максимально улучшить, прежде всего, удельные экономические показатели РН сверхлегкого класса.

2.1 Клиновоздушные двигатели

Каждый ракетный двигатель рассчитан на определенную высоту, так называемую расчетную высоту, на этой высоте давление окружающей среды равно давлению на выходе из сопла. Конструкция сопла первой ступени любой ракеты-носителя, как правило, является компромиссной. Как известно, сопло двигателя первой ступени ракеты-носителя из-за фиксированной геометрической степени расширения большую часть времени (траектории) полета работает на нерасчетных режимах. В начале траектории, когда расчетное давление на срезе сопла меньше, чем давление окружающей среды – двигатель работает в режиме перерасширения. Когда высота полета становится равной расчетной, двигатель работает в расчетном режиме. А затем в разреженных слоях атмосферы двигатель работает в режиме недорасширения, когда давление на срезе сопла становится больше, чем давление окружающей среды [14].

Работа двигателя на нерасчетных режимах сопровождается высокими потерями. Для ракет-носителей более крупногабаритных классов потери принято считать незначительными. Для ракет-носителей сверхлегкого класса потери на перерасширение весьма существенны [15].

Одним из проектно-конструкторских решений в области СЛРН является клиновоздушный двигатель (КВРД), который позволяет сохранить эффективность работы двигателя первой ступени РН.

В 2015 США компанией Firefly Aerospace Inc. был разработан облик ракеты-носителя Alpha. Alpha – это двухступенчатая ракета-носитель, основные части (корпус и топливные баки) которой были облегчены за счет использования композитных материалов. Двигательная установка предусматривала использование жидкого метана в качестве горючего и сопла с внешним расширением Aerospoke. Конструкция КВРД обеспечивала значительный выигрыш в удельном импульсе на первых 12-15 км траектории выведения [17]. Однако, в 2018 году проект был пересмотрен, и компания отказалась от КВРД из-за существенных недостатков [8].

Несмотря на сложность конструкции, вдвое больший вес проблемы с надежностью и охлаждением и использование считается перспективным для возвращаемых СЛРН [16].

Впоследствии, использование аддитивных технологий для создания каналов охлаждения и камер сгорания для КВРД позволяет компенсировать один из основных недостатков данного типа двигателей. В 2017 году компания Amaero Engineering разработала, изготовила и испытала первый в мире КВРД, изготовленный методом аддитивного производства [26].

2.2 Двухконтурное сопло

Решить проблемы, связанные с перерасширением возможно при использовании двухконтурного сопла.

Двухконтурное сопло работает следующим образом. При старте ракеты с Земли и полете в плотных слоях атмосферы из-за излома контура сопла происходит принудительный отрыв потока газа. На рисунке 1 продемонстрированы два режима работы двухконтурного сопла (а – при наружном давлении 1 атм, б – при давлении 0.01 атм. [19].

При этом скачки уплотнения располагаются на срезе сопла и препятствуют перерасширению потока газа в высотном насадке. Благодаря задержке скачков уплотнения на срезе земного сопла и возникновению отрыва пограничного слоя от стенки сопло работает в режиме близком к расчетному. При этом высотный насадок как бы «отключается», не участвует в создании тяги и практически не имеет потерь тяги, связанных с перерасширением газа в нем [18].

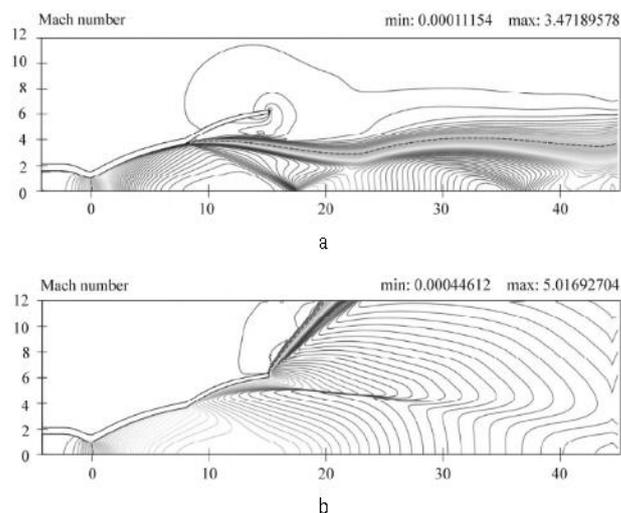


Рисунок 1 Поле чисел Маха в сопле изломом контура
 а – наружное давление 1 атм, б – наружное давление атм. [19]

Благодаря наличию излома контура в двухконтурном сопле появляется возможность существенно увеличить геометрическую степень расширения второго контура (насадка), так как излом контура будет препятствовать перерасширению газа внутри насадка и второй контур включится в работу не с Земли, а тогда, когда ракета поднимется на достаточную высоту [18].

2.3 Сверхлегкие носители, пускаемые с самолета

Запуск РН с самолета или другой платформы многоразового использования обеспечивает снижение требуемых затрат характеристической скорости ΔV для выведения КА на необходимую орбиту. Помимо этого. Во-первых, на ракету, совершающую полет в достаточно плотном воздушном пространстве, заметное влияние оказывают аэродинамические воздействия. В случае наземного запуска значительная часть топлива ракеты-носителя расходуется еще до того, как она достигает высоты старта для ракеты-носителя, запускаемой с воздуха. По мере разрежения атмосферы во время набора высоты влияние аэродинамического сопротивления на ракету уменьшается. На высоте около 10 км плотность атмосферы составляет всего 25% от плотности на уровне моря. Запуск РН на этой высоте значительно снизит потери на аэродинамическое сопротивление. Кроме того, запуск с воздуха ограничит гравитационные потери, поскольку время, необходимое для взлета, будет меньше, чем при наземном запуске. Кроме того, сокращение времени полета РН приводит к снижению потерь на управление [14].

Помимо снижения потерь, для РН воздушным запуском может быть использована более эффективная конструкция сопла из-за более низкого давления окружающей среды на высоте запуска. Конструкция сопла первой ступени любой наземной ракеты-носителя, как правило, является компромиссной из-за диапазона высот, на которых она будет работать во время подъема. Конструкция сопла первой ступени для РН с воздушным запуском требует меньших компромиссов, поскольку оно работает в меньшем диапазоне давлений [14].

Динамические нагрузки зависят от плотности атмосферы и скорости ракеты-носителя. По мере уменьшения плотности атмосферы динамические нагрузки на ракету уменьшаются, что позволяет упростить конструкцию РН и снизить её массу. Впрочем, если запуск производится на малой высоте с высокой скоростью, данное преимущество отсутствует [14].

Ещё одним преимуществом воздушного запуска является снижение акустических нагрузок по сравнению с наземным запуском [15]. Для первых ступеней ракет они, как правило, носят максимальный характер по сравнению с акустическими нагрузками на других участках траектории. Основным источником вибраций ракеты при старте обусловлен звуком, создаваемым струями двигательной установки, взаимодействующими с газоотражателем и стартовой площадкой. Этот звук имеет максимум направленности по нормали к поверхности взаимодействия и с подъемом ракеты резко падает [14].

Помимо преимуществ в эффективности, запуск с воздуха имеет и эксплуатационные преимущества. Для РН, запускаемой с воздуха, не требуется стационарная стартовая площадка. Можно использовать широкий диапазон наклонений орбиты. И, наконец, запуск с воздуха не так сильно зависит от погодных условий, в отличие от наземного, поскольку он может быть осуществлен в другом месте или при неблагоприятных погодных условиях [14], [15].

В работе [20] было проведено сравнение эффективности использования твердого и жидкого топлива для различных по массе РН. Выход на орбиту требует больших затрат для небольших РН. Это связано с тем, что для небольших РН потери на лобовое сопротивление оказывают большее влияние на суммарные затраты. Наибольшее воздействие аэродинамические силы оказывают на высоте 10-12 км. Запуск с самолета на большой высоте значительно снижает значение лобового сопротивления, что в целом уменьшает размеры РН при выборе любой топливной композиции на основе математического моделирования для различных по массе РН. В работе сделан вывод о том, что самые маленькие твердотопливные ракеты (10-100 кг) получили бы наибольшую выгоду от запуска с большой высоты, в то время как для наземных запусков может быть предпочтительнее использовать жидкое топливо, вследствие высокого значения удельного импульса.

Вышеупомянутые преимущества запуска РН с воздуха подразумевают потенциальное преимущество данного метода над наземными запусками. Однако, другой стороны, единственный действующий самолет-носитель, Pegasus XL, является одним из самых дорогих в мире транспортных средства в пересчете на €/кг полезной нагрузки. Ведь масса и габариты полезной нагрузки ракеты-носителя ограничены возможностями самолета-носителя. Таким образом, потенциал роста для РН такого типа также ограничен [14].

В марте 2002 года агентством DARPA была начата программа RASCAL (Responsive Access Small Cargo Affordable Launch). Задачей было создание системы оперативного запуска военных спутников массой от 110-180 кг. Концепция предполагала, что запуск будет осуществляться с многоразового ЛА с конструкцией на основе военных истребителей. Турбореактивные двигатели ЛА исполнены в форсированном варианте, известном с 50-х годов как MIPCC (MIPCC-Powered Vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями). Технология MIPCC прекрасно подходит для достижения высоких чисел Маха при полёте в атмосфере. Вторая и третья ступени являются одноразовыми РН. Предполагалось, что выведение верхних ступеней за пределы атмосферы снизит нагрузку на ступени, а использование многоразовой части для всех полетов в атмосфере позволяет упростить конструкцию расходоуемых ступеней и, следовательно, снизить их стоимость [21].

Для второй ступени вместо твердого топлива было выбрано гибридное. Во-первых, гибридные двигатели обладают более высокой эффективностью, чем твердотопливные, из-за более высокого удельного импульса. Во-вторых, гибридные двигатели способны отключаться при обнаружении аномалий в работе. Такая возможность отключения отсутствует в твердотопливных двигателях, которые могут представлять опасность для пилотируемой первой ступени, если вскоре после отделения произойдет катастрофический отказ. Для конечной ступени для снижения затрат было выбрано твердое топливо [21].

Проект был закрыт в феврале 2005 года из-за несоответствия прогнозируемых технико-экономических характеристик требованиям DARPA (стоимость пуска 750 тыс. долл. достигалась при темпе пусков 155 в год, что далеко от реальности) [21].

В 2012 году был начат проект ALASA (Airborne Launch Assist Space Access) по соответствующей программе агентства DARPA. Целью ALASA был оперативный запуск спутников массой 45 кг на низкую околоземную орбиту в течение 24 часов после получения команды на пуск. Двигатели на жидком топливе использовались как для первой, так и для второй ступеней. В качестве топлива для обеих ступеней используется необычная монотопливная смесь закиси азота и ацетилен, называемая NA-7 [22].

На 2016 год было запланировано двенадцать полетов аппарата. Два наземных испытания двигательной установки в 2015 году закончились взрывами, поэтому запланированные запуски были отложены в декабре 2015 года, поскольку топливо было признано слишком небезопасным для самолета-носителя с экипажем [22].

После закрытия программы ALASA агентство DARPA заключило с аэрокосмическим концерном Boeing контракт на разработку, сборку и испытания многоразового космического беспилотного летательного аппарата для запуска МКА XS-1, получившего название Phantom Express [23].

XS-1 задуман как полностью многоразовый военный космический самолет, способный выводить на орбиту спутники весом до 1.4 т. Аппарат стартует вертикально с помощью двигателя Aerojet Rocketdyne AR-22, работающего на жидком кислороде и жидком водороде. Аппарат несет дешевую одноразовую вторую ступень, которая доводит запускаемые спутники на орбиту, возвращается в атмосферу и сгорает [23].

Описанные выше сверхлегкие носители воздушного старта предназначались в основном для запусков малых КА военного назначения. Коммерческие перспективы на рынке гражданских запусков имеют перспективные сверхлегкие РН LauncherOne и Cab-3A, запускаемые с авиационных носителей [8].

Двухступенчатая РН с воздушным стартом LauncherOne создается компанией Virgin Orbit с 2007 года. На ракете установлены керосин-кислородные ЖРД собственной разработки компании [8]. В 2020 году был произведен успешный дебютный запуск LauncherOne, в период с 2021 по 2022 год было произведено несколько успешных запусков спутников CubSat на низкую околоземную орбиту [24].

Одноступенчатая твердотопливная РН Cab-3A, создаваемая американской фирмой CubeCab, предназначена для запуска исключительно наноспутников размерности от 1U до 3U [8]. Первый запуск был запланирован на 2018, но на данный момент РН все еще находится в стадии разработки

В условиях растущего спроса на услуги связи и навигации, частные компании стремятся обеспечить гибкость и доступность космических решений. Это стремление приводит к активному развитию новых технологий, таких как миниатюризация компонентов, улучшение систем управления и навигации, а также внедрение инновационных материалов, которые позволяют создавать более легкие и малогабаритные спутниковые системы. Для обеспечения гибкости планирования запуска малогабаритных КА и снижения стоимости на пусковые услуги многие частные компании в сотрудничестве с государственными структурами активно разрабатывают проекты современных сверхлегких ракет-носителей.

3 Аддитивные технологии для производства ракетных двигателей

Применение аддитивных технологий обладает существенным потенциалом для создания двигателей для СЛРН. Метод селективного лазерного сплавления и лазерного спекания позволяют:

- изготавливать сложные конструкции без использования обрабатывающих станков;

— снизить массу деталей двигателя за счёт уменьшения толщины стенок, создания ячеистых структур;

— повысить рентабельности производства малых серий и эксклюзивных моделей [26].

В 2024 компании LEAP 71, базирующаяся в Дубае, и Aconity3D – производитель оборудования для лазерной 3D-печати по металлу - сообщили об изготовлении ракетного двигателя с КВРД (Aerospike) с тягой 5 кН на промышленном 3D принтере. Двигатель Aerospike был спроектирован с помощью искусственного интеллекта. В двигателе, изготовленном из сплава меди, хрома и циркония – в качестве топлива использовались кислород и керосин. Конструкция двигателя с Aerospike представляет собой тороидальную камеру сгорания, окружающую центральный стержень. Изготовление сложных конструкций с помощью аддитивных технологий позволяет упростить производственный процесс, поскольку время на последующую сборку и обработку сводится к минимуму. В дальнейшем планируется проведение испытаний и изготовление линейки двигателей разных размеров с учётом потребностей потенциальных заказчиков [27].

В научно-исследовательской лаборатории «Беспилотные авиационно-космические транспортные системы» (НИЛ «БАКТС») БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова разработан ракетный двигатель малой тяги, работающий в паре водород-кислород или метан-кислород, с тягой 100 Н. Двигатель был изготовлен на 3D-принтере из стали 12X18H10T. Благодаря возможностям 3D-печати двигатель обладает надежной системой охлаждения [28]. Технология позволила создать сеть микроканалов в стенках камеры. Газообразное топливо перед попаданием в камеру перетекает через систему охлаждения, отводя тепло, выделившееся в процессе горения топлива. [29]

Подводя итоги рассмотрению основных перспективных направлений в области проектирования сверхлегких ракет-носителей, можно сказать, что во многих проектах отдается предпочтение в использовании двигательных установок на нетоксичных компонентах топлива (кислород и керосин) с широким диапазоном регулирования тяги с вытеснительной или электронасосной системой подачи топлива в камеры сгорания.

Также применение аддитивных технологий для изготовления сложных элементов конструкции является стремительно развивающимся направлением проектирования и производства аэрокосмической техники. Большим подспорьем для осуществления запуска сверхлегких носителей является использование авиационно-космических технологий (воздушный старт).

Перспективы использования клиновоздушных ракетных двигателей, двигателей с двухконтурными соплами, несмотря на многолетний опыт проектирования и испытаний, требуют дополнительной проработки.

Научный руководитель: к.т.н., доцент А.А. Левихин

Библиографический список

1. Micro-launchers: what is the market? Quick and flexible delivery of small payloads. February 2017 [Электронный ресурс]. URL: https://www.pwc.fr/fr/assets/files/pdf/2017/02/micro-lanceurs_dec2016.pdf (Дата обращения: 10.01.2025).
2. Felipe Motta, José Bezerra Pessoa Filho, Alison de Oliveira Moraes, "Is there a market for micro-launch vehicles?", Space Policy, Volume 70, 2024.
3. Timo Wekerle et al. Status and Trends of Smallsats and Their Launch Vehicles — An Up-to-date Review // Journal of Aerospace Technology and Management. 2017. Vol. 9. No. 3. Pp. 269- 286.
4. Kulu, Erik. Small Launchers - 2023 Industry Survey and Market Analysis, 74th International Astronautical Congress (IAC 2023), Baku, Azerbaijan, 2-6 October, 2023
5. Governale, Giuseppe & Viola, Nicole & Fernandez Villace, Victor. A trade-off methodology for micro-launchers, Aerospace Systems, 2021.
6. Mosteshar, Sa'Id.. Small satellites and their regulation. Space Policy, 2015.
7. International Academy of Astronautics (IAA), Cost Effective Earth Observation Missions, Commission IV Study Group: System Operation & Utilisation, October 2005, 162 p.
8. The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2018. Federal Aviation Administration, January 2018, Washington. 255 p.
9. Ключников В. Ю. Leap-носитель – основа системы транспортного обеспечения начального этапа индустриализации космоса // Воздушнокосмическая сфера. 2018
10. Kim, Jaewoo & Ahn, Jaemyung & Sung, Taehyun. Optimal Replenishment Strategy for Satellite Constellation with Dual Supply Modes, 2024
11. Electron. Dedicated access to space for small satellites/ [Электронный ресурс]. URL:<https://www.rocketlabusa.com/launch/electron/> (Дата обращения: 5.12.2024).
12. Gunter's Space Page - Astra Rocket [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_lau/astra.htm (Дата обращения: 6.12.2024).
13. Space Launch Report: Astra Rocket [Электронный ресурс]. URL: <https://www.spacelaunchreport.com/astra.html> (Дата обращения: 6.12.2024).
14. M.W. van Kesteren. Air Launch versus Ground Launch: a Multidisciplinary Design Optimization Study of Expendable Launch Vehicles on Cost and Performance. Master of Science Thesis, November 2013, 246 p.
15. R.Pillai, Jyothish & Narayanan, Remesh & Joseph, Jaison & Ravikumar, C. & Ashok, V. Space Access using Air-breathing TSTO Launch Vehicles, 2022.
16. Soman, Sandeep & Luy, Antonius & Suryan, Abhilash. Aerospike Nozzles for Reusable Launch Vehicles: Prospects and Possibilities, 2024
17. Булат П.В. Сверхлегкая ракета - широкодиапазонные двигатели, 2020. URL: <https://ntinews.ru/blog/publications/sverkhlegkaya-raketa-shirokodiapazonnye-dvigateli.html>
18. Génin, Chloé & Schneider, Dirk & Stark, Ralf. Dual-Bell Nozzle Design, 2021.

19. Semenov, Vasilii & Ivanov, Igor & Kryukov, Igor. Dual bell slot nozzle of a rocket engine. Perm National Research Polytechnic University Aerospace Engineering Bulletin, 2016.
20. J.C. Whitehead. "How Small Can a Launch Vehicle Be?", 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA Paper, 2005.
21. Young, David & Olds, John. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation, 2005.
22. ALASA. [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_lau/alasa.htm (Дата обращения: 01.02.2025).
23. US Military's XS-1 Space Plane Will Be Built by Boeing. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.space.com/36985-darpa-xs-1-spaceplane-boeing-phantomexpress.html> (Дата обращения: 01.02.2025).
24. Gunter's Space Page - LauncherOne. [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_lau/launcherone.htm (Дата обращения: 8.02.2025)
25. NewSpace Index - Cube-Cab Launcher. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.newspace.im/launchers/cubecab> (Дата обращения: 8.02.2025)
26. Amaero and Monash University 3D Printed Rocket Engine Passes Test Fire. [Электронный ресурс]. URL: <https://3dprintingindustry.com/news/amaero-monash-3d-printed-rocket-engine-121036/> (Дата обращения: 01.02.2025)
27. LEAP 71 and Aconity3D unveil 3D-printed aerospike rocket engine at Formnext 2024 Nov 21, 2024 URL: <https://leap71.com/2024/11/21/leap-71-and-aconity3d-unveil-3d-printed-aerospike-rocket-engine-at-formnext-2024/>
28. Мустейкис А.И., Левихин А.А., Колосенок С.В. Разработка ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах для перспективного космического аппарата// Перспективы развития двигателестроения : материалы междунар. науч.-техн. конф. им. Н. Д. Кузнецова (21–23 июня 2023 г.) : в 2 т. / Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева (Самар. ун-т) ; ред. кол. : Е. В. Шахматов, А. И. Ермаков. - Самара : Изд-во Самар. ун-та, 2023. - Т. 2. - С. 154-156.
29. В Петербурге напечатали долговечную камеру сгорания для ракетных двигателей; Энергия, он-лайн журнал об энергетике, 2025, URL: <https://e-plus.media/news/v-peterburge-napechatali-dolgovechnuyu-kameru-sgoraniya-dlya-raketnyh-dvigatелеj/>

УДК 533.6.015.74

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА НА ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Д.В. Черникова, М.А. Падалка

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

Траектории крылатых ракет (КР) отличаются большим разнообразием и зависят от назначения ракеты, типа и характеристик цели, закона управления ракетой. Поэтому универсальной модели траектории не существует. Ниже будут рассмотрены возможные траектории полета КР.

Полная система уравнений, описывающая движение КР содержит 17 уравнений: уравнения динамики движения ракеты, кинематические уравнения, уравнения вращательного и поступательного движения, уравнения угловых связей.

Однако для решения проектных задач по определению облика и траекторных параметров ракеты полная система уравнений не нужна. Это связано с тем, что в таких задачах используется не реальная траектория, которая не всегда известна, а другая - проектная. Проектной траекторией мы будем называть такую, которая в наибольшей степени определяет массогабаритные и траекторные характеристики ракеты. Поэтому система уравнений, используемая для расчета движения ракеты по проектной траектории, зависит от ее вида и характера движения ракеты.

Возможный вид траекторий полета КР в вертикальной плоскости показан на рисунке 1. Траектория вида I с высотой полета порядка нескольких километров характерна при стрельбе на большие дальности, измеряемые сотнями километров. Траектория вида II с высотой полета порядка нескольких десятков или сотен метров, а также траектория вида III с предельно малой высотой ($H = 5 \dots 15$ м) характерны при стрельбе на относительно небольшие дальности (до 100 ... 180 км). Малая высота в этих случаях является важным средством снижения вероятности сбития ракеты средствами ПВО противника, хотя и связана с ростом энергетических затрат на полет.

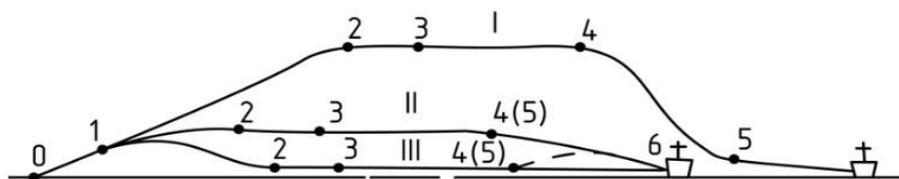


Рисунок 1 – Возможные траектории полета КР

С позиции динамики полета основные этапы полета:

– 0-1 – стартовый разгон;

- 1-2 – выход на заданную (маршевую V_M) высоту (послестартовая «горка» в случае III) с одновременным разгоном;
- 2-3 – разгон на заданной высоте;
- 3-4 – полет на заданной высоте с примерно постоянной (маршевой V_M) скоростью;
- 4-5 – программный выход на малую высоту;
- 5-6 – самонаведение на цель – полет при криволинейной траектории с относительно малой кривизной и углом наклона к горизонту.

При использовании предельно малых высот полета «горка» на траектории может быть не только в начале полета, но и в конце. Траектория полета ракеты обычно определяется теоретически путем решения системы дифференциальных уравнений движения ракеты при заданных номинальных значениях параметров ракеты и заданных внешних возмущениях.

Для оценки траекторных характеристик КР далее в качестве расчетной принимается траектория низколетающей ракеты. Будет иметься в виду, что в пределах высот $H=0\dots 500$ м плотность воздуха изменяется на 4%, поэтому параметры стандартной атмосферы можно определить при $H = 0$ независимо от маршевой высоты.

Максимальная дальность полета определяется в основном протяженностью участка маршевого полета и зависит от энергетических возможностей маршевой ДУ, аэродинамических характеристик ракеты и высоты (профиля) траектории.

Тогда в качестве расчетной траектории выбирается траектория вида II. Искривление траектории после старта при выходе на маршевую высоту, а так же на участке самонаведения мало влияет на скорость и дальность полета КР. Поэтому на расчетной траектории выделяются только режимы: прямолинейного стартового разгона (0-1), горизонтального разгона (1-3), горизонтального установившегося полета (3-6).

Для низколетающей КР максимальная дальность полета равна:

$$D_{max} = V_{cp} \cdot t_{п} \quad (1)$$

Здесь:

- $t_{п}$ – полное время полета с работающей маршевой двигательной установкой;
- V_{cp} – средняя скорость полета за время $t_{п}$.

В общем случае скорость КР по траектории изменяется, зависимость скорости ракеты от времени для заданной траектории называют профилем скоростей полета. Характерный вид профиля показан на рисунке 2.

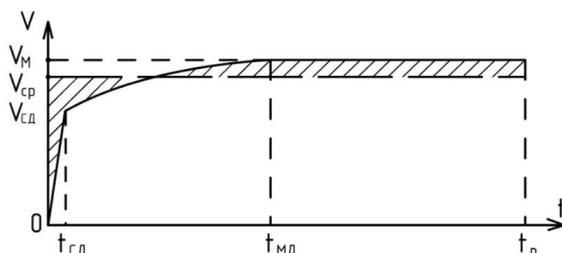


Рисунок 2 – Профиль скоростей полета

Где:

- $V_{сд}$ – скорость разгона стартовым двигателем;
- V_M – маршевая скорость полета;
- $V_{ср}$ – средняя скорость полета;
- $t_{сд}$, $t_{МД}$, $t_{п}$ – время разгона стартовым двигателем, маршевым двигателем и время полета на заданную дальность соответственно.

Если тяга $P_{МД}$ и удельная тяга $p_{удМД}$ постоянны (КР с ЖРД или РДТТ), то при заданной массе топлива $m_{тМД}$ дальность можно рассчитать по формуле:

$$D_{max} = V_{ср} \cdot \frac{m_{тМД}}{P_{МД}} \cdot p_{удМД} \quad (2)$$

Для режима горизонтального установившегося полета справедливо следующее: ракета движется с постоянной скоростью при $\cos \alpha_{гп} \approx 1$, вес ракеты G компенсирован подъемной силой $Y_{гп}$, сила лобового сопротивления $X_{гп}$ компенсирована тягой ракеты $P_{МД}$. Тогда справедливо следующее соотношение:

$$P_{МД} = X_{гп} \quad (3)$$

Вводится также коэффициент горизонтального полета $K_{гп}$, по существу это аэродинамическое качество ракеты:

$$K_{гп} = \frac{Y_{гп}}{X_{гп}} \quad (4)$$

С учетом равенства веса ракеты G подъемной силе $Y_{гп}$ выражение (3) можно представить в виде:

$$P_{\text{МД}} = \frac{G}{K_{\text{ГП}}} \quad (5)$$

Для исследования траекторных параметров вводятся также относительная сила лобового сопротивления и относительная тяга, которые определяются по формулам:

$$\overline{P_{\text{МД}}} = \frac{1}{K_{\text{ГП}}} \quad (6)$$

$$\overline{X_{\text{ГП}}} = C_{x\text{ГП}} \cdot \frac{q}{p_{0\text{кр}}} \quad (7)$$

Где:

- $C_{x\text{ГП}}$ – коэффициент лобового сопротивления в горизонтальном полете;
- q – скоростной напор;
- $p_{0\text{кр}}$ – начальная удельная нагрузка на крыло.

Коэффициент лобового сопротивления в горизонтальном полете $C_{x\text{ГП}}$ рассчитывается по формуле:

$$C_{x\text{ГП}} = C_{x0} + A \cdot C_{y\text{ГП}}^2 \quad (8)$$

Здесь:

- C_{x0} – сопротивление нулевой подъемной силы (сопротивление формы, трения, волновое);
- A – коэффициент, который зависит от геометрии крыла (например, его удлинения);
- $C_{y\text{ГП}}$ – индуктивное сопротивление.

Начальная удельная нагрузка на крыло $p_{0\text{кр}}$ рассчитывается по формуле:

$$p_{0\text{кр}} = \frac{G}{S} \quad (9)$$

Справедливо следующее соотношение:

$$\overline{P_{\text{МД}}} = \overline{X_{\text{ГП}}} \quad (10)$$

При заданной маршевой скорости $V_{\text{М}}$ и маршевой высоте полета $H_{\text{М}}$ увеличение дальности полета может достигаться следующими способами:

- увеличением относительной массы топлива МДУ за счет повышения его плотности и увеличения размеров топливного отсека;
- повышением удельной тяги МДУ путем выбора рационального типа двигателя, его параметров и топлива;
- повышением аэродинамического качества ракеты в установившемся горизонтальном полете ($\overline{P_{\text{МД}}} = \frac{1}{K_{\text{ГП}}}$), прежде всего за счет снижения коэффициента сопротивления C_{x0} путем выбора рациональных форм элементов планера.

Далее более подробно будет рассмотрен способ увеличения дальности путем повышения аэродинамического качества.

Важнейшим элементом КР является крыло, которое в основном определяет его аэродинамическое качество. Исследование этих аэродинамических характеристик крыла непосредственно связано с аэродинамическим расчетом изолированных крыльев. Аэродинамические свойства крыла при заданных условиях движения зависят от его формы в плане и вида профиля. Расчет обтекания крыла сводится главным образом к определению количественной зависимости между его аэродинамическими силами и моментами и геометрическими параметрами, характеризующими форму крыла в плане и вид профиля.

Крыло создает главную часть подъемной силы ракеты. Форма крыла выбирается так, чтобы обеспечивались:

- требуемая подъемная сила при малом лобовом сопротивлении;
 - требуемая прочность и жесткость крыла при малой массе;
 - малые габаритные размеры и возможность складывания консолей (при необходимости);
 - малое перемещение аэродинамического фокуса при переходе на сверхзвуковые режимы полета.
- Форма крыла определяется формой в плане и формой профиля.

Различают профили со скругленной передней кромкой, или дозвуковые 1 и профили с острой передней кромкой или сверхзвуковые (ромбовидный 2, дугообразный 3, «усеченный» ромб 4), изображенные на рисунке 3.

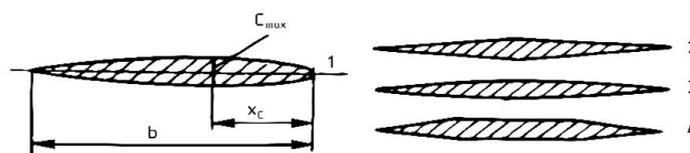


Рисунок 3 – Профили крыла с различными передними кромками
Также выделяют следующие формы профилей крыла, представленные на рисунке 4.

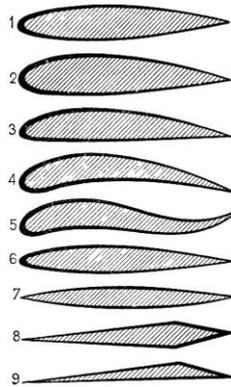


Рисунок 4 – Формы профилей крыла: 1 - симметричный; 2 - несимметричный; 3 - плосковыпуклый; 4 - двояковыпуклый; 5 - S-образный; 6 - ламинизированный; 7 - чечевицеобразный; 8 - ромбовидный; 9 - клиновидный
 Крылья по форме в плане изображены на рисунке 5 и могут быть: эллипсовидные (а), прямоугольные (б), трапециевидные (в), стреловидные (г) и треугольные (д).

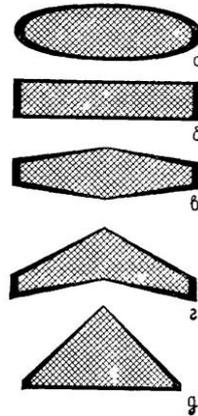


Рисунок 5 – Формы крыльев в плане

Наилучшей в аэродинамическом отношении является эллипсовидная форма, но такое крыло сложно в производстве, поэтому редко применяется. Прямоугольное крыло менее выгодно с точки зрения аэродинамики, но значительно проще в изготовлении. Трапециевидное крыло по аэродинамическим характеристикам лучше прямоугольного, но несколько сложнее в изготовлении.

Критериями выбора наилучшего аэродинамического профиля являются следующие аэродинамические характеристики:

- максимальная подъемная сила;
- максимальное аэродинамическое качество;
- максимальное значение критического угла атаки.

Аэродинамическим качеством крыла называется отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту лобового сопротивления крыла на данном угле атаки.

Для различных расчетов летных характеристик крыла особенно важно знать одновременное изменение коэффициента подъемной силы C_y и коэффициента лобового сопротивления C_x в диапазоне летных углов атаки. Для этой цели строится график зависимости коэффициента C_y от C_x , называемый полярой.

Для построения поляры для данного крыла, крыло (или его модель) продувается в аэродинамической трубе при различных углах атаки. При продувке для каждого угла атаки аэродинамическими весами измеряются величины подъемной силы и силы лобового сопротивления.

При увеличении угла атаки крыла выше критического угла атаки подъемная сила начинает резко уменьшаться ввиду явления срыва потока. Для определения критического угла атаки необходимо провести касательную к поляре, параллельную оси C_x . Точка касания и будет соответствовать значению критического угла.

Критерием выбора наилучшей аэродинамической формы крыла в плане является также аэродинамическое качество.

Таким образом, повышение дальности КР может достигаться вследствие увеличения аэродинамического качества крыла путем подбора профиля и формы крыла в плане.

Библиографический список

1. Аэродинамика: учебное пособие / А.Г. Голубев, В.Т. Калугин, А.Ю. Луценко, В.О. Москаленко, Е.Г. Столярова, А.И. Хлупнов, П.А. Чернуха; Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана – М., 2010. – 687 с.
2. Аэродинамические характеристики профиля и крыла: учебное пособие / В.А. Фролов; Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та – Самара, 2007. – 48 с.
3. Проектные модели крылатых ракет: учебное пособие / А.Л. Исаков; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2009. – 78с.
4. Теоретические основы построения крылатых управляемых ракет: учебное пособие / В.Г. Мануйленко, Е.Г. Удин; СПб: Университет ИТМО, 2020. – 201 с.

**РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОГО ЭЛЕКТРОННОГО МОДУЛЯ ДЛЯ СБОРА
ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ НА ПРИМЕРЕ МОДЕЛИ ДВУХСТУПЕНЧАТОГО
БЕСПИЛОТНОГО РАКЕТНОГО АППАРАТА**

А.О. Канашев, С.Ю. Семенов, М.В. Филипова, И.С. Шадрин

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

В последнее время все большее распространение получает такой вид технического спорта как ракетный моделизм. Внутреннее оборудование современной ракеты трудно представить без электроники. Наличие бортовой радиоэлектронной аппаратуры стало стандартом для энтузиастов, вовлеченных в процесс модельного ракетостроения. И практически весь диапазон задач различного уровня сложности, выполняемых аппаратом напрямую, зависит от возможностей электронного модуля.

При выведении ракет-носителей на определенную высоту и реализации поставленных перед ними миссий крайне важно зафиксировать все основные параметры полета. Для соблюдения критериев чемпионата электроника, установленная на борту, должна измерять высоту полета, значение кажущихся скоростей и ускорений по трем осям, а также рассчитывать горизонтальное удаление от точки старта. Зачастую проблема разработки подобного электронного наполнения решается с помощью соединения готовых заводских модулей на макетной плате. Ниже приведены характеристики используемых в рамках соревнований компонентов.

Таблица 1. Компоненты блока телеметрии

Используемые модули	Номинальное напряжение, В	Габариты, мм	Ток потребления в рабочем режиме, мА	Назначение
ESP32 DevKit	3.0 ~ 3.6	52×28×6	240	Управление устройствами, передача и обработка данных
GY-BME280	1.71 ~ 3.6	11,5×15×4	0.7	Измерение атмосферного давления
MPU6050 – GY-521	2.375 ~ 3.46	21×16×3	3.9	Измерение ускорений, угловых скоростей
GY-NEO-M8N	3.1 ~ 3.6	36×26×4	45	Определение местоположения ЛА
SIM800L GPRS GSM	3.4 ~ 4.4	25.1×23×6	200	Передача данных о местоположении
MicroSD card reader	3.3	46x24x3	70	Чтение и запись данных телеметрии
MG90S	4.8 ~ 6	32×23×12	120	Управление угловым положением

Во второй ступени ракеты-носителя располагается основной блок телеметрии, который играет ключевую роль в получении и обработке данных. Центральным элементом этой системы является микроконтроллер ESP32, который связывает между собой все используемые компоненты. Он выделяется среди аналогов благодаря двухъядерному процессору, обеспечивающему высокую производительность, встроенным протоколами передачи данных: Wi-fi, Bluetooth, а также поддержкой множества подключаемых интерфейсов. Датчик BME280 предназначен для измерения атмосферного давления, температуры и влажности. Диапазон измерений датчика, производства BOSCH для давления – от 300 гПа до 1100 гПа с точностью измерения 1 гПа, для относительной влажности – от 0% до 100% с погрешностью 3%, и для температуры – от -40°C до +85°C в пределах 1°C [1]. Для отслеживания динамических параметров движения ракеты применяется шестиосевой инерциальный модуль MPU6050, который объединяет в одном корпусе трехосевой гироскоп и трехосевой акселерометр, фиксирующие соответственно угловую скорость вращения вокруг оси и ускорение вдоль оси. На основе полученных данных уже можно вычислить горизонтальное удаление от точки старта путем двойного интегрирования, однако данный метод имеет недостаток в накоплении ошибки ускорений, полученных с акселерометра, и значение может отклоняться от истинного в довольно широком диапазоне. Для более точного определения местоположения ракеты-носителя, его отделяемых частей целесообразно использовать внешний навигационный модуль, который способен поддерживать сигналы большинства спутниковых систем мира: GPS, ГЛОНАСС, Galileo, BeiDou. Модель NEO-m8n,

в отличие от прошлого популярного поколения бп, значительно расширяет список поддерживаемых навигационных систем, с увеличенной частотой обновления до 10 Гц, точностью 1-2.5 метров.

Для горячего отделения ступеней используется дополнительный электронный модуль, располагающийся в первой ступени. Ключевым компонентом для определения момента отделения является ускорение, которое будет измеряться ранее упомянутым акселерометром и гироскопом. Управляющая плата подает разрешающий сигнал на транзистор, связанный с батареей на 9В для поджига воспламенителя. Все ступени ракеты-носителя являются многоразовыми, поэтому для первой ступени также обязательно наличие отслеживающих устройств для поиска приземлившейся модели. Для трансляции данных о местоположении можно использовать беспроводную технологию передачи данных на большие расстояния при низком энергопотреблении - Lora. При помощи внешней антенны с разъемом SMA и усилением 5 дБи можно передать информацию на большое расстояние на открытой местности.

Поддержание связи является ключевым элементом функционирования электронных устройств, обеспечивая надежный обмен сведениями между компонентами системы. Для приемной станции на момент пуска будет важно получать полную информацию о состоянии первой ступени. При использовании двигателей меньшей тяги технологию Lora можно применить как основной источник получения данных, но с увеличением расстояния от приемной станции необходимо увеличивать усиление антенн, поэтому на второй ступени предусмотрен GSM модуль SIM8001 для передачи местоположения ракеты-носителя на стадии падения средствами отправки текстовых сообщений SMS. Данные, которые обрабатываются датчиками, на всем протяжении полета непрерывно записываются на съемный накопитель MicroSD. Это позволяет провести детальный анализ после завершения миссии, что особенно важно для оценки полетных характеристик и корректировки дальнейших запусков. Передача информации на второй ступени к приемнику осуществляется без использования дополнительных модулей, с помощью встроенного в главный микроконтроллер протокола беспроводной связи без необходимости в маршрутизаторе или точке доступа Wi-fi - ESP-NOW, что упрощает конструкцию системы и повышает ее надежность.

На рис. 1 представлена принципиальная схема подключения бортовой электроники, установленной на первой ступени ракеты-носителя. В дополнение к уже упомянутым компонентам были интегрированы элементы системы безопасности, предназначенные для предотвращения нештатного срабатывания двигателя второй ступени. Использование системы кнопка-светодиод позволяет проводить визуальный контроль работоспособности платы и ее готовности к запуску на месте перед стартом. При подключении электроники к источнику питания и преобразовании напряжения, соответствующего требованиям ведущего микроконтроллера необходимо вывести плату из состояния низкого энергопотребления и разрешить подачу низкого сигнала на полевой транзистор к воспламенителю. Получение разрешения на подачу сигнала осуществляется посредством предохранительной чеки, которая также снабжена светодиодом.

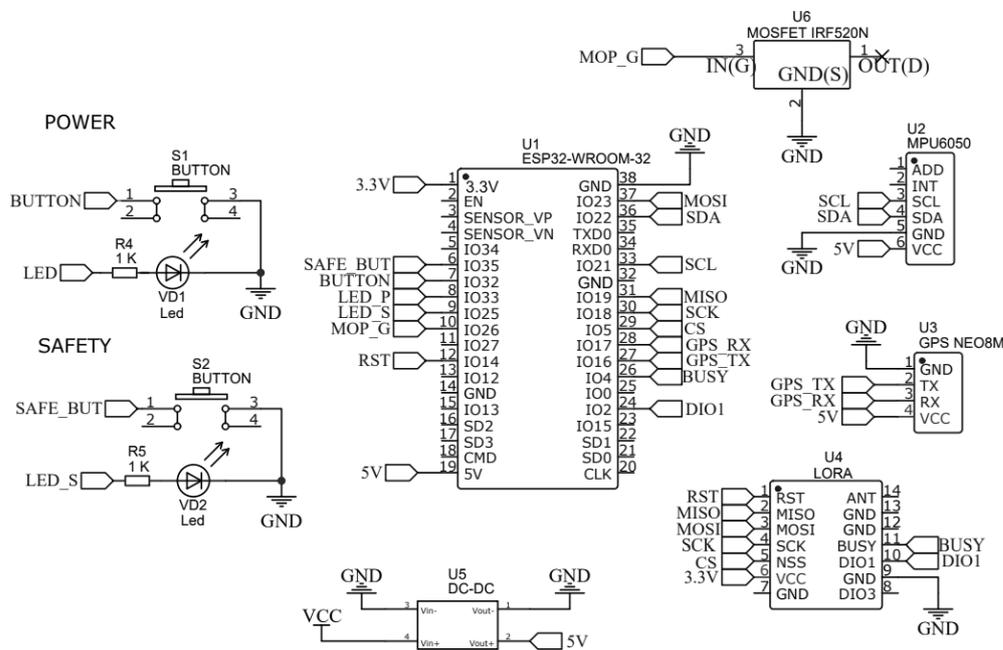


Рис. 1. Принципиальная схема первой ступени модели ракеты-носителя

Для электронного модуля второй ступени, принципиальная схема которого изображена на рис. 2, используется два линейных преобразователя напряжения – для обеспечения стабильного питания главного микроконтроллера и модуля связи SIM8001, которому для работы в оптимальном режиме требуется 4 В, – и одна кнопка для переключения платы в рабочий режим.

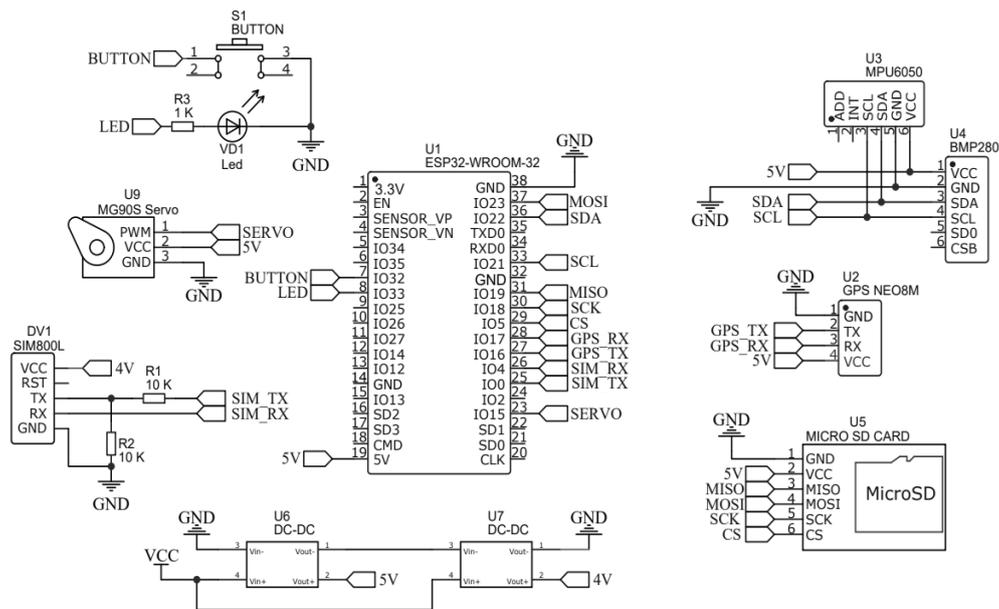


Рис. 2. Принципиальная схема второй ступени модели ракеты-носителя.

Передача данных и управление устройствами осуществляется с помощью 4 основных интерфейсов: I2C, SPI, UART, ШИМ(PWM).

Протокол последовательной периферийной связи (SPI) осуществляет передачу данных между компонентами посредством четырех сигнальных линий, обладает высокой скоростью, не имеет адресации, но требует большего количества проводных соединений по сравнению с другими интерфейсами. Однако важно отметить, что в их число не входят линии заземления и питания. Активные сигнальные линии:

- CS (Линия Chip Select) - сигнал выбора устройства,
- MOSI (Master Out Slave In) – линия, по которой микроконтроллер отправляет данные периферийному устройству,
- SCLK (Serial Clock) – тактовый сигнал, который задает ритм для передачи данных,
- MISO (Master In, Slave Out) – линия, по которой периферийное устройство отправляет данные микроконтроллеру;

Для быстрой и надежной связи между устройствами используется протокол синхронной связи I²C, в котором обмен данными происходит по общему сигналу от ведущего устройства.

- SDA (Serial Data Line) – линия передачи данных,
- SCL (Serial Clock Line) – линия, обеспечивающая передачу тактового сигнала;

Данный протокол применяет специальную адресацию для осуществления взаимодействия между устройствами и позволяет связать большее число компонентов с меньшими затратами по линиям подключения.

Интерфейс универсального асинхронного приемопередатчика (UART) схож с I2C и SPI. Эти интерфейсы поддерживают максимальную скорость передачи данных около 5 Мбит/с. Устройствам не нужно передавать тактовый сигнал, все происходит асинхронно [2]. Данный протокол поддерживается двумя используемыми устройствами: GPS NEO-8M и SIM800L с подключением двух линий: RX, TX.

Широтно-импульсная модуляция (ШИМ) используется для трансляции цифрового сигнала аналоговому устройству, например, сервоприводу.

Электропитание системы обеспечивается двумя полимерными литий-ионными аккумуляторами с емкостями 1800 мАч и 1200 мАч соответственно, что позволяет поддерживать непрерывную работу устройства на протяжении 3 часов.

Испытания модели проходят в реальных полевых условиях, исходя из этого очевидно, что в районах с нестабильным уровнем сигнала могут наблюдаться проблемы с подключением к сети 2G и пересылкой SMS сообщений. В то время как отслеживание местоположения, напротив, плохо работает в закрытых помещениях. Для избежания потери связи с ракетой-носителем рекомендуется внедрить дополнительные антенны с разъемом SMA и с усилением от 5 дБи. Используемый акселерометр и гироскоп MPU6050 способен накапливать ошибку и требует дополнительных калибровок для предотвращения этого, путем использования алгоритмов Калмана или замены на аналоги: MPU9250, BMI160.

Разработанный универсальный электронный модуль может использоваться для запуска или тестирования моделей летательных аппаратов, поскольку он обеспечивает передачу основных параметров полета и отвечает за выполнение логической функции спасения путем перемещения механической качалки сервопривода. Этот модуль обладает высокой адаптируемостью и может быть легко интегрирован в другие типы беспилотных аппаратов, что делает его универсальным инструментом для эффективного сбора телеметрии.



Рис. 3. Пример компоновки электронного модуля 80x64мм в головном обтекателе второй ступени.

Научный руководитель – аспирант кафедры И9, ассистент кафедры О7 В. Е. Иванов

Библиографический список

1. BME280 Combined humidity and pressure sensor. [Электронный ресурс]; URL: <https://www.boschsensortec.com/media/boschsensortec/downloads/datasheets/bst-bme280-ds002.pdf> (дата обращения: 06.03.2025).
2. 3. Петерсон. UART против SPI против I2C: Руководство по трассировке и размещению [Электронный ресурс]; URL: <https://resources.altium.com/ru/p/i2c-vs-spi-vs-uart-how-layout-these-common-buses> (дата обращения: 06.03.2025).

УДК 621.515.5

ОЦЕНКА СТОИМОСТИ МОДИФИКАЦИИ КОМПРЕССОРА С ЦЕЛЬЮ ПРИМЕНЕНИЯ В КАЧЕСТВЕ УЗЛА ПНЕВМОТОРМОЗА

Ю.Д. Новикова, С.Е. Петров

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва

Каждый газотурбинный двигатель (ГТД) в процессе своего жизненного цикла многократно проходит испытания. Они направлены на определение реальных параметров двигателя, выявления дефектов, проверки работоспособности двигателя после сборки или ремонта и т. п. Проблемой испытаний двигателей непрямой реакции (турбовинтовых, вертолетных и промышленных) является утилизация производимой мощности. Двигатель производит большое количество механической энергии, которую необходимо поглотить, при этом достаточно точно измерить ее количество (для оценки параметров двигателя). Обычно для этой цели применяются различные тормозные устройства (электрические или гидравлические). Однако, когда мощность измеряется десятками МВт, то их использование затруднено. Альтернативным решением служит использование пневматических тормозных устройств. Фактически это компрессор ГТД, который вращается выходным валом испытуемого двигателя. Вырабатываемая двигателем энергия превращается в сжатый воздух, который выбрасывается в атмосферу без ущерба для окружающей среды. Такое решение видится перспективным также из-за того, что для пневмотормозного устройства можно использовать материальную часть существующего компрессора, что позволит снизить затраты на его создание.

Тормозное устройство является одним из наиболее ресурсоёмких элементов стенда для испытания газотурбинных двигателей (ГТД) с точки зрения финансовых и временных затрат на создание. Использование геометрии готовых многоступенчатых осевых компрессоров (МОК) с применением деталей, отработавших лётный ресурс на авиационных ГТД, для создания пневматических тормозов (ПТ) позволит значительно удешевить процесс испытаний.

Для ориентировочной оценки затрат на разработку, модификацию и производство возможно использование модели затрат авиастроительных предприятий, приведенной в работах [1, 2]. Согласно данной модели, суммарные затраты на разработку и производство авиационной техники вычисляются по формуле:

$$TC = C_{\text{ниокр}} + C_{\text{ТПП}} + C_{\text{произв}}, \quad (1)$$

где TC – общие издержки или общие затраты;

$C_{\text{ниокр}}$ – затраты на научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (в том числе на фундаментальные научно-исследовательские работы) (НИОКР);

$C_{\text{ТПП}}$ – затраты на технологическую подготовку производства (ТПП);

$C_{\text{произв}}$ – затраты на производство.

Эта модель была использована для сравнения затрат на создание пневматического тормозного устройства, включающего полный цикл разработки (ПЦР) нового МОК (2) для пневматического тормоза, и затрат на создание МОК для пневмотормоза на базе готовых элементов конструкции (3):

$$TC_{\text{ПЦР}} = C_{\text{НИОКР ПЦР}} + C_{\text{ТПП ПЦР}} + C_{\text{произв ПЦР}}; \quad (2)$$

$$TC = C_{\text{НИОКР БМОК}} + C_{\text{ТПП БМОК}} + C_{\text{произв БМОК}} + C_{\text{НИОКР МД}} + C_{\text{ТПП МД}} + C_{\text{произв МД}} \quad (3)$$

где $C_{\text{НИОКР ПЦР}}$ – затраты на НИОКР по созданию нового МОК для пневмотормоза, включающие полный цикл его разработки;

$C_{\text{ТПП ПЦР}}$ – затраты на ТПП нового МОК для пневмотормоза;

$C_{\text{произв ПЦР}}$ – затраты на производство нового МОК для пневмотормоза;

$C_{\text{НИОКР БМОК}}$ – затраты на НИОКР по созданию базового МОК для пневмотормоза;

$C_{\text{ТПП БМОК}}$ – затраты на ТПП базового МОК для пневмотормоза;

$C_{\text{произв БМОК}}$ – затраты на производство базового МОК для пневмотормоза;

$C_{\text{НИОКР МД}}$ – затраты на НИОКР по созданию модифицированных деталей компрессора для пневмотормоза на основе базового МОК;

$C_{\text{ТПП МД}}$ – затраты на ТПП модифицированных деталей компрессора для пневмотормоза на основе базового МОК;

$C_{\text{произв МД}}$ – затраты на производство модифицированных деталей компрессора для пневмотормоза на основе базового МОК.

Слагаемые $C_{\text{НИОКР БМОК}}$ и $C_{\text{ТПП БМОК}}$ в выражении (3) будут равны нулю в связи с тем, что создание пневмотормоза выполняется на базе готовых элементов конструкций МОК, имеющего налаженный и полностью доведённый процесс производства.

Стоимость производства $C_{\text{произв}}$ включает в себя, прежде всего, материальные затраты (на закупку сырья, комплектующих изделий и производственных услуг) $C_{\text{мат}}$ и затраты на оплату труда $C_{\text{тр}}$ [2]:

$$C_{\text{произв}} = C_{\text{мат}} + C_{\text{тр}}. \quad (4)$$

При использовании данной модели было принято допущение, что создание тормозного устройства на предприятии – это опытное производство с высоким уровнем преемственности при проведении НИОКР, выполнения ТПП и процессов непосредственного производства. В связи с этим затраты на производство нового МОК для пневмотормоза приблизительно равны сумме затрат на производство базового МОК и затрат на производство его модифицированных деталей:

$$C_{\text{произв ПЦР}} = C_{\text{произв БМОК}} + C_{\text{произв МД}} \quad (5)$$

Однако в случае использования при сборке базового МОК деталей, отработавших свой летный ресурс, выражение (5) примет вид:

$$C_{\text{произв ПЦР}} > C_{\text{произв БМОК}} + C_{\text{произв МД}} \quad (6)$$

Содержание и объём работ по ТПП зависят от конструктивных и технологических особенностей изделий и типа производства. Чем больше деталей и сборочных единиц входит в изделие, тем больше число операций и, соответственно, технологических процессов их выполнения, число единиц технологической оснастки и технологических документов [3, 4, 5]. В связи с этим затраты на ТПП нового МОК будут больше затрат на ТПП модифицированных деталей базового МОК:

$$C_{\text{ТПП ПЦР}} > C_{\text{ТПП МД}}. \quad (7)$$

Авиационную промышленность принято относить к наукоемким отраслям, поскольку при создании авиатехники относительно высока доля затрат на НИОКР [2]. При выполнении НИОКР необходимо контролировать экономическую обоснованность затрат, включаемых в цену выполняемых работ. Методики расчёта стоимости НИОКР должны предусматривать экспертизу соответствия затрат рыночному уровню цен на соответствующие или аналогичные работы, материалы, сырье, необходимые комплектующие, а также уровень оплаты труда исполнителей [6]. В связи с этим для определения ориентировочных затрат на НИОКР была использована методика определения начальной (максимальной) цены государственных контрактов на выполнение научно-исследовательских, опытно-конструкторских и технологических работ, утвержденная приказом Минпромторга России от 16 июля 2009 года № 653 [7].

Для расчёта ориентировочных затрат на НИОКР на модификацию МОК с помощью численного моделирования методом аналогов была сформирована выборка из трех контрактов. Для обоснования включения в состав выборки контрактов-аналогов было определено три параметра сравнения:

- выполнение инженерного анализа численными методами;
- объектом исследования является рабочий процесс лопаточной машины;
- цель исследования - совершенствование существующей конструкции лопаточной машины.

В связи с тем, что дата заключения контрактов-аналогов приходится на период времени, превышающий 6 месяцев с момента формирования определяемой ориентировочной цены, цены контрактов-аналогов были скорректированы с учётом индексов потребительских цен, рассчитываемых Федеральной службой государственной статистики (Росстата) [8].

В результате использования методики определения начальной (максимальной) цены государственных контрактов на выполнение НИОКР были определены ориентировочные затраты на НИОКР при создании нового МОК, включающие полный цикл его разработки, которые составили 30 259 тыс. руб. Аналогичным способом были определены затраты на НИОКР при модификации базового МОК, являющегося прототипом для создания пневмотормоза, которые оказались равны 5 416 тыс. руб. Таким образом предварительные экономические расчеты показали, что примененные предлагаемого подхода позволит сократить затраты на НИОКР по разработке пневмотормоза в 5.6 раза. Следовательно, можно сделать вывод, что создание пневмотормоза на базе готовых элементов конструкции базового компрессора с применением деталей, отработавших летный ресурс на авиационных двигателях, более выгодно.

Библиографический список

1. Григорьев, В.А. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: учебное пособие / В.А. Григорьев, А.В. Ждановский, В.С. Кузьмичев, И.В. Осипов, Б.А. Пономарев. - 2-е изд., испр. и доп. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. - 202 с.
2. Ключков, В.В. Управление инновационным развитием гражданского авиастроения: монография / В.В.Ключков. – М.: ГОУ ВПО МГУЛ, 2009. – 282 с.
3. Голубецкая, Н.П. Производственный менеджмент: учебное пособие / Н.П. Голубецкая, Т.В. Чиркова, Е.В. Пономарева. — СанктПетербург: ИЭО СПбУТУиЭ, 2010. — 176 с.
4. ГОСТ 14.004–83 Технологическая подготовка производства. Термины и определения основных понятий. - М.: Стандартинформ, 2008. - 8 с.
5. ГОСТ 14.201–83 Обеспечение технологичности конструкции изделий. - М.: Стандартинформ, 2009. - 9 с.
6. Калюшина, М. Н. Основные подходы к определению стоимости научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в аэрокосмической отрасли / М. Н. Калюшина, О. В. Ермакова // Труды МАИ. - 2014. - № 20 (76).
7. Приказ Минпромторга РФ от 16.07.2009 № 653 «Об утверждении Методики определения начальной (максимальной) цены государственных контрактов на выполнение научно-исследовательских, опытно-конструкторских и технологических работ» (В ред. Приказа Минпромторга РФ от 10.09.2010 № 787). - Министерство промышленности и торговли РФ. - 2010.
8. Витрина статистических данных [Электронный ресурс]. - URL: <https://showdata.gks.ru/finder/> (дата обращения: 25.08.2024).

УДК 629.78.015

ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КАБЕЛЕЙ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ КОРРЕКЦИИ МЕТОДОМ НЕПОСРЕДСТВЕННОГО ОПЛЕТЕНИЯ

Т. С. Бондаренко¹, Н. В. Луконин¹, Е. А. Шангина^{1,2,3}, Е. В. Шестова¹

¹ АО «Информационные спутниковые системы им. академика М. Ф. Решетнёва»,

² Сибирский государственный университет науки и технологий им. академика М. Ф. Решетнёва,

³ Сибирский федеральный университет, г. Красноярск

Бортовая кабельная сеть (БКС) космического аппарата (КА) представляет собой совокупность кабелей, предназначенных для электрического объединения приборов, агрегатов и узлов внутри каждой из бортовых систем КА, а также для электрического объединения между собой всех бортовых систем и их информационного обмена, обеспечивающую выполнение поставленных задач на целевой орбите КА с удовлетворением требований по электромагнитной совместимости [6]. Двигатели коррекции (ДК) соединены БКС с системой преобразования и управления, обеспечивающей электропитание и управление ДК, которая подвержена влиянию тяжелых условий эксплуатации в космическом пространстве: воздействию электромагнитных помех, радиации, солнечному электромагнитному излучению, метеорной материи, контакту с космической средой, твердым частицам искусственного происхождения и другим факторам.

Данные условия необходимо учитывать при производстве кабелей для всех КА.

Кабель – это электрическое устройство, изготовленное любым способом (набранное из проводов или кабелей), имеющее на концах устройство для подключения к приборам [1-2].

Существует ряд требований к разработке кабелей БКС.

С учетом заданных требований и выбору оптимальных конструктивно-технологических решений (КТР), проведена отработка новых технологий, применяемых при изготовлении БКС [3].

Цель работы заключается в отработке технологии изготовления кабелей двигателей коррекции (КДК) методом непосредственного оплетения.

Технология изготовления КДК методом непосредственного оплетения включает:

- изготовление кабельного жгута (раскладка);
- монтаж соединителей;
- намотку проволоки на шпули;
- оплетение кабельного жгута;
- испытания;
- упаковывание.

Оплетение – это формирование экрана из проволок, мононити или мишуры на шнуроплетельной машине поверх скелета кабельного жгута [4].

В процессе отработки технологии непосредственного оплетения КДК создано специализированное рабочее место, была выполнена раскладка проводов на шаблоне, имитирующем монтажные зоны, узлы крепления и подключения КДК к ДК и БКС, электрический монтаж проводов в соединители, намотка проволоки на шпули, оплетение кабельного жгута, испытания.

Для отработки технологии изготовления КДК методом непосредственного оплетения была разработана технология намотки материала на шпулю, выполнен подбор режимов намотки проволоки, отработано упаковывание и хранение шпуль.



Рис.1 Упаковка шпуль

Оплетение кабелей выполнялось с применением шнуроплетельных машин (ШПМ), см. рис. 2 [5].



Рис.2 ШПМ RMA -48-1(90) SH

Для получения плотности оплетения КДК 80 % - 90 % с целью обеспечения эффективности экранирования с использованием методики расчета поверхностной плотности плетёнок были проведены расчеты режимов намотки ШПМ по формулам:

$$B = G^*(2 - G_0); \quad G = \frac{G_0}{\cos \alpha}; \quad G_0 = \frac{mnd}{2\pi D_m}; \quad 1)$$

$$\alpha = \arctg\left(\frac{\pi D_m}{s}\right); \quad D_m = D + 2,5d$$

где:

B – поверхностная плотность плетенки, %;

G – коэффициент заполнения;

α – угол плетения;

G₀ – минимальный коэффициент заполнения без учета угла плетения;

D_m – средний диаметр плетенки, мм;

D – номинальный внутренний диаметр плетенки, мм;

d – номинальный диаметр проволоки, мм;

m – количество прядей в плетенки, шт;

n – количество проволок в пряди, шт;

s – длина шага плетения, мм;

В результате отработки технологии изготовления КДК методом непосредственного оплетения были рассчитаны параметры намотки для каждого типа ШПМ, получены положительные результаты оплетения проволокой медно-ниобиевой посеребренной МНБСр диаметром 0,05 мм и 0,1 мм и нитью мишурной МТЭ-МЛ диаметром 0,07 мм, изготовлены образцы КДК методом непосредственного оплетения (см. рис. 3, 4 соответственно).



Рис.3 Кабель X1.



Рис.4 Кабель X2.

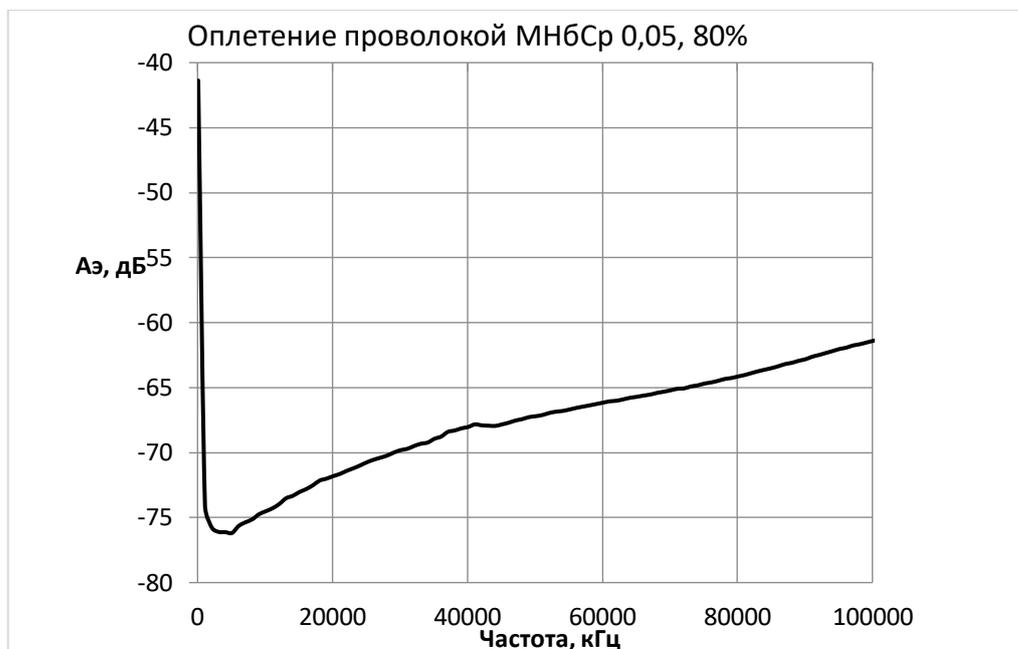
Отработочным образцам КДК, выполненных с применением технологии непосредственного оплетения для определения эффективности экранирования проведены испытания экранирующих свойств оплеток (экранов) при воздействии электромагнитных помех с помощью малой триаксиальной линии (МТЛ) триаксиальной измерительной системой (ТИС). Действие экрана характеризуется коэффициентом экранирования. Коэффициент экранирования представляет собой отношение напряженности электрического E_i или магнитного H_i полей помех в какой-либо точке экранированного пространства к напряженности поля E_a или H_a в той же точке при отсутствии экрана. Эффективность экранирования определяется формулой:

$$A_э = 20 \log \left(\frac{U_{и1} + U_{и2}}{2} \times 10^{-6} \right), \text{ [дБ]} \quad 2)$$

где U_{и1} – измеренное значение напряжения на КДК, полученное при первом измерении, U_{и2} – измеренное значение напряжения на КДК, полученное при втором измерении.

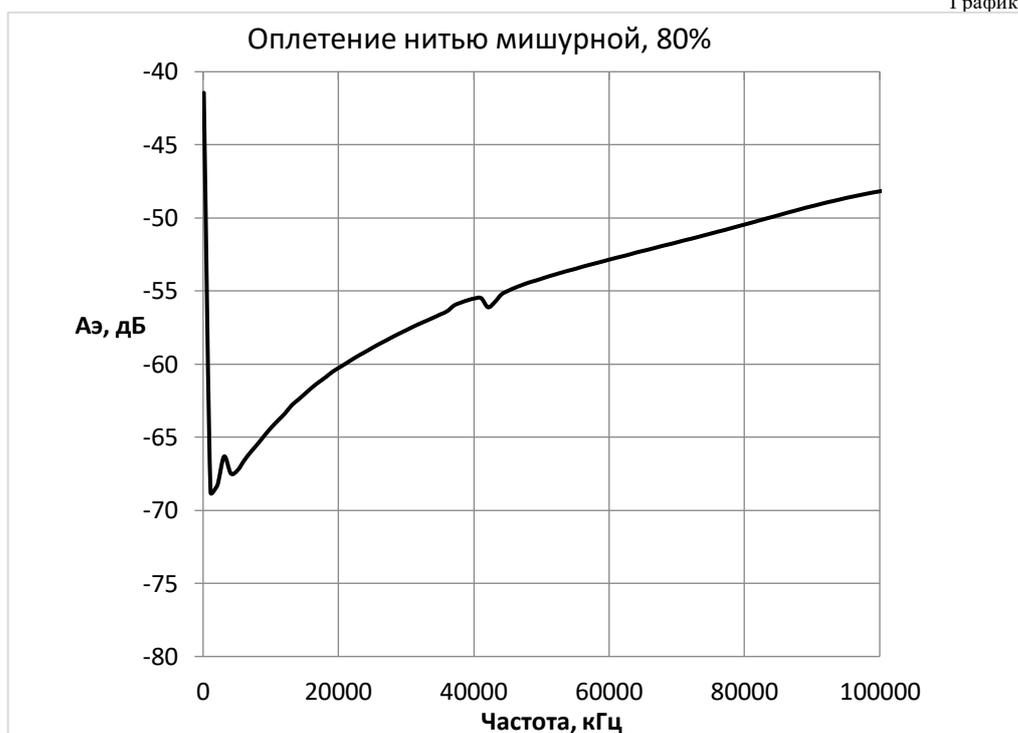
Результаты испытания КДК с помощью МТЛ ТИС, изготовленного методом непосредственного оплетения проволокой МНБСр 0,05, поверхностная плотность 80 %, зависимость эффективности экранирования от частоты представлена на графике.

График 1



Результаты испытания КДК с помощью МТЛ ТИС, изготовленного методом непосредственного оплетения нитью мишурной, поверхностная плотность 80%, зависимость эффективности экранирования от частоты представлена на графике.

График 2



Следует отметить, что плетенки, изготовленные из проволоки МНБСр показывают лучшую эффективность экранирования при электромагнитных помехах в диапазоне частот от 100 кГц до 100 МГц и более по сравнению с плетенками из мишурной нити.

Результаты проведенных испытаний позволяют выбирать тип экранирующего материала КДК, который определяется разработчиком конструкции кабелей исходя из условия минимизации массы КДК, требований к характеристикам экранов и полностью соответствуют требованиям, задаваемым в исходных данных на электрическое проектирование разработчиками БКС КА, и подтверждают отработку технологии изготовления КДК методом непосредственного оплетения.

Отработанная технология внедрена в действующее производство Акционерное общество «РЕШЕТНЁВ» и применяется в существующих и перспективных КА.

Научный руководитель – начальник бюро технологий приборного производства отдела 818 АО «Информационные спутниковые системы имени академика М. Ф. Решетнёва» Н. В. Луконин

Библиографический список

1. Технология производства космических аппаратов: учебник для вузов / Н. А. Тестоедов [и др.]. - Сиб. Гос. Аэрокосмич. Ун-т.- Красноярск, 2009. - 352 с.
2. Гуцин В.Н. Основы устройства космического аппаратов: учебник для вузов. -М.: Машиностроение, 2003.- 272с.:ил.
3. ГОСТ Р 56530-2015. Совместимость космической техники электромагнитная. Общие требования к бортовой кабельной сети космической техники: утвержден и введен в действие приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 24 июля 2015 г. №975-ст.
4. Основы проектирования КА. Учебное пособие, 1977г.
5. chinacable.ru [Электронный ресурс]. URL: <https://www.chinacable.ru/opletka-kabelya> (дата обращения: 04.10.2024).
6. Патраев В. Е. Методы обеспечения и оценки надежности космических аппаратов с длительным сроком активного существования. – Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмический университет, 2010. – 136 с.

УДК 629.7.015.7

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ТОЧНОСТЬ САМОНАВЕДЕНИЯ

И.Д. Гриднев, А.Р. Арсланова, Р.Ф. Теляков

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

Введение. В современных условиях применения противотанковых управляемых ракет (ПТУР) особое внимание уделяется их точности наведения на цель. Однако реальные условия характеризуются наличием множества внешних факторов, таких как метеорологические условия, которые могут существенно влиять на динамику движения летательного аппарата (ЛА). Одним из ключевых факторов является воздействие ветра, который изменяет путевую скорость ЛА относительно Земли и вызывает отклонения от расчетной траектории. Целью данного исследования является оценка влияния горизонтальной составляющей ветра на точность наведения.

Объект исследования. Объектом исследования является многоцелевая мультиплатформенная электронно-оптическая ракетная система *Spike NLOS*, предназначенная для уничтожения бронетехники, защищённых объектов (бункер, долговременная огневая точка и пр.) и инженерных сооружений, а также надводных целей и личного состава противника [1].



Рис.1. ПТУР *Spike NLOS*

Математическая модель движения ЛА без учета ветра

Для анализа динамики наведения ЛА была использована математическая модель, основанная на методе пропорциональной навигации [1]. Система уравнений описывает взаимодействие параметров ЛА, включая скорость, угол наклона траектории, угловую скорость вращения и координаты центра масс:

$$1. m \frac{dV}{dt} = (R \cos \alpha - (C_{x0} + A \alpha^2) q S - mg \sin \theta);$$

$$2. m V \frac{d\theta}{dt} = (R \sin \alpha + C_y^\alpha \alpha q S - mg \cos \theta);$$

$$3. J_z \frac{d\omega_z}{dt} = (m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_B} \delta_B + m_z^{\omega_z} \omega_z \frac{l}{V}) q S l;$$

$$4. \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z;$$

$$5. \frac{dx_c}{dt} = V \cos \theta;$$

$$6. \frac{dy_c}{dt} = V \sin \theta;$$

$$7. \frac{d\delta_B}{dt} = \frac{1}{T_{пн}} \{ k_{пн} [i_1 (u - n_y) - i_2 \omega_z] - \delta_B \};$$

$$\begin{aligned}
8. \frac{dr}{dt} &= V_{\text{ц}} \cos(\theta_{\text{ц}} - \phi) - V \cos(\theta - \phi); \\
9. \frac{d\phi}{dt} &= \frac{1}{r} [V_{\text{ц}} \sin(\theta_{\text{ц}} - \phi) - V \sin(\theta - \phi)]; \\
10. \frac{du_{\phi}}{dt} &= \frac{1}{T_1} [k_1(\phi - \phi_{\Gamma}) - u_{\phi}]; \\
11. \frac{dM_{\text{упр}}}{dt} &= \frac{1}{T_2} [k_2 u_{\phi} - M_{\text{упр}}]; \\
12. \frac{d\phi_{\Gamma}}{dt} &= \frac{1}{H} M_{\text{упр}};
\end{aligned}$$

$$13. u = \{k_{\text{пн}} u_{\phi},$$

$$14. \alpha = \vartheta - \theta;$$

$$15. V_{\text{ц}} = \text{const};$$

$$16. \theta_{\text{ц}} = \text{const},$$

где $n_y = \frac{R \sin \alpha + c_y^{\alpha} \alpha q S}{mg}$, $q = \frac{\rho V^2}{2}$, $p = 1,22 e^{-\left(\frac{y}{10000}\right)}$, $\delta_B \leq \delta_{\text{ВДОП}}$.

Здесь V – скорость движения центра масс ЛА; θ – угол наклона траектории; ω_z – угловая скорость вращения ЛА относительно поперечной оси; ϑ – угол тангажа; x_c, y_c – координаты центра масс ЛА; δ_B – угол отклонения руля высоты; r – наклонная дальность; ϕ – угол визирования цели; u_{ϕ} – сигнал выхода с головки самонаведения; $M_{\text{упр}}$ – управляющий момент, создаваемый датчиком момента; ϕ_{Γ} – угол визирования цели, определяемый головкой самонаведения; u – сигнал управления; α – угол атаки; $V_{\text{ц}}$ – скорость цели; $\theta_{\text{ц}}$ – угол наклона вектора скорости цели; n_y – нормальная составляющая перегрузки; q – скоростной напор; g – ускорение силы тяжести; ρ – плотность воздуха; m – масса ЛА; $C_{x0}, C_y^{\alpha}, A, m_z^{\alpha}, m_z^{\delta_B}, m_z^{\omega_z}$ – безразмерные аэродинамические коэффициенты; l – длина ЛА; J_z – момент инерции ЛА относительно поперечной оси; $T_{\text{рп}}$ – постоянная времени рулевого привода; $k_{\text{рп}}$ – коэффициент усиления рулевого привода; i_1, i_2 – числа автопилота контура стабилизации перегрузки; T_1 – постоянная времени усилителя головки самонаведения; k_1 – коэффициент усиления усилителя головки самонаведения; T_2 – постоянная времени датчика момента; k_2 – коэффициент усиления датчика момента; H – кинетический момент гироскопа головки самонаведения; $k_{\text{пн}}$ – коэффициент пропорциональности; S – площадь миделя; $n_{y \text{ доп}}, \delta_{B \text{ доп}}$ – допустимые значения n_y и δ_B .

В системе (1) уравнения 1 – 6 и 14 определяют динамику движения ЛА как твердого тела, уравнение 7 – динамику контура стабилизации перегрузки с дифференцирующим гироскопом и датчиком линейных ускорений, кинематические уравнения 8 и 9 – положение цели относительно ЛА.

Уравнения 10, 11 и 12 характеризуют динамику ГСН с гироскопической стабилизацией (рисунок 2). Сигнал u_{ϕ} с выхода ГСН в том случае, когда ось ГСН совпадает с линией визирования цели ($\phi_{\Gamma} = \phi$), пропорционален угловой скорости визирования цели [2]:

$$u_{\phi} = k_{\text{ГСН}} \frac{d\phi}{dt} \quad (2)$$

где $k_{\text{ГСН}}$ – коэффициент усиления ГСН. В установившемся режиме при постоянной угловой скорости визирования цели [3]:

$$k_{\text{ГСН}} = \frac{H}{k_2} \quad (3)$$

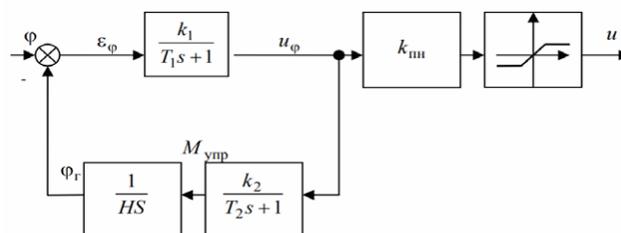


Рис.2. Структурная схема ГСН с гироскопической стабилизацией

В системе (1) уравнение 13 характеризует работу блока формирования управляющего сигнала, который считается безынерционным.

В модели системы самонаведения сигнал пропорционален требуемой перегрузке и определяется методом наведения. При наведении по методу пропорциональной навигации требуемое в рассматриваемой математической модели значение нормальной составляющей перегрузки определяется формулой [4]:

$$n_y = \frac{V}{g} \left(\frac{d\theta}{dt} \right)_{\text{треб}} = k_{\text{пн}} \frac{V}{g} \frac{d\phi}{dt} \quad (4)$$

Моделирование проводилось при начальных данных, представленных в таблице 1

Таблица 1 - начальные данные для моделирования

Параметр	Значение	Параметр	Значение
m_T , КГ	13	x , М	0
t_T , С	4	y , М	1
C_{x0}	0,43	V , М/С	10
A	0,025	θ , °	15
C_y^α	0,56	ϑ , °	15
m_z^α	-0,13	ω , °/С	0
m_z^δ	-0,1	k_1 , Н·М	5
m_z^ω	-0,654	k_2 , Н·М	1
$n_{y \text{ доп}}$	5	T_1 , С	0,01
$\delta_{в \text{ доп}}$, °	15	T_2 , С	0,05
$k_{\text{пн}}$	20	H , Н·М·С	1
i_1	-100	$k_{\text{рп}}$	1
i_2	-40	$T_{\text{рп}}$	20

Результаты моделирования показывают высокую точность при наведении на стационарную цель на расстояниях 4000, 8000 и 12000 м, а также высокую точность наведения на движущуюся цель со скоростью ± 10 м/с. Результаты моделирования представлены на рисунке 3. Значения промаха не превышают 0,2 м (таблица 2).

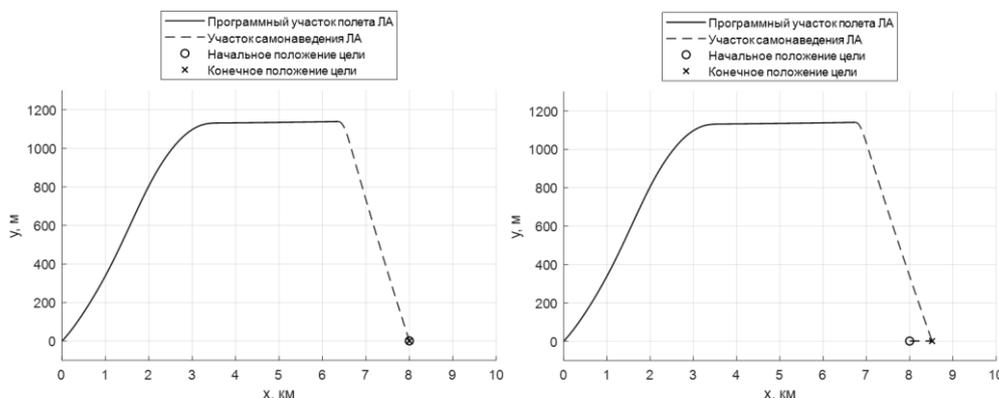


Рис.3. Траектория движения ЛА $x_{ц}=8000, V_{ц}=0$ и при $x_{ц}=8000, V_{ц}=10$

Таблица 2 – значение промаха при различных параметрах цели без учета ветра

$x_{ц}$, М	$V_{ц}$, М/С	Промех, м
4000	0	0,0548
8000	0	0,1236
12000	0	0,0626
8000	10	0,1374
8000	-10	0,0643

Математическая модель движения с учетом ветра

Для учета внешних возмущений, а именно воздействия ветра на ЛА, введем следующие понятия: V – скорость центра масс относительно Земли (путевая скорость), V_r – скорость центра масс ЛА относительно воздуха (ветра) – воздушная скорость, W – скорость ветра относительно Земли. При наличии ветра скорость центра масс ЛА относительно Земли [5]:

$$\begin{aligned}\bar{V} &= \bar{V}_r + \bar{W} \\ \bar{W} &= W_{xc} \bar{i}_c + W_{yc} \bar{j}_c\end{aligned}\quad (5)$$

В данной работе основной интерес представляет горизонтальная составляющая ветра W_{xc} , поэтому примем вертикальную составляющую скорости ветра $W_{yc} = 0$.

Значение W_{xc} задается как случайная величина, имеющая нормальное распределение, с математическим ожиданием равным 0 и среднеквадратическим отклонением равным -4 м/с.

Тогда математическая модель движения (1) принимает следующий вид [6]:

$$1. m \frac{dv}{dt} = R \cos \alpha - (C_{x0} + A \alpha_r^2) q S - mg \sin \theta;$$

$$2. m V \frac{d\theta}{dt} = R \sin \alpha + C_y^\alpha \alpha_r q S + (C_{x0} + A \alpha_r^2) q S (\alpha_r - \alpha) - mg \cos \theta;$$

$$3. J_z \frac{d\omega_z}{dt} = \left(m_z^\alpha \alpha_r + m_z^{\delta_B} \delta_B + m_z^{\omega_z} \omega_z \frac{l}{V_r} \right) q S l;$$

$$4. \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z;$$

$$5. \frac{dx_c}{dt} = V \cos \theta;$$

$$6. \frac{dy_c}{dt} = V \sin \theta;$$

$$7. \frac{d\delta_B}{dt} = \frac{1}{T_{\text{пн}}} \{ k_{\text{пн}} [i_1 (u - n_y) - i_2 \omega_z] - \delta_B \};$$

$$8. \frac{dr}{dt} = V_{\text{ц}} \cos(\theta_{\text{ц}} - \phi) - V \cos(\theta - \phi);$$

$$9. \frac{d\phi}{dt} = \frac{1}{r} [V_{\text{ц}} \sin(\theta_{\text{ц}} - \phi) - V \sin(\theta - \phi)]; \quad (6)$$

$$10. \frac{du_\phi}{dt} = \frac{1}{T_1} [k_1 (\phi - \phi_\Gamma) - u_\phi];$$

$$11. \frac{dM_{\text{упр}}}{dt} = \frac{1}{T_2} [k_2 u_\phi - M_{\text{упр}}];$$

$$12. \frac{d\phi_\Gamma}{dt} = \frac{1}{H} M_{\text{упр}};$$

$$13. u = \{ k_{\text{пн}} u_\phi,$$

$$14. \alpha = \vartheta - \theta;$$

$$15. V_{\text{ц}} = \text{const};$$

$$16. \theta_{\text{ц}} = \text{const};$$

$$17. V_r = \sqrt{(V - W_{xc} \cos \theta)^2 + (-W_{xc} \sin \theta)^2};$$

$$18. \alpha_r = \frac{\alpha V}{V_r} - \frac{W_{xc} \sin \theta}{V_r},$$

где $n_y = \frac{R \sin \alpha + C_y^\alpha \alpha_r q S + (C_{x0} + A \alpha_r^2) q S (\alpha_r - \alpha)}{mg}$, $q = \frac{\rho V_r^2}{2}$, α_r – угол атаки для воздушной скорости.

Данная система уравнений описывает динамику наведения ЛА на цель с учетом воздействия ветра. Моделирование проводилось при исходных данных цели, которые приведены в таблице 3. Также в данной таблице представлены значения полученных промахов.

Гистограмма скорости ветра и промаха, а также график траекторий и перегрузки для 250 испытаний наведения на цель ($x_{\text{ц}} = 4000$ м, 8000 м и 12000 м, $V_{\text{ц}} = \pm 10$ м/с) представлены на рисунках 4 – 5.

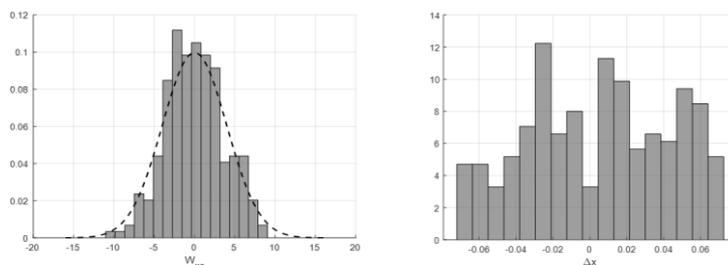


Рис.4. Гистограмма скорости ветра и гистограмма промаха ($x_{ц}=8000, V_{ц}=0$)

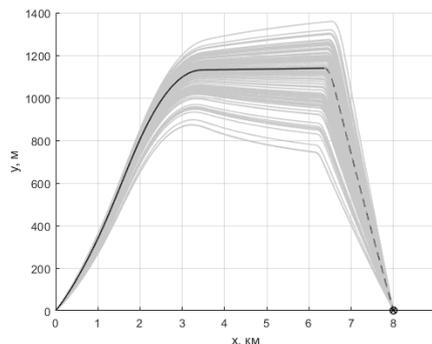


Рис.5. Траектории с учетом случайного значения ветра и без ($x_{ц}=8000, V_{ц}=0$)

Таблица 3 – Значение промаха с учетом ветра при различных начальных условиях цели

$x_{ц}, \text{ м}$	$V_{ц}, \text{ м/с}$	Промех, м
4000	0	0,1169
8000	0	0,1870
12000	0	0,1082
8000	10	0,1709
8000	-10	0,0773

Сравнение результатов наведения на цель с учетом и без учета ветра

В таблице 4 представлены результаты исследования наведения на стационарную и движущуюся цель с учетом ветра и без.

Таблица 4 значения промаха с учетом ветра и без при различных условиях цели.

$x_{ц}, \text{ м}$	$V_{ц}, \text{ м/с}$	Промех, м без ветра	$x_{ц}, \text{ м}$	$V_{ц}, \text{ м/с}$	Промех, м с ветром
4000	0	0,0548	4000	0	0,1169
8000	0	0,1236	8000	0	0,1870
12000	0	0,0626	12000	0	0,1082
8000	10	0,1374	8000	10	0,1709
8000	-10	0,0643	8000	-10	0,0773

По данным из таблицы можно сделать вывод, что при учете влияния ветра промах увеличивается.

Заключение. Авторами было проведено детальное исследование системы самонаведения противотанковой управляемой ракеты (ПТУР) типа *Spike NLOS* с учетом различных факторов, включая влияние горизонтальной составляющей ветра.

Можно сделать вывод, что ПТУР типа *Spike NLOS* демонстрирует высокую точность в условиях спокойной атмосферы, а воздействие ветра существенно увеличивает величину промаха. Это требует дополнительной оптимизации системы управления и учета внешних факторов для повышения эффективности поражения целей в реальных боевых ситуациях.

Библиографический список

1. wikipedia.org : [сайт]. – URL : https://ru.wikipedia.org/wiki/Spike_NLOS (Дата обращения 10.12.2024). - Текст : электронный.
2. Петрова, И.Л. Исследование динамики систем управления летательных аппаратов: практикум / И.Л. Петрова, О.А. Толлегин; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2020. – 52 с.
3. Толлегин, О.А. Математические модели систем наведения летательных аппаратов: Учебное пособие / О. А. Толлегин; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 1998.
4. Лемешонок, Т.Ю. Математические модели динамики движения летательных аппаратов: учебное пособие / Т.Ю. Лемешонок [и др.]; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2020. – 122 с.
5. Лемешонок, Т.Ю. Траекторные задачи в динамике движения летательных аппаратов: практикум / Т.Ю. Лемешонок, А.А. Сизова; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2021. – 76 с.

ОЦЕНКА ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА ПЛАНИРУЮЩЕГО БВС ТИПА ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО

Д.Д. Ковалев, Н.А. Брыков

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

Введение

В настоящее время наблюдается повышенный интерес к беспилотным воздушным суднам (БВС) класса «воздух-поверхность», способным преодолевать большие расстояния при сбросе с самолета-носителя. Наиболее часто используемой аэродинамической схемой на подобных летательных аппаратах (ЛА) является классическая аэродинамическая схема. Аэродинамическая схема определяет множество качеств ЛА. В их числе кроме аэродинамических качеств еще присутствуют весовые, прочностные, а также показатели радиолокационной заметности, что в свою очередь определяет стоимость и эффективность применения ЛА. Основными плюсами классической схемы являются возможность ее реализации в виде УМПК (универсальный модуль планирования и коррекции), а также ввиду относительно малых требуемых скоростей полета возможность использования «дозвукового» облика ЛА, характеризуемого более высоким чем у сверхзвуковых схем, аэродинамическим качеством. Вместе с тем, внешний облик современных дозвуковых БВС большой дальности близок к оптимальному. Дальнейшая его оптимизация в рамках традиционных аэродинамических и компоновочных схем не даст существенного прироста тактико-технических характеристик (ТТХ). По этой причине перспективным направлением в исследовании методов улучшения ТТХ является рассмотрение нетрадиционных вариантов аэродинамической компоновки для ЛА данного класса [1].

В данной работе проведена оценка дальности планирования летательного аппарата, спроектированного по схеме «летающее крыло». Основными плюсами данной компоновки являются большая по сравнению с классической схемой площадь несущей поверхности и характерная для ЛА подобной схемы малоотражающая форма, обеспечивающая характеристики радиолокационной заметности, недостижимые традиционными конфигурациями. БВС, спроектированные по нормальной схеме для уменьшения вероятности обнаружения средствами радиолокационного наблюдения совершают полет на малых высотах с огибанием рельефа местности, что позволяет им двигаться не выходя из-за радиогоризонта, находясь в слепой зоне радиолокационных систем (РЛС). Для движения по таким траекториям на данных БВС необходимо использовать воздушно-реактивные двигатели, что в свою очередь увеличивает их стоимость. Относительно малая эффективная площадь рассеивания (ЭПР) БВС типа ЛК позволяет уменьшить вероятность обнаружения ЛА с помощью РЛС, и тем самым позволяет производить полет на большей высоте. Использование траекторий, пролегающих на большой высоте, позволяет эффективно использовать для увеличения дальности и скорости полета более дешевые в производстве твердотопливные двигательные установки. В рамках данной работы рассмотрено применение твердотопливного ракетного двигателя с торцевым зарядом для увеличения дальности полета.

Геометрическая модель

Геометрическая модель исследуемого ЛА, а также схемы, с указанием габаритов представлены на рис. 1 и 2. Геометрическая модель твердотопливного двигателя представлена на рис. 3.

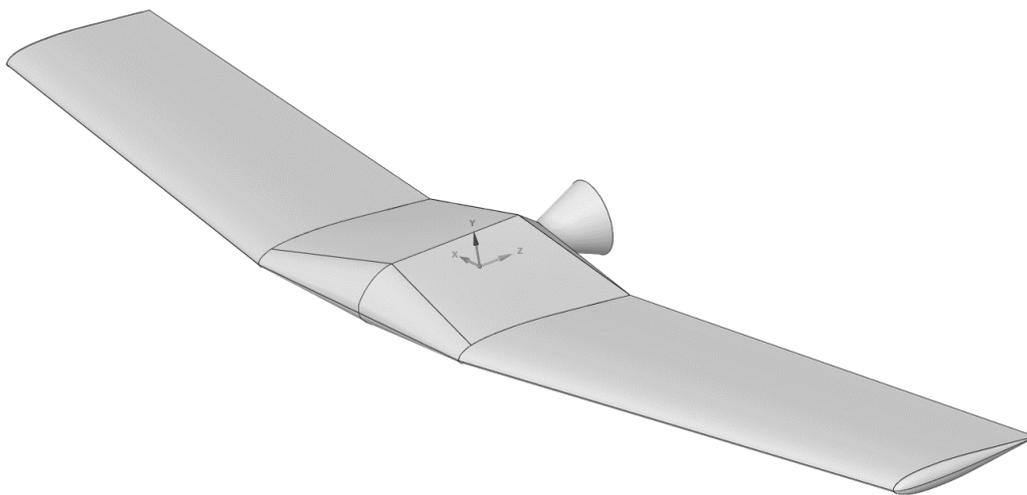


Рис. 1. Геометрическая модель исследуемого ЛА

(а)

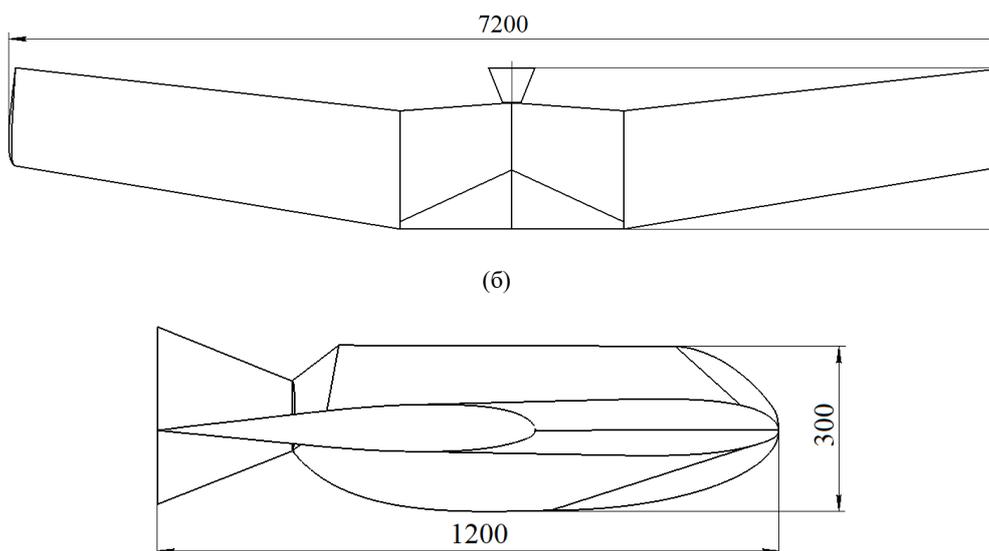


Рис. 2. Габариты исследуемого ЛА (размеры указаны в мм)
а) Вид сверху, б) Вид сбоку

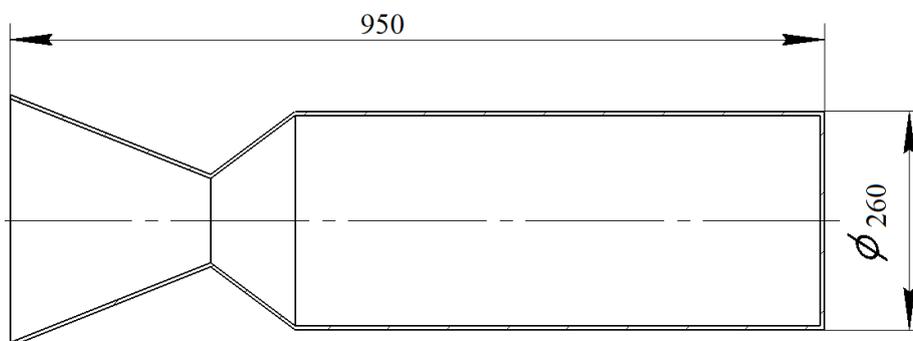


Рис. 3. Геометрическая модель исследуемого твердотопливного двигателя (размеры указаны в мм)

Для формирования несущей поверхности ЛА использовался аэродинамический профиль b737-ii параметры которого были приняты в соответствии с данными, представленными в [2]. Причиной выбора данного профиля стало его большое аэродинамическое качество на дозвуковых скоростях полета.

Определение значений аэродинамических коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления профиля b737-ii

Для определения значений аэродинамических коэффициентов при различных скоростях потока и углах атаки было проведено конечно-объемное моделирование внешней аэродинамики профиля в двумерной постановке с применением расчетного пакета Ansys Fluent.

Постановка расчета: Аэродинамический профиль омывается воздушным потоком. Атмосферное давление и температура воздуха определены по [3] для высоты 15000 м, в соответствии с предполагаемой высотой сброса, и соответствуют 10300 Па и 217 К. Для решения был использован неявный решатель по плотности. Для определения самого выгодного угла атаки проведена серия расчетов с углами атаки от 0 до 14 градусов при скорости набегающего потока 120 м/с. После определения угла атаки, которому соответствует наибольшее значения аэродинамического качества, была проведена серия расчетов с разными скоростями набегающего потока, находящимися в пределах от 80 до 350 м/с. Аэродинамические силы, действующие на профиль, определялись в соответствии с давлением на стенке с помощью инструментов Ansys Fluent, и записывались на каждом временном шаге.

Значения аэродинамического качества профиля при различных углах атаки приведены на рис.4. Контур давления для скорости набегающего потока, равной 80 м/с, представлен на рис. 5.

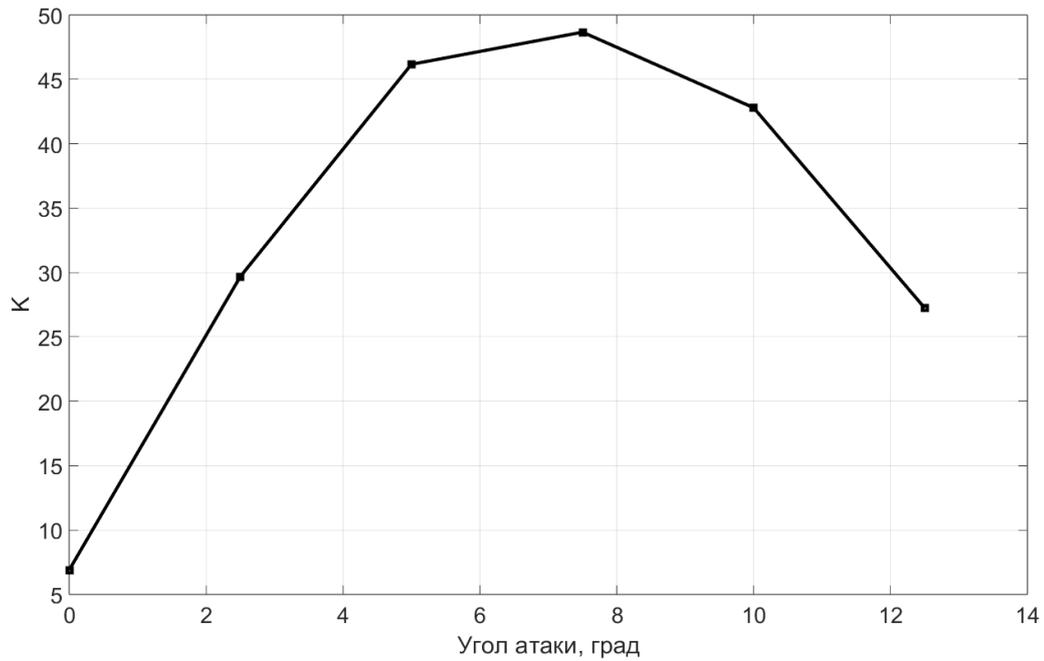


Рис. 4. Зависимость аэродинамического качества крыла от угла атаки

По результатам представленным на рис. 4 наибольшее значение аэродинамического качества наблюдается при угле атаки равном 7,5 градусам. Дальнейшие результаты получены при расчете профиля с углом атаки 7,5 градусам. Поле давления для скорости набегающего потока равной 80 м/с показано на рис. 5.

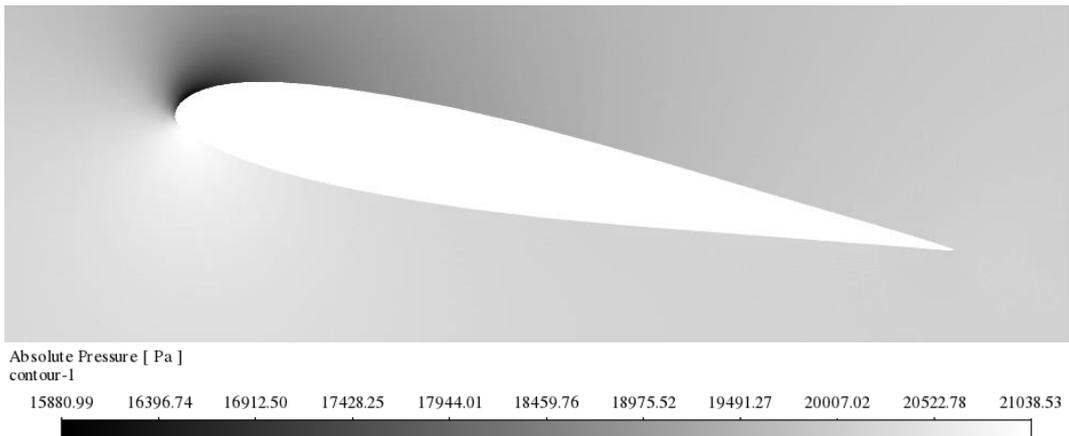
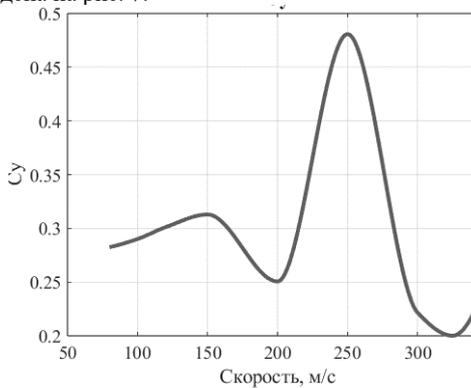
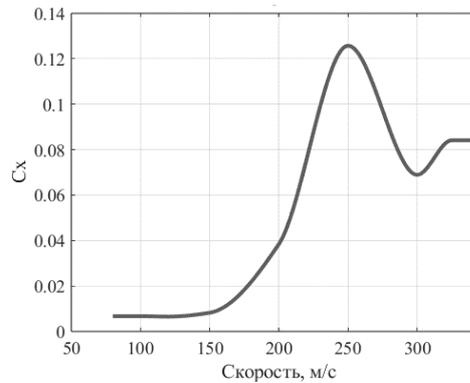


Рис. 5. Поле давления для скорости набегающего потока 80 м/с

Зависимости значений коэффициента подъемной силы и лобового сопротивления от скорости полета приведены на рис. 6. Зависимость аэродинамического качества профиля от скорости полета приведена на рис. 7.



а)



б)

Рис. 6 Зависимости аэродинамических коэффициентов от скорости потока

- а) Коэффициент подъемной силы
 б) Коэффициент лобового сопротивления

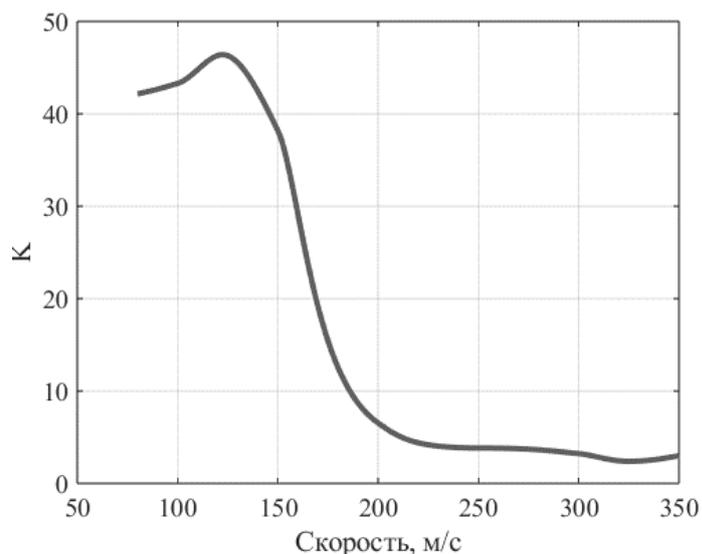


Рис. 7. – Зависимость аэродинамического качества от скорости потока

По результатам приведенным на рис. 4-7 можно сделать вывод, что наиболее эффективный расчетный режим полета будет наблюдаться при угле атаки равном 7,5 градусам и скорости ЛА равной 125 м/с.

Определение дальности планирования

В рамках численного моделирования движения ЛА в поле тяжести земли решалось уравнение Мещерского, записанное в полускоростной системе координат [4]. Постановка расчета двумерная, система дифференциальных уравнений решалась с применением ПО MATLAB с помощью метода Рунге-Кутты 4-5 порядка точности. Необходимые для проведения расчета параметры ЛА приведены в таблице 1. Расчет будет проведен для двух вариантов конструкции ЛА с применением РДТТ и без.

Таблица 1 – Параметры ЛА использованные при решении задачи

Масса ЛА, кг	Высота сброса, км	Скорость сброса, м/с	Характерная площадь несущей поверхности, м ²	Тяга двигателя, Н	Время работы двигателя, с
1500	15	350	5.6	5000	80

Полученные в результате расчета траектории представлены на рис.8.

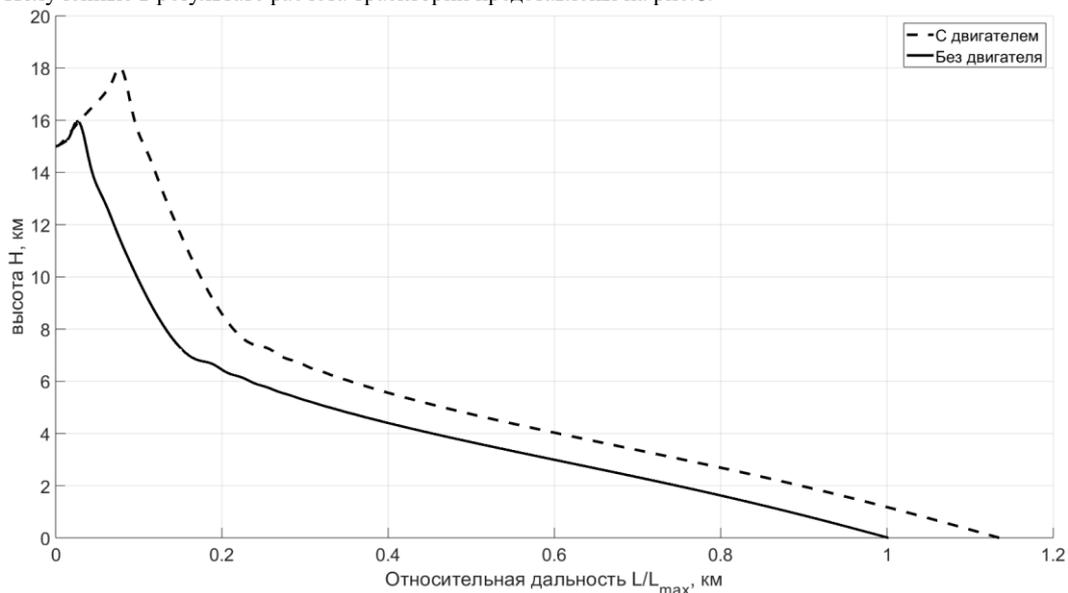


Рис.8 Траектории полета ЛА с двигателем и без

Дальности полета ЛА с твердотопливным двигателем и без приведены на рисунке 8 в относительных величинах. В качестве значения L_{\max} принималась максимальная дальность полета ЛА без двигателя.

Как можно видеть на рис.8 даже при отсутствии двигателя при сбросе ЛА с самолета-носителя со скоростью 350 м/с подъемной силы достаточно для набора высоты. Также можно отметить, что наличие двигателя с характеристиками, подобными тем, что были приняты при моделировании, не оказывает существенного влияния на дальность планирования. Разница в дальности полета с двигателем и без составляет 13 процентов, при том, что наличие двигательной установки значительно увеличивает стоимость аппарата, а также увеличивает массу и занимает свободное пространство, которое можно использовать для размещения полезной нагрузки.

Заключение

По результатам численного моделирования можно сделать следующие выводы:

1. Использование аэродинамической схемы летающее крыло позволяет добиться увеличения дальности планирования относительно нормальной схемы, ввиду отсутствия фюзеляжа и других элементов, не создающих подъемную силу;

2. Использование реактивного двигателя с ТТХ подобными тем, что принимались в рамках моделирования, не приводит к существенному увеличению дальности планирования.

Таким образом, можно сделать вывод, что использование твердотопливного двигателя в данном случае нецелесообразно. На место твердотопливного двигателя лучше установить воздушно реактивный двигатель, либо оставить это место для размещения полезной нагрузки.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Н.А. Брыков

Библиографический список

1. Конохов И.К. Анализ применения аэродинамической схемы «летающее крыло» на беспилотных летательных аппаратах класса «воздух-поверхность» Труды МАИ. Выпуск №99

2. BOEING 737 MIDSPAN AIRFOIL (b737b-il) // airfoiltools.com Электронный ресурс: <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-b737b-il-50000> (Дата обращения 15.09.2024)

3. ГОСТ 4401-81 МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ СТАНДАРТ АТМОСФЕРА СТАНДАРТНАЯ: дата введения 1982-07-01: утвержден и введен в действие постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 27.02.81. – 165 с.

4. Тракторные задачи в динамике движения летательных аппаратов: практикум/ Т.Ю. Лемешонок, А.А. Сизова; Балт. Гос. Техн. Ун-т. – СПб., 2021. – 76 с.

УДК 531

ДИНАМИКА ГИРОСТАТА В ПОЛЕ ПЕРЕМЕННЫХ СИЛ

З.В. Морина

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва

Введение. Современные космические полеты требуют использование космических аппаратов с массивными вращающимися частями на сложных орбитах. В этой связи актуальным становится механическая модель гиростата, учитывающая переменность силовых полей и наличие возмущений [1 - 3].

Целью данной работы является разработка математической модели пространственного движения космического аппарата с внутренним ротором, движущегося по эллиптической орбите. Важной частью работы является проверка выполнения законов сохранения и интеграла Белецкого при движении по эллиптической орбите. Новизна подхода заключается в учете разнообразных асимметрий геометрических и инерционно-массовых конструкции космического аппарата, возмущающих динамику его углового движения.

Предлагаемый доклад посвящен получению численных и аналитических зависимостей параметров динамики движения от времени и их сравнительный анализ.

Основная часть.

Постановка задачи. Рассмотрим орбитальное движение КА с внутренним ротором в поле переменных сил.

Будем использовать следующие системы координат, где точки C_i соответствуют центрам масс тел, а точка C - центр масс полноценного космического аппарата:

- $CXYZ$ - орбитальная система координат, расположенная в центре масс наноспутника (ось CZ направлена от центра тяжести к орбитальному положению центра масс наноспутника, ось CY ортогональна плоскости орбиты, а CX представляет собой третью правую ось);

- $C_1x_1y_1z_1$ - главные центральные оси инерции основного тела;

- $C_2x_2y_2z_2$ - главные центральные оси инерции ротора.

Гиросатат рассматривается как тело с трехосным тензором инерции и динамически симметричным ротором.

Орбита определяется стандартными параметрами:

- a - большая полуось;
- e - эксцентриситет;
- $p = a(1 - e^2)$ - фокальный параметр.

Радиус-вектор аппарата в зависимости от истинной аномалии ν определяется соотношением:

$$R(\nu) = p / (1 + e \cdot \cos \nu)$$

Траектория движения космического аппарата представлена на рисунке 1.

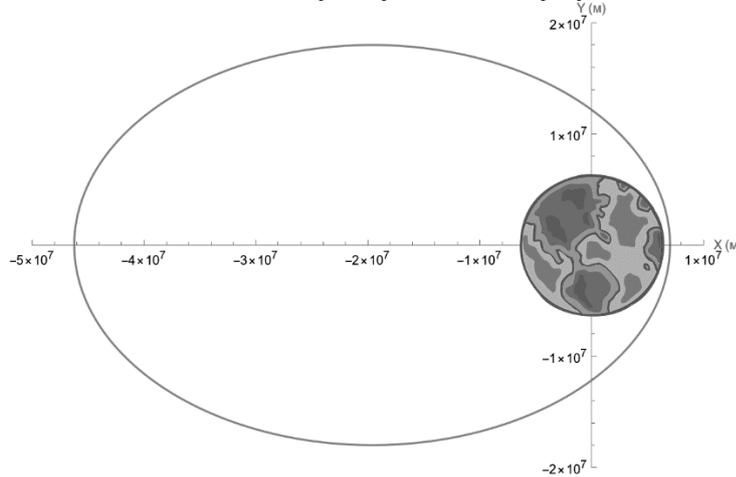


Рисунок 1 – Траектория движения

Для достижения цели требуется построить математическую модель, описывающую динамику системы, включая кинематику, угловые скорости и взаимодействие подсистем.

Уравнения движения. Для получения уравнений движения системы применим теорему об изменении кинетического момента [4], выбирая в качестве полюса C центр масс системы:

$$\frac{d\vec{K}_C}{dt} = \vec{M}_C^e$$

$$\frac{d\vec{K}}{dt} + \vec{\omega}_K \times \vec{K} = \vec{M}^e$$

где: K – угловой момент всего КА; $\omega_K = (p, q, r)$ – абсолютная угловая скорость основного тела,

M^e – момент всех внешних сил.

Момент внешних сил включает в себя:

- M_{gb} – гравитационный момент, действующий на основную подсистему;
- M_1 – момент внешних сил, приложенного к основному телу без учета ротора;
- M_2 – момент внешних сил, приложенного к ротору.

Гравитационный момент, действующий на подсистему вокруг общего центра масс, может быть рассчитан как сумма соответствующих частей. Здесь необходимо учесть члены от разности компонент центральных тензоров инерции тел, вычисленных в их собственных системах координат, и, дополнительно, от гравитационной гантели, образованной расстоянием между центрами масс основного тела (C_1) и ротора (C_2):

$$M_{gr} = 3 \frac{\mu}{R(\nu)^3} (\delta' (e_{r_2} \times I_2 e_{r_2}) + (e_{r_1} \times I_1 e_{r_1}) + (e_{r_1} \times J e_{r_1}))$$

где: J – тензор инерции гравитационной гантели, $\mu = GM$ – гравитационный параметр.

$$J = \begin{bmatrix} m_1 |R_1|^2 + m_2 |R_2|^2 & 0 & 0 \\ 0 & m_1 |R_1|^2 + m_2 |R_2|^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

где: R_1 – вектор центра масс тела носителя относительно центра масс всего космического аппарата;
 R_2 – вектор центра масс тела ротора относительно центра масс всего космического аппарата; m_1 –
 масса тела носителя; m_2 – масса ротора.

Угловой момент всего космического аппарата:

$$\vec{K} = \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (A_1 + A_2)p \\ (B_1 + A_2)q \\ C_1 r + C_2(r + \sigma) \end{bmatrix}$$

где: A_1, B_1, C_1 и A_2, B_2, C_2 – главные моменты инерции тел 1 и 2.

Величины p, q, r явно не зависят от угла относительного закручивания δ и скорости относительной закрутки ($\sigma = \dot{\delta}$), поэтому уравнение относительного движения будут иметь вид:

$$C_r (\dot{r} + \dot{\sigma}) = M_z^r + M^i$$

Для описания положения тел (тела носителя и тела-ротора) воспользуемся «направляющими косинусами» единичных векторов $\{e_r, e_n, e_R\}$ осей орбитальной системы координат $CXYZ$ в соответствующих связанных системах координат тел ($C_1 x_1 y_1 z_1$ и $C_2 x_2 y_2 z_2$):

$$e_{ri} = [\alpha_{i1}, \alpha_{i2}, \alpha_{i3}]^T$$

$$e_{ni} = [\beta_{i1}, \beta_{i2}, \beta_{i3}]^T$$

$$e_{ri} = [\gamma_{i1}, \gamma_{i2}, \gamma_{i3}]^T$$

Для контроля корректности численной модели рассчитан закон сохранения энергии в следующем виде:

$$\frac{1}{2} \bar{\omega} I \bar{\omega} + \frac{3}{2} \frac{\mu}{R(v)^3} (e_{r1} I_1 e_{r1} + e_{r2} I_2 e_{r2}) - \frac{1}{2} \frac{\mu}{R(v)^3} (e_{n1} I_1 e_{n1} + e_{n2} I_2 e_{n2}) = h$$

где: h - константа, I_1, I_2 - моменты инерции основного тела и гиростата, $\bar{\omega} = \bar{\omega} - v(t)\bar{e}_n$ - вектор относительной угловой скорости.

Интеграл включает в себя кинетическую энергию относительного движения, потенциальную энергию гравитационных сил и потенциальную энергию центробежных сил [5].

Результаты.

Графики углов основного тела и гиростата представлены на рисунках 2 – 7:

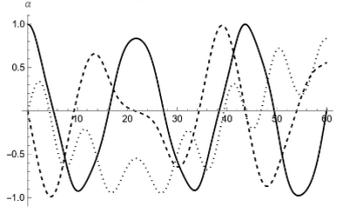


Рисунок 2 – График изменения направляющих косинусов тела носителя α_{1j}

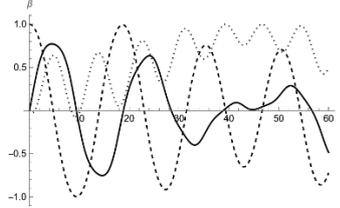


Рисунок 3 – График изменения направляющих косинусов тела носителя β_{1j}

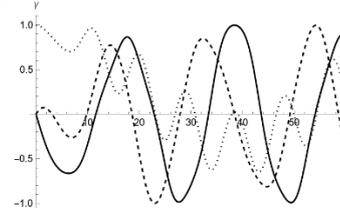


Рисунок 4 – График изменения направляющих косинусов тела носителя γ_{1j}

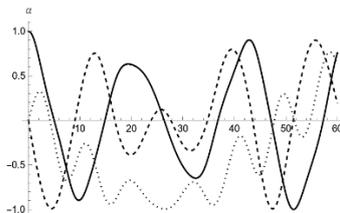


Рисунок 5 – График изменения направляющих косинусов ротора α_{2j}

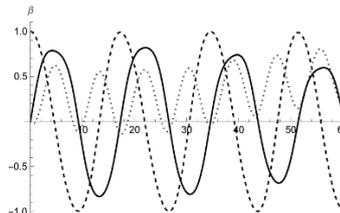


Рисунок 6 – График изменения направляющих косинусов ротора β_{2j}

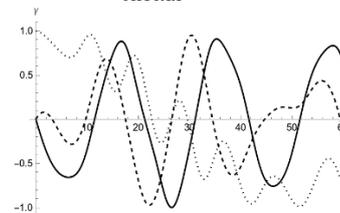


Рисунок 7 – График изменения направляющих косинусов ротора γ_{2j}

Графики угловых скоростей основного тела и ротора представлены на рисунках 8 – 10.

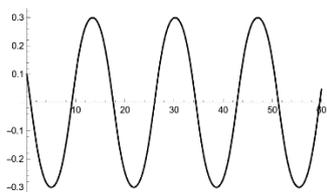


Рисунок 8 – График изменения p

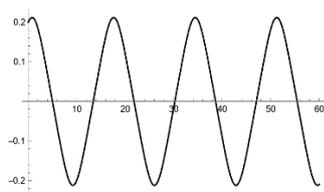


Рисунок 9 – График изменения q

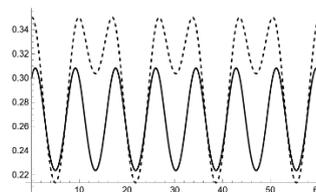


Рисунок 10 – График изменения r

График изменения закона сохранения энергии представлен на рисунке 11:

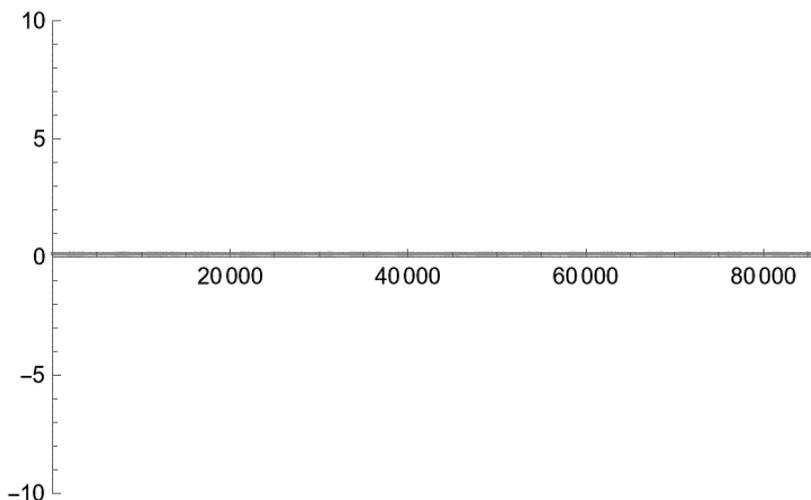


Рисунок 11 – Изменение энергии за сутки

Заключение. Разработана математическая модель динамики спутника с гироскопом для управления его движением с учетом действия возмущений в поле переменных сил. Модель позволит описывать динамику углового движения в переменных силовых полях, что в перспективе создаст возможности анализа эволюции углового движения на сложных орбитах. Полученные результаты полезны для анализа и синтеза динамики и управления угловым движением космических аппаратов гироскопов.

Научный руководитель – д.ф.-м.н., доцент А.В. Дорошин

Библиографический список

1. Асланов В. С., Дорошин А. В. Стабилизация спускаемого аппарата частичной закруткой при осуществлении неуправляемого спуска в атмосфере //Космические исследования. – 2002. – Т. 40. – №. 2. – С. 193-200.
2. Doroshin A. V., Eremenko A. V. Attitude dynamics of a dual-spin nanosatellite with a gravitational damper //Advances in Space Research. – 2024. – Т. 73. – №. 6. – С. 3166-3178.
3. Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле: Учебное пособие. – МГУ, 1975.
4. Маркеев А. П. Теоретическая механика. Учебник для высших учебных заведений. – 2007.
5. Белецкий В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. – Directmedia, 2016.

УДК 629.735

ИНТЕГРИРОВАННЫЙ КОНТРОЛЬ КАЧЕСТВА ЖИДКОСТЕЙ: синхронизация ИНФРАКРАСНОЙ ДИАГНОСТИКИ И АНАЛИЗА ФОРМЫ МЕНИСКА

С.Д. Пономарев¹, А.В. Миргородская¹, А.С. Хороших²

¹. Всероссийский научно-исследовательский институт метрологии им. Д.И. Менделеева

². Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Контроль качества жидкостей в современных технологических процессах является многогранной задачей, требующей применения разносторонних методов диагностики и оперативного реагирования на любые изменения в составе и физических характеристиках продукта. В условиях высоких требований к стабильности технологических процессов важно объединять информацию, полученную с использованием различных приборов, для создания целостной картины состояния жидкости. В данной работе рассматривается интеграция данных, получаемых с помощью инфракрасной съёмки для анализа температурного поля, и телевизионной съёмки, применяемой для наблюдения за геометрией мениска. Это позволяет не только оценить влияние температурных

изменений на вязкость, но и выявить микроскопические нарушения в распределении компонентов жидкости.

При оценке температурного режима жидкостей широко используются инфракрасные камеры, регистрирующие распределение теплового излучения. Основой такой термической диагностики служит закон Стефана–Больцмана, который связывает мощность излучения с абсолютной температурой объекта. Формула записывается следующим образом:

$$j = \epsilon \sigma T^4,$$

где

j – интенсивность излучения,

ϵ – эмиссионный коэффициент материала,

σ – постоянная Стефана–Больцмана,

T – абсолютная температура.

Использование данного уравнения позволяет точно вычислить температуру жидкости, если известны её оптические свойства и эмиссивность. Корректировка этих параметров играет решающую роль, поскольку разные жидкости обладают различными коэффициентами эмиссии, что влияет на точность восстановленного температурного поля.

Изменение температуры оказывает существенное воздействие на вязкостные характеристики жидкости. Зависимость динамической вязкости от температуры часто описывается законом Аррениуса:

$$\eta = \eta_0 \cdot \exp\left(\frac{E_a}{RT}\right),$$

где

η – динамическая вязкость жидкости,

η_0 – предэкспоненциальный коэффициент,

E_a – энергия активации,

R – универсальная газовая постоянная,

T – абсолютная температура.

Экспоненциальная природа данного соотношения позволяет с высокой точностью оценивать, каким образом локальные изменения температуры, выявленные с помощью ИК-съёмки, приводят к модификации вязкостных характеристик. Повышение температуры способствует ослаблению межмолекулярных сил, что приводит к снижению вязкости, а понижение температуры, наоборот, усиливает эти силы и увеличивает сопротивление жидкости деформациям.

Телевизионная съёмка, применяемая для контроля визуальных характеристик, позволяет отслеживать форму мениска – кривизну поверхности жидкости, возникающую в результате баланса между силами адгезии и когезии. Изменения контура мениска могут сигнализировать о наличии примесей, нарушениях в распределении компонентов или влиянии внешних механических воздействий. Для количественной характеристики влияния поверхностных сил часто используется понятие капиллярной длины, которая определяется по следующей формуле:

$$l_c = \sqrt{\frac{\gamma}{\rho g}},$$

где

l_c – капиллярная длина,

γ – коэффициент поверхностного натяжения,

ρ – плотность жидкости,

g – ускорение свободного падения.

Перечисление переменных посредством отдельных строк позволяет четко структурировать информацию и облегчает восприятие формулы.

Обработка изображений, получаемых с инфракрасных и телевизионных камер, представляет собой отдельное направление исследований, связанное с применением современных алгоритмов компьютерного зрения. Для выделения значимых признаков изображений широко используются свёрточные нейронные сети, которые позволяют выявлять локальные аномалии как в температурном

распределении, так и в форме мениска. Основная операция, применяемая для обработки изображений, описывается уравнением свёртки:

$$y(i, j) = \sum_{m=-k}^k \sum_{n=-k}^k x(i+m, j+n) \cdot w(m, n),$$

где

$x(i, j)$ – интенсивность пикселя исходного изображения,

$w(m, n)$ – ядро свёртки,

$y(i, j)$ – результат свёрточной операции, отражающий локальные особенности изображения.

Использование такой математической модели позволяет извлекать важные пространственные признаки, которые могут служить индикаторами локальных температурных всплесков или деформаций поверхности жидкости. В комбинации с алгоритмами машинного обучения данные преобразуются в диагностические параметры, способствующие своевременному обнаружению отклонений в технологическом процессе.

Синхронизация разнородной информации является ключевым звеном в построении комплексных систем контроля. На практике это означает объединение данных, полученных с различных сенсоров, в единую базу для последующего анализа. Корреляционный анализ позволяет установить взаимосвязь между локальными значениями температуры и параметрами, характеризующими форму мениска. В качестве одного из показателей связи используется коэффициент корреляции Пирсона, рассчитываемый по формуле:

$$r = \frac{\sum_{i=1}^n (T_i - \bar{T})(M_i - \bar{M})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (T_i - \bar{T})^2} \sqrt{\sum_{i=1}^n (M_i - \bar{M})^2}},$$

где

T_i – отдельные измерения температуры,

\bar{T} – среднее значение температуры,

M_i – наблюдаемые параметры формы мениска,

\bar{M} – среднее значение параметров мениска.

Высокое значение коэффициента свидетельствует о сильной взаимосвязи между температурными изменениями и деформациями мениска, что позволяет прогнозировать развитие технологических отклонений.

Дополнительно к анализу визуальных и термических характеристик применяется методика спектрального анализа, основанная на законе Бугера–Ламберта. Этот закон устанавливает зависимость оптической плотности от концентрации компонентов жидкости и имеет вид:

$$A(\lambda) = \epsilon(\lambda) \cdot c \cdot L,$$

где

$A(\lambda)$ – оптическая плотность при длине волны λ ,

$\epsilon(\lambda)$ – молярный коэффициент экстинкции,

c – концентрация вещества,

L – длина оптического пути.

Полученные данные могут быть использованы для сопоставления с термическими измерениями, что позволяет дополнительно уточнить влияние изменений состава на вязкостные свойства.

Переход в частотную область посредством преобразования Фурье является еще одним инструментом анализа, позволяющим выделить периодические компоненты в сигнале и устранить шумовые воздействия. Прямое дискретное преобразование Фурье записывается как:

$$X(u, v) = \sum_{x=0}^{N-1} \sum_{y=0}^{M-1} f(x, y) \cdot e^{-2\pi i \left(\frac{ux}{N} + \frac{vy}{M} \right)},$$

где

$f(x, y)$ – исходное изображение,

$X(u, v)$ – спектральное представление изображения,

N и M – размеры изображения по горизонтали и вертикали соответственно.

Данный метод способствует повышению качества обработки изображений за счёт выделения основных частотных компонент и подавления случайных флуктуаций, что особенно важно при анализе динамических процессов в технологических установках.

При реализации комплексных систем мониторинга большое внимание уделяется предварительной обработке данных. Например, для устранения высокочастотного шума часто применяется фильтрация с использованием двумерного гауссова ядра. Функция гауссова распределения имеет вид:

$$G(x, y) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} \exp\left(-\frac{x^2 + y^2}{2\sigma^2}\right),$$

где

σ – стандартное отклонение, определяющее степень сглаживания изображения.

Также применяется метод скользящего среднего для временной фильтрации данных. Формула для расчёта усреднённого значения температуры выглядит следующим образом:

$$\bar{T}(t) = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{N-1} T(t - i\Delta t),$$

где

$\bar{T}(t)$ – усреднённая температура в момент времени t ,

N – количество измерений, используемых для усреднения,

Δt – временной интервал между последовательными измерениями.

Такая методика позволяет сгладить случайные вариации и выделить устойчивые тенденции в изменении температурного поля, что является необходимым для своевременного обнаружения аномалий.

Прогнозирование поведения жидкости в технологическом процессе основывается на решении уравнения теплового баланса, описывающего динамику распределения температуры в материале. Оно записывается в виде дифференциального уравнения:

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + Q,$$

где

ρ – плотность жидкости,

c_p – удельная теплоёмкость,

k – коэффициент теплопроводности,

Q – источник тепла.

Данное уравнение позволяет моделировать процесс передачи тепла и предсказывать распределение температуры в зависимости от внешних и внутренних воздействий, что крайне важно для поддержания оптимальных условий работы технологических линий.

Внедрение данных комплексных методик нашло широкое применение в различных отраслях промышленности. В нефтепереработке, где однородность нефти является залогом стабильной работы оборудования, анализ температурного поля помогает оперативно выявлять участки с локальными перегрузками, способными изменять вязкостные свойства продукта. Регистрация деформаций мениска посредством телевизионной съёмки дополнительно информирует о возможных нарушениях в распределении нефти в резервуарах или трубопроводах.

В пищевой индустрии контроль за эмульсиями, такими как майонез или соусы, требует одновременного анализа тепловых и визуальных характеристик. Изменения температурного режима могут привести к фазовому разделению, а колебания в геометрии мениска сигнализируют о нарушении равномерности распределения компонентов. Применение интегрированных методов диагностики

позволяет своевременно корректировать технологические процессы и обеспечивать высокое качество конечного продукта.

Фармацевтическое производство, где стабильность вязкости растворов и суспензий напрямую влияет на эффективность лекарственных средств, также выигрывает от использования данных методик. Точные измерения температуры и детальный визуальный анализ поверхности позволяют поддерживать оптимальные условия для хранения и производства лекарственных препаратов, минимизируя риск нежелательных изменений в их составе.

Экологический контроль становится ещё более эффективным при использовании интегрированных систем мониторинга. Непрерывное наблюдение за температурным полем водных объектов в сочетании с анализом визуальных характеристик поверхности позволяет своевременно выявлять даже минимальные загрязнения, что способствует быстрому принятию мер по восстановлению экологического равновесия.

Разработка специализированного программного обеспечения для обработки мультиспектральных данных открывает новые перспективы в области автоматизации контроля качества. Современные вычислительные платформы, оснащённые алгоритмами глубокого обучения, способны анализировать огромные массивы информации, получаемой в режиме реального времени. Это позволяет не только проводить детальную диагностику текущего состояния жидкостей, но и прогнозировать возможные отклонения в технологических процессах. Прогнозирующие модели, основанные на анализе динамики параметров, могут быть интегрированы в общие системы управления производственными линиями, что значительно снижает риск возникновения аварийных ситуаций и оптимизирует работу предприятия.

Таким образом, применение многокомпонентного анализа, объединяющего данные инфракрасной диагностики для изучения температурного поля и телевизионного наблюдения для анализа формы мениска, представляет собой эффективный инструмент для комплексного контроля качества жидкостей. Интеграция этих разноплановых методов позволяет не только точно определять влияние температуры на вязкость, согласно закону Аррениуса, но и обнаруживать микроскопические изменения в распределении компонентов, фиксируемые изменениями геометрии мениска.

Использование разнообразных математических моделей, таких как уравнения Стефана–Больцмана, Аррениуса, Бугера–Ламберта, преобразования Фурье, а также алгоритмов пространственной и временной фильтрации, способствует значительному повышению точности диагностических систем. Применение дифференциальных уравнений теплового баланса дополнительно позволяет моделировать динамику процессов и прогнозировать будущие изменения в системе.

Разнообразие используемых подходов и методов обогащает возможности мониторинга, позволяя получать многомерное представление о состоянии исследуемых жидкостей. Современные системы контроля, построенные на интеграции мультиспектральных данных, становятся незаменимыми инструментами как в промышленном производстве, так и в научных исследованиях, обеспечивая высокий уровень надёжности, оперативности и точности измерений. Такая комплексная методика способствует не только поддержанию стабильности технологических процессов, но и существенному снижению эксплуатационных рисков, что особенно актуально в условиях высоких требований к качеству конечного продукта.

В заключение отметим, что синтез термических и визуальных данных, реализуемый посредством современных методов обработки изображений и анализа сигналов, открывает широкие возможности для контроля за качеством жидкостей. Интеграция информации, полученной с ИК-камер и ТВ-камер, позволяет глубоко анализировать влияние температурных изменений на вязкостные характеристики, обеспечивая тем самым основу для оперативного принятия корректирующих мер. Разработка и совершенствование данных методик способствуют повышению эффективности технологических процессов, что имеет значительное значение для различных отраслей промышленности, фармацевтики, пищевой индустрии и экологического мониторинга.

Библиографический список

1. Соловьев А. И. Мультиспектральный анализ в задачах дистанционного зондирования. – М.: Наука, 2018. – 640 с.
2. Петров В. Н., Миронов С. П. Инфракрасная спектроскопия и её применение в промышленности. – М.: Техносфера, 2016. – 512 с.
3. Иванова Е. В. Вискозиметрия и методы контроля качества жидкостей. – СПб.: Питер, 2017. – 400 с.
4. Сидоров К. М., Романов А. П. Современные алгоритмы обработки изображений в промышленном мониторинге. – М.: Физматлит, 2020. – 560 с.
5. Johnson R., Lee M. Integrated Multispectral Imaging and Viscosity Measurement Techniques for Process Monitoring // *Journal of Process Control*. 2019. – С. 1020–1032.

ЭЛЕКТРОРАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.А. Метелин

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

Введение

Современные достижения в области микроэлектроники открыли новые возможности для разработки малых космических аппаратов (МКА), которые активно используются для решения широкого спектра задач на орбите. В отличие от крупных спутников, МКА характеризуются значительно меньшими затратами на производство и запуск, а также сокращением времени разработки. Это делает их привлекательными для коммерческих, научных и образовательных проектов. Одним из наиболее распространенных и стандартизированных форматов МКА является CubeSat — малый спутник с размерами, кратными 10 сантиметрам ($1U = 10 \times 10 \times 10$ см).

В последние годы особое внимание уделяется увеличению срока активного существования (САС) малых космических аппаратов. Это связано с необходимостью повышения их эффективности. Одним из ключевых направлений в решении этой задачи является разработка и внедрение электроракетных двигателей (ЭРДУ). Такие установки позволяют осуществлять коррекцию орбиты и компенсировать сопротивление атмосферы на низких орбитах. ЭРДУ, в отличие от традиционных химических двигателей, обладают высоким удельным импульсом, что делает их идеальными для использования на малых аппаратах с ограниченными ресурсами [1-4].

Настоящая работа посвящена расчету и оптимизации параметров электроракетной двигательной установки на основе стационарного плазменного двигателя (СПД) для CubeSat 24U. Такая ЭРДУ относительно простая, надежная и обладает допустимыми габаритами. В рамках исследования рассматриваются вопросы выбора оптимальных параметров ЭРДУ, таких как удельный импульс, тяга, потребляемая мощность и масса двигательной установки, с учетом ограничений по габаритам и энергетическим возможностям CubeSat.

Математическая модель

Идеология расчета заключается в определении суммарного импульса тяги, который атмосфера сообщает аппарату за все время его функционирования на орбите заданной высоты. Расчет выполняется для высоты 350 км.

Для определения суммарного импульса тяги, который космическому аппарату сообщает атмосфера необходимо рассчитать площадь мишеней и скорость на орбите этого космического аппарата.

Рассматривая худший случай, максимальная площадь мишеней CubeSat будет определяться следующим образом:

$$F_{\text{Мид}} = c \cdot \sqrt{a^2 + b^2}, (1)$$

где a , b и c — длина, ширина и высота КА.

Скорость на орбите можно определить по следующей формуле [5]:

$$W = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_3 + H}}, (2)$$

где $\mu_3 = 3.986 \cdot 10^{14}$ м³/с² — гравитационный параметр Земли, $R_3 = 6371 \cdot 10^3$ м — радиус Земли, H — высота орбиты.

Суммарный импульс тяги [6]:

$$J_{\text{сумм}} = \frac{C_x \cdot \rho_{\text{атм}} \cdot W^2 \cdot F_{\text{Мид}} \cdot \tau_{\text{ас}}}{2}, (3)$$

где $C_x = 2.2$ — коэффициент аэродинамического сопротивления, $\rho_{\text{атм}}$ — плотность атмосферы на высоте орбиты, $\tau_{\text{ас}}$ — время активного существования.

В качестве независимых варьируемых параметров [7], в данной оптимизационной задаче, выступают удельный импульс и тяга ЭРДУ.

Диапазон варьирования удельного импульса ЭРДУ:

$$4000 \text{ [м/с]} < J_{\text{уд}} < 50000 \text{ [м/с]};$$

Диапазон варьирования тяги ЭРДУ:

$$(5 \dots 10) \cdot F_{\text{сопр}} \text{ [Н]} < P < 25 \cdot 10^{-3} \text{ [Н]};$$

где $F_{\text{сопр}} = \frac{J_{\text{сумм}}}{\tau_{\text{ас}}}$ Н — сила аэродинамического сопротивления атмосферы.

Масса рабочего тела, необходимая для компенсации аэродинамического торможения в течении заданного времени функционирования, определяется с помощью следующего соотношения:

$$M_{\text{РТ}} = \frac{J_{\text{сумм}}}{J_{\text{уд}}} (4)$$

Время работы ЭРДУ:

$$t_{\text{р,ЭРДУ}} = \frac{J_{\text{сумм}}}{P} (5)$$

Тяга и время работы одного двигателя будет равна тяге и времени работы всей ЭРДУ.
Массовый расход рабочего тела через ЭРДУ равно:

$$\dot{m} = \frac{P}{J_{уд}} \quad (6)$$

Массовый расход рабочего тела в анод-газораспределитель:

$$\dot{m}_{\text{анод}} = \dot{m} \cdot (1 - k_{\text{МРКН}}), \quad (7)$$

где $k_{\text{МРКН}} = 0.1$ – доля массового расхода в катод-компенсатор от общего массового расхода [8].

Массовый расход ионов равен:

$$\dot{m}_i = \eta_i \cdot \dot{m}_{\text{анод}}, \quad (8)$$

где $\eta_i \approx 0.9$ – полнота ионизации.

Коэффициент использования рабочего тела («газовая эффективность»):

$$\eta_{\text{РТ}} = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}} \quad (9)$$

Средняя скорость истечения:

$$W_{ia} \approx \frac{J_{уд}}{\eta_{\text{РТ}}} \quad (10)$$

Эффективное ускоряющее напряжение, необходимое для обеспечения средней скорости ионов [8]:

$$U_{ЭУ} = \frac{M_i \cdot W_{ia}^2}{2 \cdot e}, \quad (11)$$

где $M_i = 2.18 \cdot 10^{-25}$ кг – масса иона, если в качестве рабочего тела используется ксенон, $e = 1.6 \cdot 10^{-19}$ Кл – элементарный заряд.

Ионный ток реактивной струи определяется следующим образом:

$$I_i = \frac{\dot{m}_i}{M_i} \cdot e \quad (12)$$

Разрядный ток [9-10]:

$$I_p = \frac{I_i}{0.8} \quad (13)$$

Разрядное напряжение приблизительно равно:

$$U_p = U_{ЭУ} + \vartheta \varphi_i + U_{\text{К}}, \quad (14)$$

где $\vartheta = (4 \dots 6)$ – вольтовый эквивалент эффективной цены иона, приведенный к 1 А разрядного тока, т.е. величина, определяющая затраты энергии в разряде на получение 1 А разрядного тока [11, 12], $\varphi_i = 12.13$ – потенциал ионизации ксенона, $U_{\text{К}} = (15 \dots 30)$ В – разность потенциалов между катодом-нейтрализатором и струей плазмы.

Тогда, разрядную мощность двигателя можно оценить следующим образом:

$$N_p = I_p \cdot U_p \quad (15)$$

Тяговая мощность определяется с помощью следующего соотношения [13]:

$$N_T = \frac{\dot{m}_i \cdot W_{ia}^2}{2} \quad (16)$$

Затраты мощности на работу вспомогательных систем [11]:

$$N_{\text{всп}} \approx (0.01 \dots 0.05) \cdot N_T \quad (17)$$

Электрическая мощность, потребляемая двигателем равна:

$$N_э = N_p + N_{\text{всп}} \quad (18)$$

График зависимости $N_э$ от удельного импульса и тяги представлен на рис.2. Поверхность, пересекающая график, является ограничением.

Тяговый КПД [5] определяется следующим образом:

$$\eta_T = \frac{N_T}{N_э} \quad (19)$$

Полный КПД [2]:

$$\eta = \eta_{\text{РТ}} \cdot \eta_T \quad (20)$$

Цену тяги можно рассчитать с помощью следующего соотношения:

$$C_T = \frac{N_э}{P} \quad (21)$$

Тогда, электрическая мощность ЭРДУ:

$$N_{\text{ЭРДУ}} = \frac{N_э \cdot n_{\text{ЭРДУ,одн}}}{\eta_{\text{СПУ}}}, \quad (22)$$

где $\eta_{\text{СПУ}} \approx (0.9 \dots 0.97)$ – КПД системы преобразования и управления (СПУ) [8].

Масса конструкции двигателя:

$$M_{\text{ЭРД}} \approx 3 \cdot 10^{-3} \cdot N_э \quad (23)$$

Масса системы преобразования и управления пропорциональна электрической мощности ЭРДУ:

$$M_{\text{СПУ}} \approx \gamma_{\text{СПУ}} \cdot N_{\text{ЭРДУ}}, (24)$$

где $\gamma_{\text{СПУ}} \approx (15 \dots 20) \cdot 10^{-3}$ кг/Вт – удельная масса СПУ [8].

Масса системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) зависит от массы рабочего тела:

$$M_{\text{СХПРТ}} \approx k_{\text{СХПРТ}} \cdot M_{\text{РТ}}, (25)$$

где $k_{\text{СХПРТ}} \approx (0.1 \dots 0.4)$ – конструктивный коэффициент [8].

Масса ЭРДУ определяется с помощью соотношения:

$$M_{\text{ЭРДУ}} = M_{\text{РТ}} + M_{\text{СПУ}} + M_{\text{СХПРТ}} + k_{\text{РД}} \cdot M_{\text{ЭРД}} \cdot n_{\text{ЭРД},\Sigma}, (26)$$

где $k_{\text{РД}} \approx (1.2 \dots 1.5)$ – конструктивный коэффициент [8]. График зависимости $M_{\text{ЭРДУ}}$ от удельного импульса и тяги представлен на рис.1.

Средний диаметр разрядной камеры [12, 14]:

$$d_{\text{ср}} = 2.10 \cdot 10^{12} \cdot \dot{m}_{\text{анод}}^3 - 2.88 \cdot 10^8 \cdot \dot{m}_{\text{анод}}^2 + 1.39 \cdot 10^4 \cdot \dot{m}_{\text{анод}} + 0.016, (27)$$

Значения прочих конструктивных параметров, можно определить, используя формулы (28 – 33) [11, 12, 14]:

$$b_{\text{к}} \approx (0.2 \dots 0.3) \cdot d_{\text{ср}}, (28)$$

$$d = d_{\text{ср}} + b_{\text{к}}, (29)$$

$$d_{\text{внутр}} = d_{\text{ср}} - b_{\text{к}}, (30)$$

$$l_{\text{к}} \approx (1.5 \dots 2) \cdot b_{\text{к}}, (31)$$

$$l_{\text{к}\Sigma} \approx (1.2 \dots 1.5) \cdot l_{\text{к}}, (32)$$

$$\delta = (0.4 \dots 0.75) \cdot l_{\text{к}}, (33)$$

Габаритные размеры СПД в первом приближении [12, 14]:

$$D_{\text{СПД}} \approx 1.2 \cdot d, \# (34)$$

$$L_{\text{СПД}} \approx (2 \dots 3) \cdot l_{\text{к}}, (35)$$

График зависимости $D_{\text{СПД}}$ от удельного импульса и тяги представлен на рис.4. Поверхность, пересекающая график, является ограничением.

Необходимая магнитная индукция в зазоре, определяется следующим образом [12, 14]:

$$B_{r,\text{max}} = 0.15 \cdot (b_{\text{к}} \cdot 10^3)^{-0.8}, (36)$$

Для того чтобы оценить время, в течение которого, за счёт ионной бомбардировки, происходит распыление внутренней стенки разрядной камеры в окрестности среза, воспользуемся полуматематическим методом, в соответствии с которым оценивается время, за которое профиль стенки поворачивается на некоторый небольшой угол ψ_0 примерно с постоянной скоростью. Для оценочных расчётов можно использовать $\psi_0 = 15^\circ$. Рассчитанное значение позволяет отыскать ресурс работы по приближенной формуле.

Энергия ионов, выпадающих на стенку, выраженная в электрон-вольтах, определяется с помощью формулы (37):

$$\mathcal{E}_{i,\text{ст}} = U_{\text{р}} \cdot \eta_{\text{ст}}, (37)$$

где $\eta_{\text{ст}} \approx 0.3 \dots 0.6$ [14].

Протяженность слоя ионизации и ускорения (СИУ) [15]:

$$L_{\text{СИУ}} \approx (5 \dots 7) \cdot \sqrt{\frac{M_e \cdot U_{\text{р}}}{e \cdot B_{r,\text{max}}^2}}, (38)$$

где $M_e = 9.1093 \cdot 10^{-31}$ кг – масса электрона.

Коэффициент тока ускоренных ионов в стенку [8]:

$$\beta_{i,\text{ст}} \approx \frac{0.1 \cdot k_{\text{вын}} \cdot L_{\text{СИУ}}}{0.5 \cdot b_{\text{к}} - 0.1 \cdot k_{\text{вын}} L_{\text{СИУ}}}, (39)$$

где $k_{\text{вын}} \approx (0.7 \dots 1)$ – коэффициент, учитывающий вынос СИУ за пределы разрядной камеры, численно равный доле протяженности СИУ в пределах разрядной камеры.

Плотность тока в СИУ на внутреннюю стенку камеры может быть оценена следующим образом [8]:

$$j_{i,\text{ст}} \approx \frac{0.5 \cdot \beta_{i,\text{ст}} \cdot I_i}{\pi \cdot k_{\text{вын}} \cdot L_{\text{СИУ}} \cdot d_{\text{внутр}}}. (40)$$

Коэффициент объёмного распыления определяется с помощью аппроксимационной зависимости:

$$K_V = a \cdot \mathcal{E}_{i,\text{ст}} + b, (41)$$

где $a = 7.5 \cdot 10^{-14}$ и $b = -1.25 \cdot 10^{-12}$ – аппроксимационные коэффициенты, для керамики марки АБН (BN+AlN) [8].

Локальная скорость перемещения распыляемой поверхности на срезе разрядной камеры:

$$\delta = j_{i,\text{ст}} \cdot K_V. (42)$$

Толщина распыляемого слоя на срезе камеры при повороте внутренней стенки на угол ψ_0 определяется следующим образом:

$$\delta_0 = k_{\text{вын}} \cdot L_{\text{СИУ}} \cdot \text{tg} \psi_0. (43)$$

Время начального распыления может быть оценено как:

$$\tau_0 = \frac{\delta_0}{\delta} \cdot (44)$$

Временной ресурс работы, соответствующий полному распылению выходной кромки, может быть оценён по формуле (45) [11]:

$$\tau_p = \tau_0 \cdot \left(\frac{\delta}{\delta_0}\right)^m, (45)$$

где δ – толщина стенки РД, $m=(1.5 \dots 2)$ – некоторый коэффициент, для современных СПД может быть принят равным данному значению. График зависимости τ_p от удельного импульса и тяги представлен на рис.6. Поверхность, пересекающая график, является ограничением.

Объём, который занимает ЭРДУ определяется с помощью формул (46 – 49) [8]:

$$V_{СПД} = \pi \cdot L_{СПД} \cdot \left(\frac{D_{СПД}}{2}\right)^2, (46)$$

$$V_{РТ} = \frac{M_{РТ}}{\rho_{РТ}}, (47)$$

$$V_{СПУ} = \frac{M_{СПУ}}{\rho_{СПУ}}, (48)$$

$$V_{ЭРДУ} \approx 1.75 \cdot (V_{СПД} + V_{РТ} + V_{СПУ}), (49)$$

где $\rho_{РТ}=1800 \text{ кг/м}^3$ – плотность рабочего тела, $\rho_{СПУ}=1200 \text{ кг/м}^3$ – средняя плотность аппаратуры в СПУ. График зависимости $V_{ЭРДУ}$ от удельного импульса и тяги представлен на рис.3. Поверхность, пересекающая график, является ограничением.

Для того, чтобы определить максимальное время непрерывной работы СПД, необходимо численно решить следующее дифференциальное уравнение (50):

$$c_{СПД} \cdot m_{СПД} \cdot \frac{dT}{dt} = (1-\eta_T) \cdot N_э \cdot \left(\frac{\pi \cdot D_{СПД}^2}{4}\right) \cdot \sigma \cdot \varepsilon \cdot T^4, (50)$$

где $c_{СПД} \approx 623 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$ – средняя теплоёмкость материалов СПД, $\sigma=5.67 \cdot 10^{-8}$ – постоянная Стефана-Больцмана, $\varepsilon=0.85$ – степень черноты торцевой поверхности СПД.

Уравнение (50) интегрируется для каждого значения удельного импульса и тяги, пока не будет достигнута допустимая температура $T_{доп} \approx 900 \text{ К}$.

Будем считать, что цепь поджига и клапаны могут обеспечить только ограниченное количество включений ЭРДУ, тогда максимальное количество включений можно принять приблизительно равным $n_{вкл, max} \approx (1500 \dots 2000)$.

Количество включений ЭРДУ можно определить следующим образом:

$$n_{вкл} \approx \frac{t_p}{t_{непр}}, (51)$$

где $t_{непр}$ – время непрерывной работы СПД, определяемое при интегрировании уравнения (50). График зависимости $n_{вкл}$ от удельного импульса и тяги представлен на рис. 5. Поверхность, пересекающая график, является ограничением.

Результаты расчета

Оптимальные значения параметров ЭРДУ для CubeSat 24U, с учётом всех ограничений, по критерию – минимум массы ЭРДУ, приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Оптимальные значения параметров ЭРДУ

Параметр, ед. изм.	Значение	Ограничение
$M_{ЭРДУ}$, Г	4768.43563	-
$V_{ЭРДУ}$, см ³	3708.46132	4000
$J_{уд}$, м/с	11434.34343	-
P , Н	0.00454	-
$N_э$, Вт	59.14802	150
$N_{ЭРДУ}$, Вт	63.25991	-
η	0.43905	-
t_p , сут	79.75710	-
$n_{вкл}$	2000	2000
$V_{СПД}$, см ³	28.95040	-

$L_{СПД}$, мм	32.054	-
$D_{СПД}$, мм	33.911	90,9
$V_{r,max}$, Тл	0.030491	-
τ_p , сут	257.57575	1825

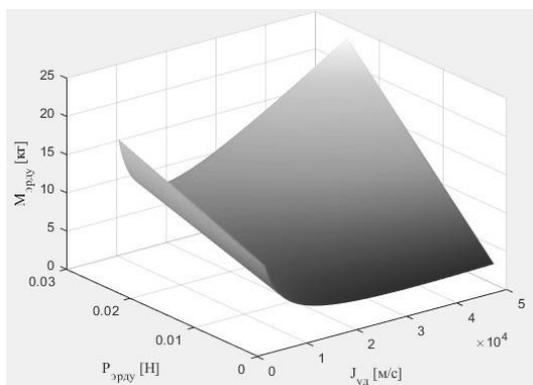


Рис. 1. График зависимости массы ЭРДУ от тяги и удельного импульса

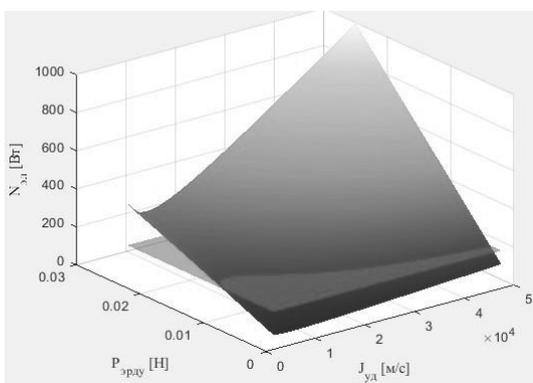


Рис. 2. График зависимости электрической мощности от тяги и удельного импульса

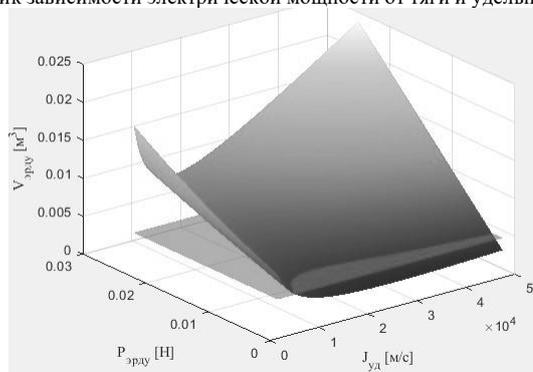


Рис. 3. График зависимости объема ЭРДУ от тяги и удельного импульса

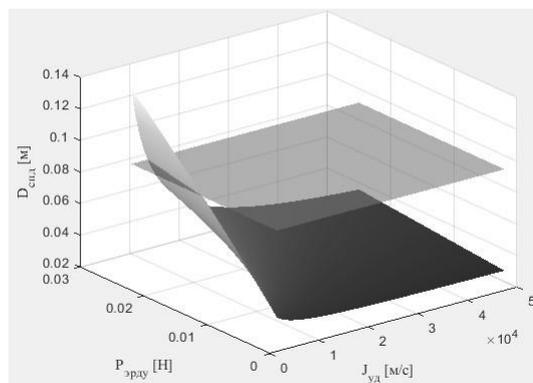


Рис. 4. График зависимости диаметра СПД от тяги и удельного импульса

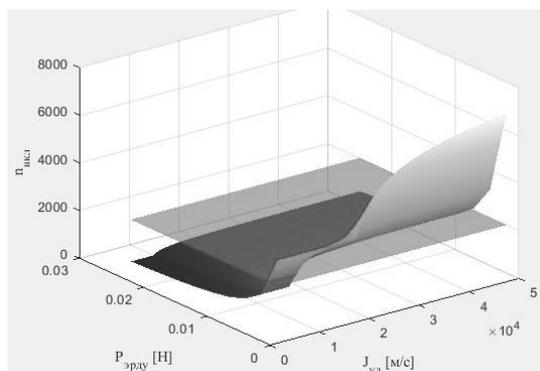


Рис.5. График зависимости количества включений ЭРДУ от тяги и удельного импульса

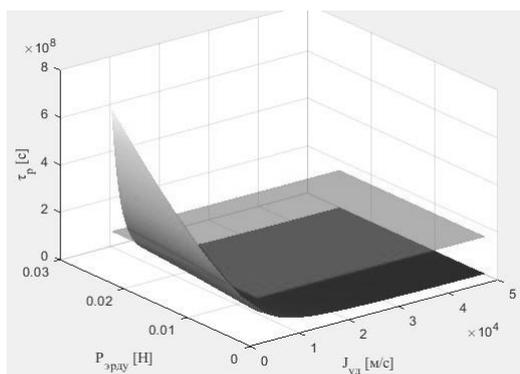


Рис.6. График зависимости ресурса ЭРДУ от тяги и удельного импульса

Заключение

В результате проведенного расчета рассчитаны оптимальные значения удельного импульса и тяги, а также масса рабочего тела, необходимого для компенсации аэродинамического торможения. Установлено, что ЭРДУ способна компенсировать аэродинамическое торможение на высоте орбиты 350 км в течение заданного времени, увеличивая срок активного существования до 5 лет.

Таким образом, результаты подтверждают возможность использования малогабаритных стационарных плазменных двигателей для поддержания орбит малых космических аппаратов формфактора 24U.

Научный руководитель – к.т.н., Н.Л. Будный

Библиографический список

1. Салмин В. В. Оптимизация космических перелетов с малой тягой: Проблемы совместного управления траекторным и угловым движением. М.: Машиностроение, 1987.
2. Гродзовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В. Механика космического полета (проблемы оптимизации). М.: Наука, 1975.
3. Лебедев В. Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М.: ВЦ АН СССР, 1968.
4. Старинова О. Д. Расчет межпланетных перелетов космических аппаратов с малой тягой. М.: URSS, 2020.
5. Ермолаев, В.И. Двигательные установки космических летательных аппаратов: учебник / В.И. Ермолаев. — СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2016. — 214 с.
6. Матвеев, Н.К. Моделирование возмущенного орбитального движения космического аппарата: практическое пособие / Н.К. Матвеев; Балт. гос. тех. ун-т. – СПб., 2019. – 29 с.
7. Ермолаев, В.И. Методы оптимизации проектных параметров маршевых двигательных установок и способов маневрирования космических аппаратов: учебник / В.И. Ермолаев. — СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2017. — 80 с.
8. Будный, Н.Л. Стационарные плазменные двигатели: учебное пособие / Н.Л. Будный. — СПб.: БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 2023. — 117 с.
9. Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К. Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: Изд-во МАИ, 2012.
10. Ким В.П. Конструктивные признаки и особенности рабочих процессов в современных стационарных плазменных двигателях Морозова // Журнал технической физики. 2015. Т. 85. № 3. С. 45.
11. Белан Н.В., Ким В.П., Оранский А.И., Тихонов В.Б. Стационарные плазменные двигатели. Харьков: ХАИ, 1989.
12. Григорьян В.Г., Демидов А.С., Хартов С.А. Расчет и конструкция электроракетных двигателей: учебное пособие – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011.
13. Горшков, О.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / О.А. Горшков, В.А. Муравлёв, А.А. Шагайда; под ред. академика РАН А.С. Коротеева. — М.: Машиностроение, 2008. — 280 с.
14. Хартов С.А. Расчет элементов двигательной установки со стационарным плазменным двигателем: учебное пособие. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009.
15. Ким В.П., Семенкин А.В., Хартов С.А. Конструктивные и физические особенности двигателей с замкнутым дрейфом электронов. М.: Изд-во МАИ, 2016.

МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАЗДЕЛЕНИЯ ПАССИВНОЙ МАССЫ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ

А. И. Кузнецов, А. С. Дубова., Р. В. Пастухов

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

Введение

Современные требования к ракетной технике обусловлены необходимостью повышения эффективности полётов, увеличения дальности полета ракеты и высоты выведения полезной нагрузки и уменьшения использования топливных ресурсов. В данной статье рассматривается один из принципов решения этой технической проблемы, с помощью отделения пассивной массы одноступенчатой ракеты. Основное внимание уделяется схемам ракет с отделяемыми цилиндрическими обечайками, технологиям их крепления и разделения.

Ракетостроение требует постоянного совершенствования конструктивных решений для снижения затрат энергии на полёт. Одним из перспективных направлений является проектирование ракетных блоков с возможностью отбрасывания пассивной массы в процессе полёта, что позволяет увеличить скорость Циолковского или увеличить выводимую массу полезной нагрузки.

Все современные конструкции ракет обладают существенным недостатком, заключающимся в необходимости поднятия на заданную орбиту пассивной нагрузки в виде неиспользуемых элементов конструкции, что снижает массу полезной нагрузки и предельную достигаемую скорость ракеты под действием силы тяги. Технический прогресс дошел до технологического предела классической конструкции одноступенчатой ракеты. В связи с этим возникла идея отбрасывания пассивной нагрузки по мере израсходования топлива в одноступенчатой ракете.

Вопрос повышения конструкции ракет конструктивного совершенства ракет стоит перед ракетостроением со времен межпланетного корабля системы Ф.А. Цандера, который предложил использовать элементы корпуса корабля-аэроплана, являющиеся после сжигания топлива пассивной массой, в качестве дополнительного горючего для двигательной установки. Затем эту идею развили до многоступенчатых ракет, которые позволяют развивать большие скорости, но обладают рядом недостатков. В первую очередь такие ракеты состоят из нескольких ракетных блоков, что увеличивает пассивную массу ракеты в целом, так как на каждом этапе полета обычно используются не все ракетные блоки. Ракеты пакетной схемы имеют большее аэродинамическое сопротивление, что снижает конечную развиваемую скорость. При израсходования ракетных блоков они отделяются, частично решая проблему пассивной массы ракет, при этом ракетные блоки используются нерационально, относительно далее предложенной схемы. [1]

Существующие методы обеспечения отделения пассивной массы одноступенчатых ракет

Эта техническая задача решается при использовании качественно иной схемы работы ракеты, основанной на изменении пассивной массы одноступенчатой ракеты в процессе израсходования топлива.

Решением данной проблемы, может быть полный отказ от топливных баков, трубопроводов и камер сгорания РДТТ, в качестве пассивной массы, как это было описано в изобретении П. Владимирова, представленном на рис. 1. Топливо находится в таком состоянии, при котором его удобно хранить и подавать в камеру сгорания ракетного двигателя, для создания необходимой для достаточного перемещения реактивной силы. В частности, автор идеи предложил использовать в качестве заряда топлива длинную пластичную ленту, намотанную на корпус ракеты, лента будет разматываться под действием системы кронштейнов и подаваться в разогретый кожух, где впоследствии будет расплавляться и через насосную систему подаваться в камеру сгорания. [2]

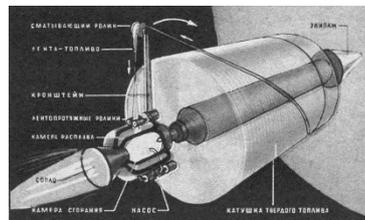


Рис. 21 Проект П. Владимирова – рисунок из журнала «Техника молодежи»

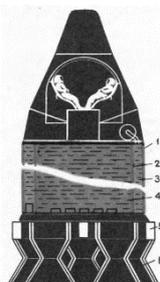
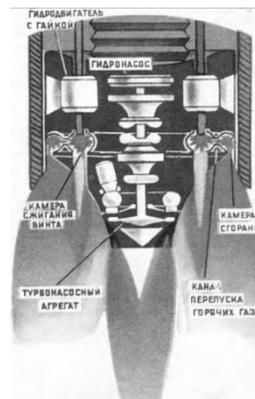


Рис. 2 Ракетный двигатель со сгорающим корпусом

Для изменения пассивной массы ракеты со стандартным способом хранения топлива в баках или камерах сгорания были спроектированы ракеты различным способом отделяющиеся стенки бака и силовой набор по мере использования топлива. Одним из способов реализации можно считать ракеты с непрерывным отбрасыванием пассивной массы. Например, отбрасывание производится путем постоянного отрезания использованной части корпуса, как это было описано в патенте США «Ракетный двигатель со сгорающим корпусом», представленном на рис. 2, и последующим сжиганием металлической стружки в камере сгорания. Либо отбрасывание пассивной массы происходит за счет сгорания осевобшившей отработавшей оболочки и несущих винтов, которые в процессе подачи топлива оказываются в зоне струи раскаленных газов, истекающих из сопла. Данная схема была



А. Волчкова - рисунок из журнала «Техника молодежи»

взята за основу в «Самосжигающемся корабле» инженера А. Волчкова, представленном на рис.3. Данные схемы используют в качестве топлива жидкие окислитель и горючее, что создает необходимость в том, чтобы разделять компоненты топлива внутри корпуса ракеты, усложняя конструкцию системы забора топлива.[3]

Вместо непрерывного отделения пассивной массы, можно использовать дискретное, поскольку таким образом, можно заранее просчитать отбрасываемую массу, проектировать универсальные составные обечайки корпуса, выполняющие роль топливного бака и силового элемента. Такой принцип был использован в одноступенчатой ракете с двигателем на гелеобразном топливе, представленном на рис. 4, разработанной в Ленинградском механическом институте. В ней отделение пассивной массы происходит каждый раз, когда после израсходования гелеобразного топлива, камера сгорания перемещается вдоль корпуса до места безопасного раскрытия узла крепления обечайки. [1]

В отличие от жидкого топлива, горючее и окислитель могут находиться не в гомогенно смешанном состоянии, а представлять собой гетерогенную мелкодисперсную смесь, что дает нам возможность использовать сыпучее твердое топливо в одноступенчатой ракете с дискретным изменением пассивной массы, поскольку не будет необходимости в насосных системах, подача топлива будет обеспечиваться положительной нагрузкой при полете и подающим регулирующим устройством, например шестеренкой, как в патентах Горшкова А.А, представленных на рис. 5, 6, 7. По мере израсходования топлива обечайки будут отделяться от корпуса, уменьшая пассивную массу ракеты.[4] [5] Также данным автором была предложена идея создать ракету, представленную на рис. 6, 7, корпус которой составлен из лент, герметично охватывающих корпус, и отделяющихся по мере помещения в механизм обрезания ленты. [5]

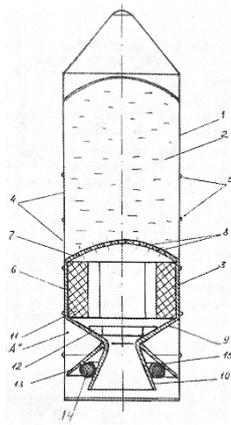


Рис. 4 Схема ракеты с двигателем на гелеобразном топливе

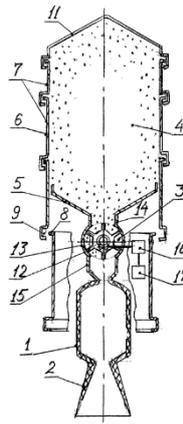


Рис. 5 Схема ракетного двигателя (действующий авторский патент RU 2749235C2)

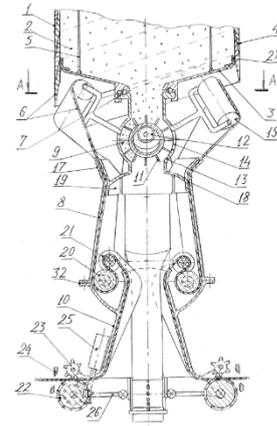
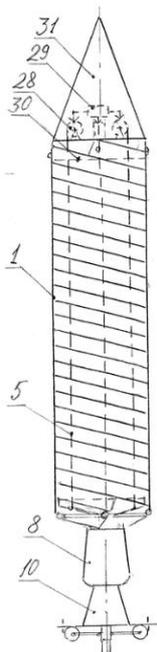


Рис. 6 Схема ракетного двигателя на сыпучем топливе (действующий авторский патент RU 2781320C2)

Предлагаемая схема ракеты, дискретно отбрасывающей пассивную массу

Для решения некоторых недостатков предыдущих методов, в данной статье предлагается предполагаемая схема ракеты дискретно изменяющей массу, представленной на рис. 8. Главной проблемой таких предыдущих ракет, можно считать ненадежные узлы перемещения ракетной двигательной установки (РДУ) внутри корпуса, которое должно быть определенным, а следовательно, иметь одну степень свободы, движение вдоль строительной оси, для уменьшения нагрузок во время полета и стабилизации всех систем во время полета. Данное требование может осуществляться с помощью винтовых пазов и устройств перемещения РДУ, регулирующих её движение вдоль пазов. В качестве устройств перемещения РДУ можно использовать ролики или шагающий механизм Чебышева, обеспечивающие перемещение РДУ под действием силы тяги. Это позволяет не только управлять процессом расходования топлива, созданием требуемого давления внутри топливного бака, но и поддерживать стабильное горение в камере сгорания

Корпус ракеты представляет собой совокупность цилиндрических обечайек, герметично соединённых между собой. Эти обечайки отбрасываются по мере расходования топлива, что уменьшает пассивную массу ракеты. Одной из возникающих технических проблем можно назвать герметичность соединения обечайек с РДУ и между собой. Герметичность обечайек друг с другом, может обеспечиваться как герметичными кольцами, лабиринтными уплотнениями, так и пиротехническим соединением. Для обеспечения герметичного подвижного соединения РДУ и корпуса можно использовать канавки для забора в общий канал просочившихся излишков компонентов топлива. В качестве системы разделения обечайек возможно использовать пироустройства или



компоновка предлагаемого двигателя в составе одноступенчатой ракеты (действующий авторский патент RU 2781320C2)

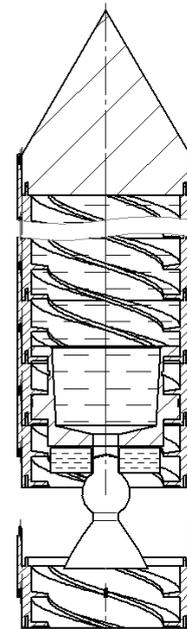


Рис. 9 Схема предлагаемого двигателя в составе одноступенчатой ракеты, дискретно изменяющей пассивную массу

пружинные механизмы, срабатывающие при достижении РДУ безопасного расстояния для отделения до крайней обечайки, обеспечивая их последовательное отделение без потери герметичности.

Заключение

Методы дискретного разделения пассивной массы, рассмотренные в данной статье, открывают новые перспективы для улучшения конструкции одноступенчатых ракет или ракетных блоков и повысит рациональность использования ракетных блоков и топливных ресурсов. Несмотря на сложность технической реализации, такие системы могут привести к значительным успехам в освоении дальнего космоса области и ракетостроения в целом.

Научный руководитель – ст. преподаватель Ю. А. Никольченко

Библиографический список

1. Охочинский М.Н. Оригинальные и неожиданные технические решения в ракетостроении и космонавтике: монография. Предисловие В.С. Новикова. / – СПб: Изд-во «Инфо-Да», БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2020. – 136 с. – (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №33)
2. Владимиров П. На всю катушку // «Техника-молодежи», 1970, №7. С. 36. Лаборатория «Инверсор». Доклад №28
3. Волчков А. Самосжигающийся корабль // «Техника-молодежи», 1973, №11. С. 29. Доклад №45
4. Патент № 2749235 С2 Российская Федерация, МПК F02K9/08 F02K9/24 F02K9/70. Ракетный двигатель: № 2019110121: заявл. 2019-04-05: опубл. 2021-06-07 / А.А. Горшков. EDN QOHAOL.
5. Патент № 2781320С2 Российская Федерация, МПК F02K9/97 F02K9/70. Ракетный двигатель на сыпучем топливе: № 2019117698: заявл. 2019-06-06: опубл. 2022-10-11/ А.А. Горшков.; EDN QOHAOL.

УДК 621.45.02

ПРИКЛАДНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕРМИЧЕСКОГО РАЗЛОЖЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИ КОНДЕНСИРОВАННЫХ СИСТЕМ

А.П. Романов

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

Введение

В настоящее время остается актуальной задача анализа термического разложения энергетически конденсированных систем (ЭКС). В наиболее общем случае решение указанной задачи требует учета структурных неоднородностей ЭКС. При этом фундаментальной основой для таких расчетов служит исследование однородных ЭКС, которое позволяет производить учет неоднородностей за счет наложения локальных воздействий.

Целью настоящей работы является разработка прикладного программного обеспечения для расчета термического разложения однородных энергетически конденсированных систем.

Возможности программы

Разработанная программа позволяет для произвольных однородных ЭКС получить не только зависимость площади поверхности термического разложения от толщины разложившегося свода, но и трехмерные модели этапов в процессе термического разложения.

Принятые допущения

В основе работы программы лежат допущения об однородности массива высокоэнергетического материала ЭКС и волновом характере процесса её термического разложения, в соответствии с которыми перемещение фронта термического разложения осуществляется параллельными слоями, а закон скорости термического разложения является постоянным на всей продолжительности работы ЭКС [1, 2].

Исходные данные

В представляемом в данном докладе программном продукте исходные данные имеют достаточно простую структуру – трехмерную модель ЭКС, которая может быть получена в САД-программе как трехмерная модель с выделенными на ней различными цветами деградирующими и не деградирующими поверхностями.

Затем созданная трехмерная модель ЭКС с заданной точностью (с выбранными максимальными линейным и (или) угловым отклонениями) преобразуется в совокупность триангуляций деградирующих и не деградирующих поверхностей с общими границами.

Наконец, полученная совокупность триангуляций покрывается трехмерным полем расчетных точек заданной размерности (количество расчетных точек по осям $N_x \times N_y \times N_z$ или шаг по каждой из осей $\Delta x \times \Delta y \times \Delta z$), заключенных в параллелепипед, их описывающий.

Алгоритм расчетов

Элементарным объектом, относительно которого осуществляется вычисление расстояний выхода поверхности термического разложения, будет треугольник термически деградирующей поверхности, пространство распространения фронта термического разложения от которого изображено на рисунке 1. Различными цветами на рисунке 1 выделены зоны распространения фронта от элементов треугольника: темно-серым – от сторон треугольника; светло-серым – от вершин треугольника; серым – от всего ΔABC .

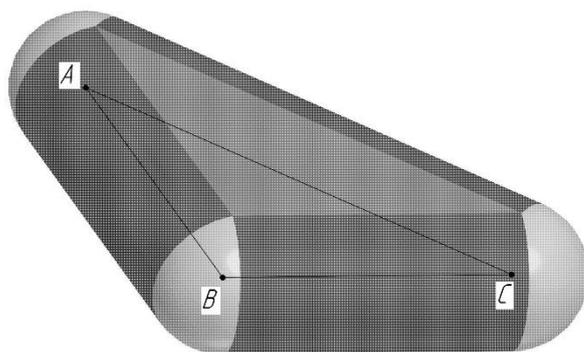


Рисунок 22 – Пространство распространения фронта термического разложения от ΔABC

Для определения расстояния выхода поверхности термического разложения в расчетную точку рассматриваются две области в плоскости треугольника: область внутри треугольника и область вне треугольника (см. рисунок 2).

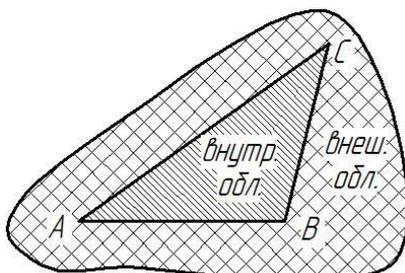


Рисунок 23 – Области в плоскости треугольника

Если проекция расчетной точки на плоскость треугольника принадлежит внутренней области, то расстояние выхода фронта термического разложения в расчетную точку равняется расстоянию от расчетной точки до плоскости треугольника (зона треугольника (серая) – см. рисунок 1). Если точка принадлежит внешней области, то расстояние выхода – равняется расстоянию от расчетной точки до ближайшей стороны треугольника (зоны сторон и зоны вершин). В данном случае для упрощения расчетов используется следующая схема (см. рисунок 3): для каждой стороны треугольника определяется положение проекции расчетной точки на эту сторону, в соответствии с которым вычисляется расстояние выхода фронта (от левой вершины, или от стороны, или от правой вершины), а затем из этих трех расстояний выбирается наименьшее.

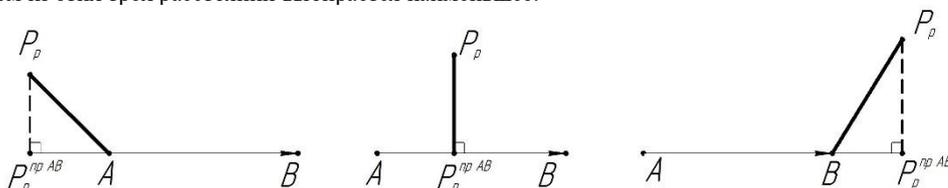


Рисунок 24 – Схема расчета расстояния выхода для расчетной точки, проекция которой принадлежит внешней области

В качестве расстояния выхода поверхности термического разложения в каждую расчетную точку принимается наименьшее среди всех вычисленных расстояний выхода фронта деградации от всех треугольников до рассматриваемой точки [3].

По получении значений расстояний выхода поверхности термического разложения в расчетных точках сетки создаются трехмерные модели этапов термического разложения ЭКС, соответствующие выбранной последовательности толщин разложившегося свода. Данное действие для каждой из толщин разложившегося свода выполняется в три шага.

На первом шаге с помощью метода марширующих кубов [4] триангуляция «тела разложившегося свода» – замкнутая область пространства, которую могла бы достичь поверхность термического разложения при всестороннем ее распространении.

На втором шаге полученная триангуляция импортируется в CAD-систему и преобразуется там в твердотельную модель.

На третьем шаге твердотельная модель «тела разложившегося свода» булево вычитается из исходной геометрии заряда, в результате чего получается твердотельная модель ЭКС на этапе термического разложения, соответствующего выбранной толщине разложившегося свода.

В заключение на основе полученного набора трехмерных моделей этапов термического разложения ЭКС получаем зависимость площади поверхности теплового разложения от толщины разложившегося свода.

Пример работы программы

В качестве примера работы программы был произведен расчет ЭКС, термическое разложение которой происходит по внутреннему каналу с щелями различной геометрии (см. рисунок 4).

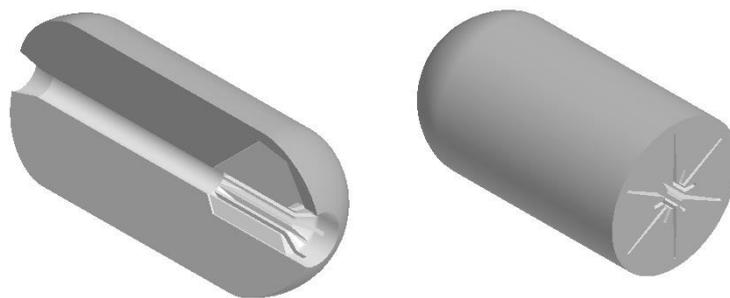
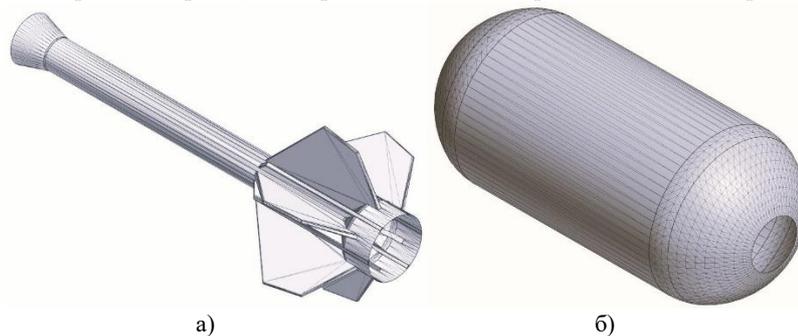


Рисунок 25 – Сечения трехмерной модели щелевой ЭКС

На рисунке 5 приведена триангуляция разлагающихся и не разлагающихся поверхностей.



а)

б)

Рисунок 26 – Триангуляция разлагающихся (а) и не разлагающихся (б) поверхностей

На рисунке 6 показана регулярная ортогональная сетка расчетных точек размером $50 \times 50 \times 50$, построенная вокруг полученной совокупности триангуляций.

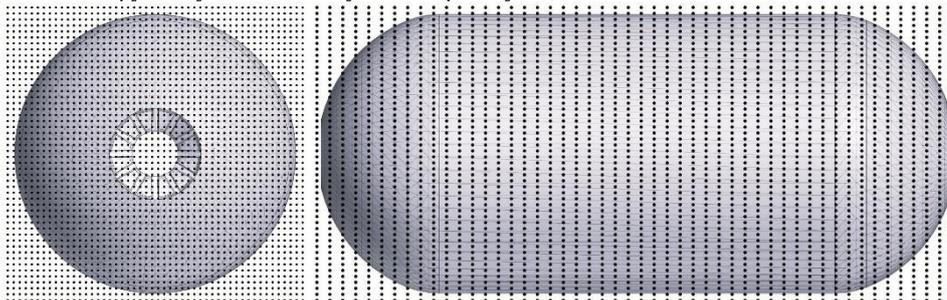
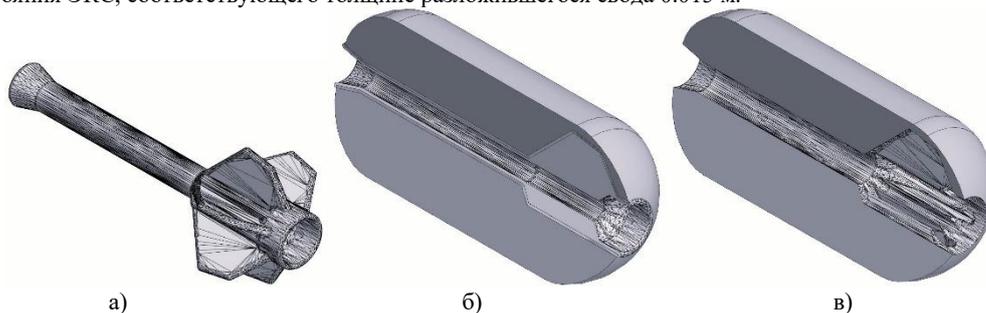


Рисунок 27 – Сетка расчетных точек

На рисунке 7 в качестве показана последовательность действий по получению трехмерной модели состояния ЭКС, соответствующего толщине разложившегося свода 0.015 м.



а)

б)

в)

Рисунок 28 – Получению трехмерной модели состояния ЭКС

а) получение трехмерной модели тела разложившегося свода;

б) подготовка к булевому вычитанию (с сечением моделей по малой и большой щелям);

в) результирующая трехмерная модель состояния ЭКС (с сечением моделей по малой и большой щелям), соответствующего толщине разложившегося свода 0.015 м

На рисунке 8 изображены трехмерные модели основных этапов термического разложения рассматриваемой щелевой ЭКС (с сечением по малой и большой щелям).

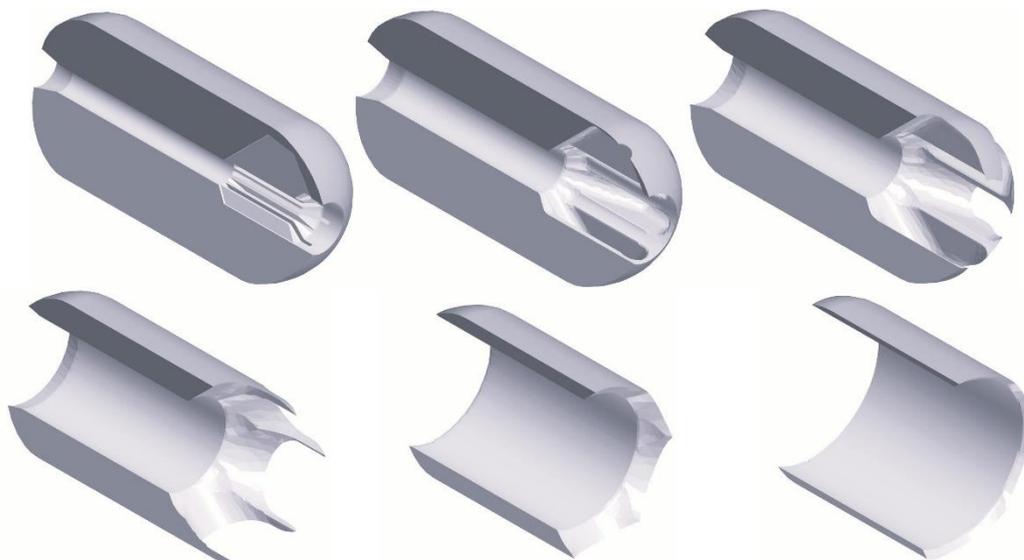


Рисунок 29 – Основные этапы термического разложения рассматриваемой щелевой ЭКС

На основе полученных трехмерных моделей на рисунке 9 построен график зависимости площади поверхности термического разложения от толщины разложившегося свода для рассматриваемой щелевой ЭКС.

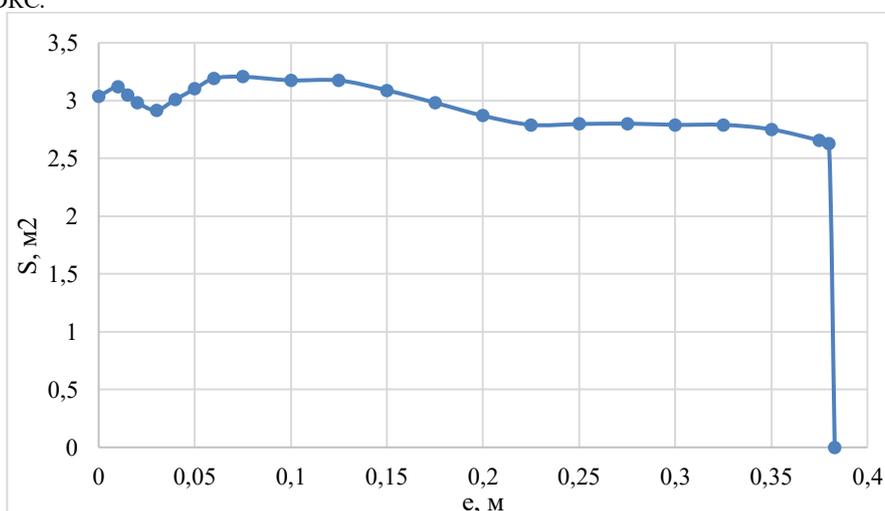


Рисунок 30 – График зависимости площади поверхности термического разложения от толщины разложившегося свода

Заключение

Ключевым преимуществом разработанной программы является ее универсальность, позволяющая производить расчет термического разложения ЭКС произвольных геометрических форм, которое достигается за счет замены исходной геометрии ЭКС на её триангуляцию.

Научный руководитель – Савельев С.К.

Библиографический список

1. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе: Учебное пособие для вузов. – М.: Машиностроение, 1979. – 392 с.
2. Ракетные двигатели на твердом топливе, Виницкий А.М. М., «Машиностроение», 1973. – 347 с.
3. Michael A. Willcox, M. Quinn Brewster, K.C. Tang, D. Scott Stewart. Solid Propellant Grain Design and Burnback Simulation using a Minimum Distance Function, AIAA 2005-4350, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 10-13 July 2005, Tucson, Arizona. - 19 p
4. William E Lorensen, Harvey E. Cline Marching cubes: a high resolution 3D surface construction algorithm. - ACM SIGGRAPH Computer Graphics 21(4), August 1987. - pp. 163-169

УДК 621.791

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ УСТАНОВОК ЗА СЧЕТ ВНЕДРЕНИЯ В СХЕМУ РЕКУПЕРАТИВНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА

В.В. Владимирцев, С.П. Игошин

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва

Повышение эффективности газотурбинных двигателей и энергетических установок (ГТУ) всегда являлось неотъемлемой частью развития всей отрасли. В последние десятилетия многие компании, к примеру, GeneralElectric – ГТУ LM6000, Honeywell – ГТУ TFE731, активно используют рекуперативные теплообменные аппараты в своих газотурбинных установках. Еще большее количество компаний (Rollse-Royce, Flex Energy, Mitsubishi Heavy Industries) серьезно задумываются об этом, либо активно ведут разработки. Внедрение теплообменников обусловлено минимизацией расхода топлива и повышением коэффициента полезного действия (КПД) ГТУ, что положительно сказывается на экологических характеристиках. В малоразмерных газотурбинных установках теплообменный аппарат в перспективе может значительно снизить удельный расход топлива и сделать установку экономически наиболее выгодной.

Цель работы заключается в исследовании возможности внедрения в схему малоразмерной газотурбинной установки рекуперативного теплообменника, а также оценка изменения термогазодинамических параметров установки вследствие изменения схемы.

В работе используются расчетные методы, описывающие рабочий процесс в проточной части газотурбинной установки.

Был проведён термогазодинамический расчет параметров малоразмерной газотурбинной установки в её характерных сечениях в среде концептуального проектирования газотурбинных силовых установок АСТРА-ГТД. Также, определена компоновка теплообменника с целью обеспечения наименьших габаритных размеров с минимальным гидравлическим сопротивлением в тракте при максимальной эффективности.

Принцип действия рассматриваемой установки - газ, выходящий из турбины, направляется в теплообменник, где отдает часть своего тепла воздуху, прошедшему компрессор. Вследствие того, что воздух, поступающий в камеру сгорания имеет большую температуру, нежели он имел бы без прохода через теплообменник, на подогрев газа в камере сгорания тратится меньше топлива (рисунок 1). Следовательно, удельная тяга установки уменьшается, что положительно сказывается на её экономической эффективности и экологических показателях.

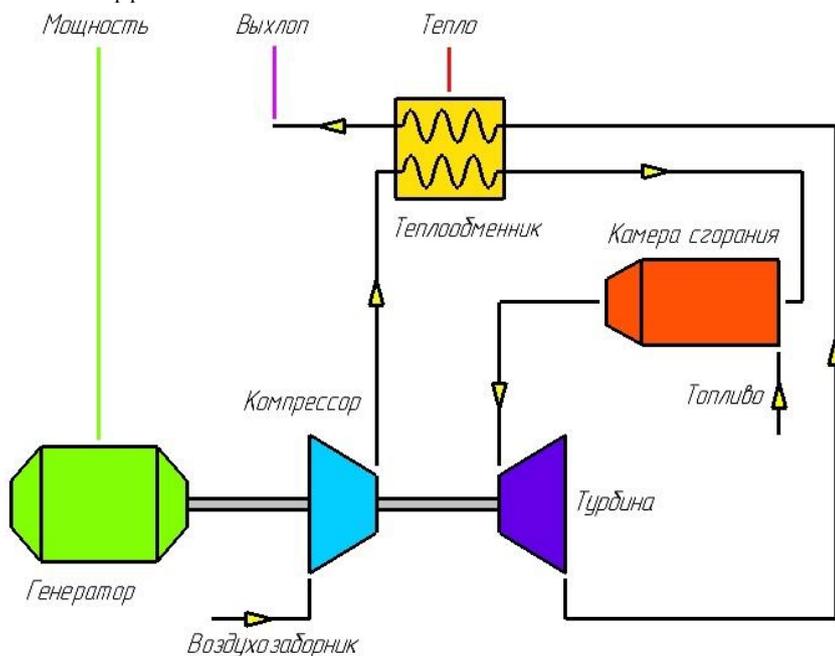


Рисунок 1 – Схема малоразмерной газотурбинной установки с рекуперативным теплообменником

Выполненный в АСТРЕ расчет подтверждает повышение термического КПД малоразмерной ГТУ на 5-15% и снижение часового расхода топлива на 40-50% (рис. 2, табл. 1). Этот показатель достигается за счет увеличенной температуры воздуха на входе в камеру сгорания, а также снижению потерь тепла газа на выходе из установки.

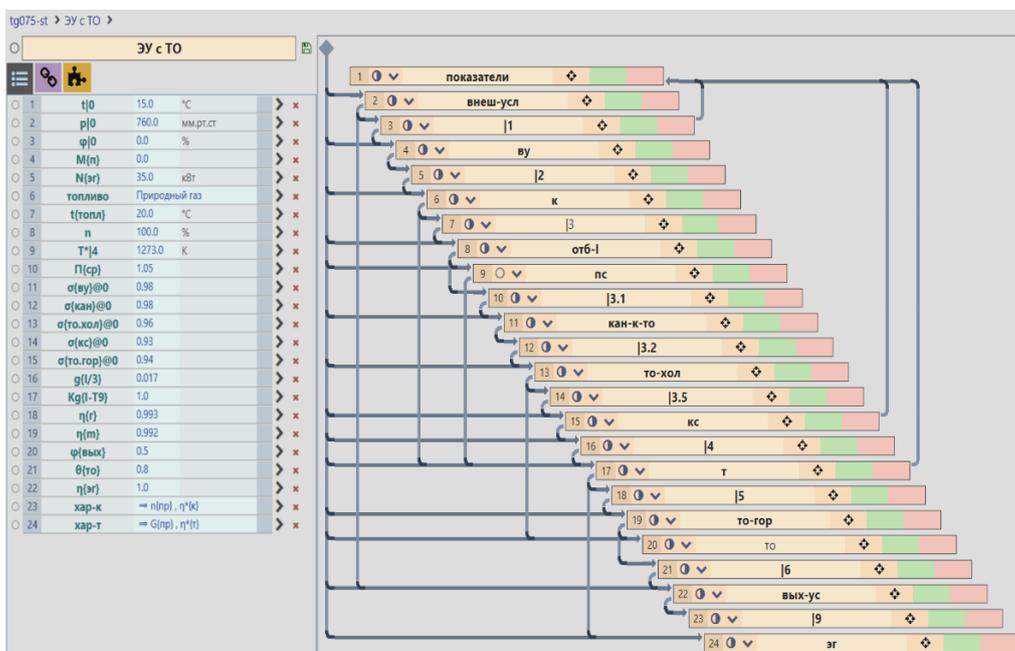


Рисунок 2 – Термогазодинамическая модель малоразмерной газотурбинной установки с рекуперативным теплообменником

Таблица 1 – Сравнение показателей ГТУ мощностью 35 кВт с теплообменником и без него

Показатели	ГТУ с теплообменником	ГТУ без теплообменника
Расход воздуха G_B , кг/с	0,297	0,285
Часовой расход топлива $G_{т,ч}$, кг/с	10,346	18,740
Эффективный КПД η , %	24,42	13,48

Поскольку масса для ГТУ является не таким критическим показателем, как для авиационных ГТД, то её увеличение вследствие внедрения теплообменного аппарата не окажется столь критичным для работоспособности малоразмерной ГТУ в необходимых условиях эксплуатации.

Применение газотурбинных установок данной схемы целесообразно в гибридных автомобилях: генерация электроэнергии за счет малоразмерной ГТУ с теплообменником для приведения в движение электродвигателей, связанных с колесами транспортного средства. Данное сочетание позволяет значительно расширить запас хода электроавтомобиля за счет небольшого, по сравнению с классическими поршневыми ДВС, расхода топлива.

Дополнительным преимуществом данной установки можно выделить малые вибрации в отличие от классических поршневых ДВС, ввиду осевой конструкции и постоянства рабочего процесса. В следствие чего, в ГТУ наблюдается меньший шум, что важно для применения в гражданской сфере.

В качестве топлива может применяться природный газ, пропан и метан, а также водород, благодаря чему малоразмерные ГТУ можно устанавливать в условиях дальнего севера, где имеются проблемы с электроэнергетической инфраструктурой, а природный газ имеет низкую цену.

Таким образом, для малоразмерных газотурбинных установок рекуперативный теплообменник является приемлемым способом повышения эффективности, поскольку использование предложенной схемы ГТУ влечет за собой увеличение термического КПД, снижение расхода топлива, что положительно сказывается на стоимости эксплуатации изделия. Важно учитывать, что при проектировании рекуперативного теплообменника для достижения его наибольшей эффективности необходимо учитывать такие важные факторы, как коэффициент гидравлических потерь и коэффициент компактности. Только комплексное решение данной задачи способно привести к значительным улучшениям показателей малоразмерной газотурбинной установки.

Работа выполнена по проекту FSSS-2022-0019, реализуемого в рамках федерального проекта «Развитие человеческого капитала в интересах регионов, отраслей и сектора исследований и разработок».

УДК 629.78

МНОГОПУСКОВАЯ СХЕМА ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ В КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО

А.Д. Малинин

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

Введение

В наше время все чаще слышны разговоры о подготовке новых лунных пилотируемых миссий и миссий на Марс. И это не просто слова. Руководящими документами по космической деятельности России, а именно такими, как «Основы государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», «Стратегия российской пилотируемой космонавтики на период до 2035 года» и «Концепция российской пилотируемой космонавтики на период до 2050 года» определяются три главные цели [1]:

1. Дальнейшее пребывание на низких околоземных орбитах, в частности, развёртка Российской орбитальной станции до завершения полёта Международной космической станции;
2. Исследование и освоение Луны. Спутник Земли, находясь в близком околоземном пространстве, помимо большого количества ресурсов, предлагает возможность для научных исследований, недоступных на поверхности нашей планеты, а также отработки методов и технологий космических перелётов и деятельности человека на других планетах. Эта цель является приоритетной;
3. Подготовка экспедиции на Марс.

Актуальность

Для выполнения главных целей, поставленных перед российской пилотируемой космонавтикой, необходимо выведение на орбиту нашей планеты довольно тяжёлых грузов, что, в свою очередь, требует наличия ракеты-носителя сверхтяжёлого класса. Однако разработка такой ракеты - крайне недешёвая и сложная задача, требующая большого времени на её осуществление. Поэтому для выведения таких тяжёлых полезных нагрузок, как лунный корабль, корабль, доставляющий марсианскую миссию, можно использовать многопусковую схему.

Цель

Целью данной работы является рассмотрение многопусковой схемы выведения полезных нагрузок на орбиту Земли.

Основная идея

Основная задача, для которой может быть применена многопусковая схема выведения полезной нагрузки на орбиту нашей планеты – это, помимо выведения орбитальной станции «по кускам» и её сборки на орбите, доставка на орбиту Земли корабля для пилотируемой полёта на Луну. На сегодняшний день предложено несколько схем лунных экспедиций с различным количеством пусков в каждой из них. Рассмотрим их поближе:

Однопусковая схема – вся полезная нагрузка выводится на орбиту Земли одной ракетой-носителем сверхтяжёлого класса. Эта схема была реализована в проектах Apollo и советской Н1-Л3 [2].

Двухпусковая схема – пилотируемый транспортный корабль (ПТК) и лунный взлётно-посадочный корабль (ЛВПК) выводятся на орбиту двумя разными пусками, после чего происходит их стыковка и отправление к Луне. Такая схема позволяет использовать для выведения пилотируемого корабля ракету-носитель, используемую для доставки экипажа на МКС, например, «Союз 2.1а», что упрощает и ускоряет разработку в разы за счёт использования надёжной ракеты, которая летает не один год [3].

Многопусковая схема – пилотируемый транспортный корабль и лунный взлётно-посадочный модуль сначала доставляются на орбиту Земли попарно с разгонными блоками, стыкуются с ними и отправляются на орбиту Луны, причём количество запусков ничем не ограничено – допускается хоть целиком собирать лунную миссию на орбите [3].

Последняя схема активно прорабатывается в РКК «Энергия» в качестве быстрого и доступного способа осуществления лунной миссии за неимением отечественной ракеты-носителя сверхтяжёлого класса, разработка и испытания которой, помимо постройки необходимой для пуска наземной инфраструктуры, может занять десятилетия .

Схема лунной программы по многопусковой схеме представлена на рисунках 1 и 2. Суть пуска по этой схеме заключается в двух попарных запусках ракет-носителей «Ангара А5В». Первые два пуска осуществляют выведение на орбиту Земли лунного взлётно-посадочного корабля и разгонного блока, который обеспечит переход ЛВПК на орбиту Луны (рис.1). Оставшиеся две ракеты обеспечат доставку на орбиту нашей планеты пилотируемого транспортного корабля и разгонного блока для доставки ПТК к спутнику нашей планеты (рис. 2). В обоих случаях стыковка разгонных блоков с ЛВПК и ПТК осуществляется на околоземной орбите [3].

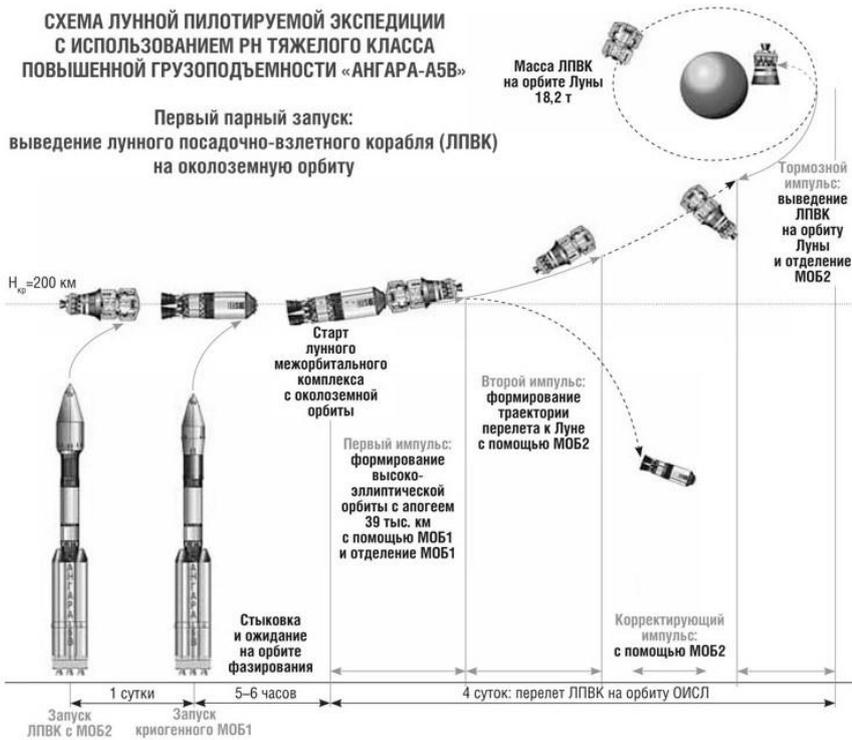


Рис.1 Первый парный запуск лунной экспедиции [4].

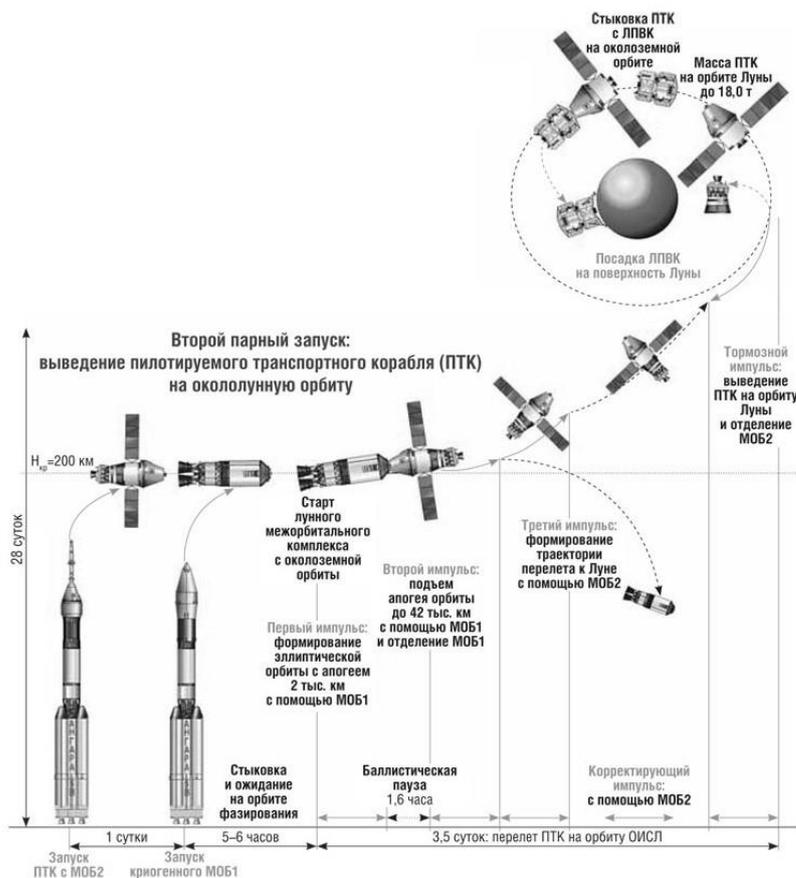


Рис.2 Второй парный запуск лунной экспедиции [4].

Довольно перспективно выглядит использование многоразового буксира с электроракетным двигателем. Этот шаг позволит значительно снизить затраты на транспортировку полезных грузов от Земли к Луне из-за большим, по сравнению с жидкостными ракетными двигателями, удельным импульсом у электроракетного двигателя, и его высокой надёжностью [5].

Однако у многопусковой схемы доставки полезных грузов на орбиту Земли есть и существенные недостатки. Главным из них является падающая с каждым последующим запуском надёжность всей системы. Так как функционирование всей системы зависит от работы каждого из входящих в неё элементов и невозможна при выходе из строя хотя бы одного из них (будем считать так, потому что замена вышедшего из строя элемента, будь то разгонный блок, ЛВПК или неудачный пуск ракеты может привести как к большим временным издержкам, так и к полной отмене миссии).

В таком случае систему можно считать последовательной и для неё будет применяться следующая формула расчёта надёжности [7]:

$$P(A) = P(A_i) \quad (1.1.)$$

где $P(A)$ – надёжность всей системы;

$P(A_i)$ – надёжность подсистем или элементов.

Таким образом, даже при надёжности каждого из элементов, равной 0,995 общая надёжность системы при 15 последовательных подсистемах составит 0,927. Причём при увеличении количества последовательных подсистем надёжность всей системы будет уменьшаться почти экспоненциально.

Научный руководитель – к.и.н., доцент М.Н. Охочинский.

Библиографический список

1. Развитие космонавтики [электронный ресурс]. URL: <https://www.energia.ru/ru/dev/dev-space.html> (дата обращения: 01.03.2025)
2. Загорков А. Заключительный этап работ по лунной программе СССР. Вторая редакция. – Ridero, 2023, - 161 с.
3. Легостаев В.П., Лопота В.А., ред. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы. Королев, РКК «Энергия», 2011, 584 с..
4. Коптев Ю.Н., Кузнецов Ю.В. Космос в открытом доступе. Военнопромышленный курьер ВПК, 2015, № 32 (598), с. 8–9.
5. К.Н. Козубский, А.И. Корякин, В.М. Мурашко. История космических стационарных плазменных двигателей и их применение в России, США и Европе. Новые вызовы для стационарных плазменных двигателей. К 40-летию первых космических испытаний стационарных плазменных двигателей Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск №60, 2012.
6. Андреев А.В. Теоретические основы надежности технических систем /учебное пособие/ А,В. Андреев, В. В. Яковлев, Т.Ю. Короткая. — СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2018. — 164 с.

УДК 621.45.022.5

ПРИМЕНЕНИЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ТОПЛИВНОЙ ПАРЕ «КИСЛОРОД (ГАЗ) + МЕТАН (ГАЗ)»

А.В. Тараторин

АО «Научно-исследовательский институт машиностроения»

Одним из активно развивающихся направлений техники в мире на сегодняшний день является создание многоразовых средств выведения полезной нагрузки на орбиты. Это обусловлено стремлением к снижению стоимости, наращиванию темпов и повышению надежности запусков. Поэтому создание многоразовых систем – актуальная задача, которая стоит перед разработчиками ракетно-космической техники.

В качестве исполнительных устройств реактивных систем управления космических аппаратов широко применяются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ). Эти двигатели используют высокотоксичные компоненты топлива, такие как горючие — производные гидразина, и окислители — смеси на базе азотного тетраоксида [1]. Однако, несмотря на этот существенный недостаток, выбор в пользу таких компонентов обусловлен простотой обеспечения их длительного хранения, так как они являются высококипящими жидкостями. Кроме того, эти компоненты обладают свойством самореагирования при контакте, что исключает необходимость использования запального устройства. Также следует отметить, что накопленная значительная теоретическая и методическая база позволяет разрабатывать новые высокоэффективные РДМТ на основе этих компонентов топлива.

Впервые требования к экологической безопасности к компонентам топлива ракетных двигательных установок (РДУ) возникли при разработке многоразового орбитального корабля «Буран». Токсичность не допускалась поскольку требовалось межполётное обслуживание. В обеспечение указанных требований в НИИМаш в 1980-х гг. был разработан РДМТ 17Д16 [2] тягой 196 Н на топливе «газообразный кислород + углеводородное горючее». На сегодняшний день - это единственный в мировой практике РДМТ на экологически безопасной топливной композиции, прошедший полный цикл экспериментальной отработки и имеющий опыт летной эксплуатации

Учитывая отечественный опыт создания многоразовой транспортной системы "Энергия - Буран", можно предположить, что топлива на основе сжиженных природных газов будут востребованы также

для верхних ступеней ракет-носителей и космических летательных аппаратов (КЛА) различных типов. Расширение номенклатуры КЛА для выполнения разнообразных задач (межорбитальные транспортные аппараты, разгонные блоки, космические платформы), а также смещение приоритетов в направлении внедрения высокоэффективных экологически безопасных ракетных топлив предполагают применение управляющих ракетных двигателей малой тяги, работающих на тех же компонентах топлива [3].

В последние десятилетия вырос интерес к использованию расчётных методов для описания теплофизических процессов. Это связано с существенным повышением мощности вычислительной техники, что позволило быстро и эффективно решать сложные системы уравнений, описывающие эти явления.

Применение численного моделирования в разработке ракетных двигателей позволяет на раннем этапе проводить исследования различных схем смесеобразования РДМТ и режимов их работы, что неизбежно сократит сроки и стоимость создания изделия.

Целью данной работы является исследование характеристик с применением численного моделирования рабочего процесса в камере и теплового состояния конструкции ракетного двигателя тягой 250 Н на топливной паре «кислород (газ) + метан (газ)».

Для решения задачи в трёхмерной постановке была создана конечно-элементная сетка (рис. 1), включающая ~3000000 тетраэдрических элементов, из которых ~300000 ячеек – твердотельная конструкция, а ~2700000 ячеек – область потока.

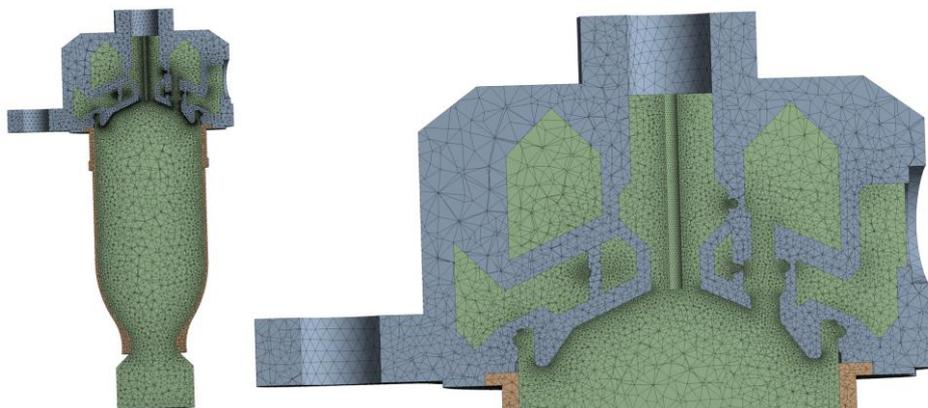


Рисунок 1 – Конечно-элементная сетка

Для поиска оптимальной конструкции был проведен ряд расчётов в программном комплексе ANSYS CFX [4]. На этом этапе теплообмен с конструкцией камеры РДМТ не учитывался. Рассматривались 5 схем смесеобразования, которые отличались между собой конфигурацией форсуночных элементов в части количества отверстий подачи компонентов топлива, их размера и конструктивного расположения (рис. 2).

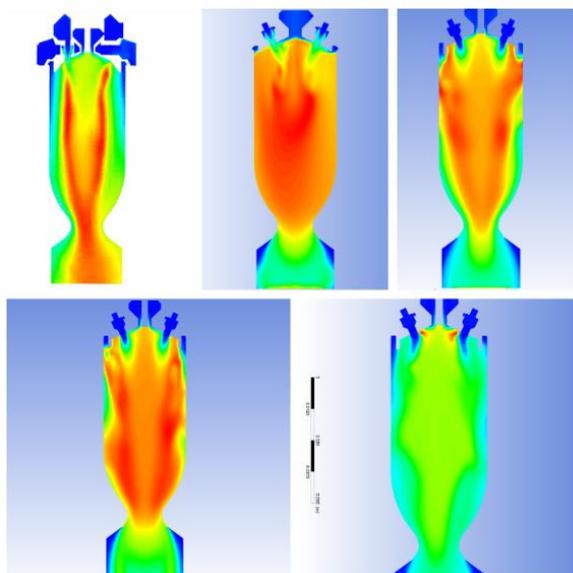
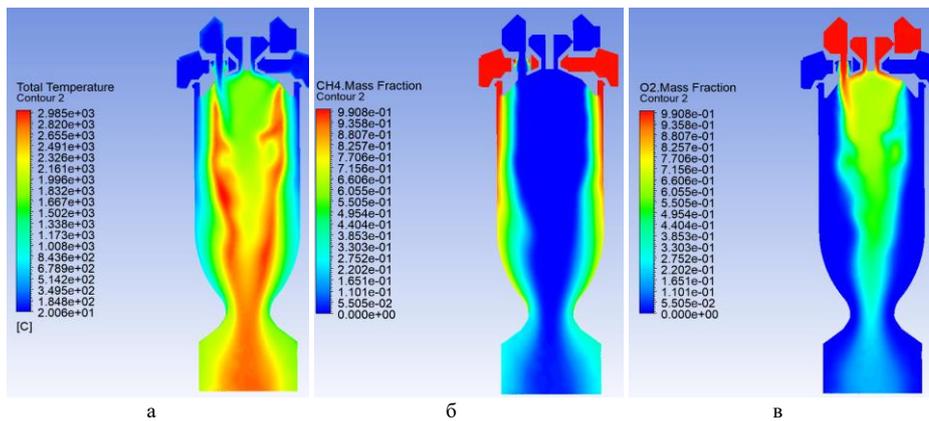


Рисунок 2 – Распределение температуры в поперечном сечении для различных схем

В качестве основного варианта была выбрана схема, получившая обозначение 100Э1096 (рис.3), в которой наблюдалось наиболее равномерное распределение температуры в ядре потока, а вблизи огневой стенки камеры формировалась газовая завеса с избытком горючего, обеспечивающая охлаждение конструкции. Остальные схемы были исключены из дальнейшего рассмотрения.



а – температура торможения; б – массовая доля метана; в – массовая доля кислорода

Рисунок 3 – Распределение параметров в поперечном сечении

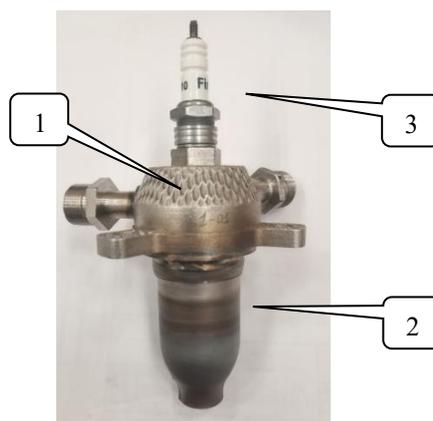
Таблица 1 – Результаты расчета

G_o , кг/с	G_r , кг/с	k_m ($\alpha_{ок}$)	$p_{кс}$, МПа	P_n , Н	$I_{уд.п}$, М/с
0,050	0,025	2 (0,5)	0,56	198,9	2454,7

Примечание: G_o – массовый расход окислителя; G_r – массовый расход горючего; k_m – массовое соотношение компонентов топлива; $\alpha_{ок}$ – коэффициент избытка окислителя; $p_{кс}$ – давление в камере сгорания; P_n – тяга в пустоте; $I_{уд.п}$ – удельный импульс тяги в пустоте.

Основываясь на полученных результатах численного моделирования была разработана конструкция камеры РДМТ. Особенностью схемы организации рабочего процесса в ней является то, что горючее и окислитель подаются в ядро потока через шесть двухкомпонентных струйно-центробежных форсунок с внутренним смешением. При подаче напряжения на свечу зажигания в межэлектродном пространстве образуется низкотемпературная плазма, которая выбрасывается потоком окислителя, формируя разряды в зоне огневого днища. Воспламенение происходит в момент подачи напряжения на свечу за счёт наличия в зоне искрового разряда смеси горючего и окислителя в соотношении близкому к стехиометрическому. Охлаждение осуществляется подачей газообразного метана через тангенциальные отверстия на огневую стенку камеры РДМТ.

Смесительная головка РДМТ 100Э1096 (рис. 3), выполненная в виде единой детали, изготовлена из металlopорошковой композиции сплава 316L методом селективного лазерного сплавления. Сопло изготовлено из сплава H65B2MЦ с нанесением жаростойкого покрытия из дисилицида молибдена. Сверхзвуковая часть сопла была срезана (геометрическая степень расширения сопла $\overline{F}_a=1,3$) для реализации безотрывного течения продуктов сгорания во время работы камеры с целью обеспечения возможности измерения тяги в земных условиях.



1 – смесительная головка; 2 – сопло; 3 – свеча зажигания.

Рисунок 4 – Камера РДМТ 100Э1096

На площадке Южно-Уральского государственного университета (г. Челябинск) было проведено несколько огневых пусков камеры 100Э1096.

В таблице 2 представлены результаты огневых пусков камеры 100Э1096.

Таблица 2 – Результаты огневых пусков камеры 100Э1096

№, п/п	$\tau_{\text{вкл}}, \text{с}$	$G_o, \text{кг/с}$	$G_r, \text{кг/с}$	k_m	$\alpha_{\text{ок}}$	$P_{\text{изм}}, \text{Н}$	$P_{\text{п}}, \text{Н}$	$I_{\text{уд.п.}}, \text{М/с}$	$I_{\text{уд.п.Т}}, \text{М/с}$	φ_I
1	2	0,0219	0,061	0,359	0,09	35,67	65,62	790,4	1801,9	0,51
2	2	0,0342	0,061	0,56	0,14	73,50	103,45	1084,9	1932,2	0,64
3	3	0,0399	0,035	1,143	0,29	111,72	141,67	1893,1	2320,2	0,97

Тяга в пустоте определялась как

$$P_{\text{п}} = P_{\text{изм}} + p_{\text{н}} F_a,$$

где $P_{\text{изм}}$ – измеренная тяга посредством СИУ, $p_{\text{н}}$ – давление окружающей среды, F_a – площадь среза сопла.

Удельный импульс тяги в пустоте определялся по выражению

$$I_{\text{уд.п.}} = \frac{P_{\text{п}}}{G_o + G_r},$$

Эффективность работы камеры двигателя оценивалась по коэффициенту удельного импульса

$$\varphi_I = \frac{I_{\text{уд.п.}}}{I_{\text{уд.п.Т}}}.$$

Для эффективного применения численного моделирования в ходе разработки РДМТ необходимо провести оценку адекватности математической модели, которая описывает теплофизические процессы в камере двигателя. Сравнение результатов натурного эксперимента и расчета показало, что при коэффициенте избытка окислителя равным 0,29 разница в величине удельного импульса тяги в пустоте составляет не более 4,1%. Однако при $\alpha_{\text{ок}} = 0,14$ и $\alpha_{\text{ок}} = 0,09$ разница составляет 36% и 51% соответственно. То есть наибольшее рассогласование наблюдается на газогенераторных режимах работы двигателя, которые не являются штатными условиями эксплуатации двигателя.

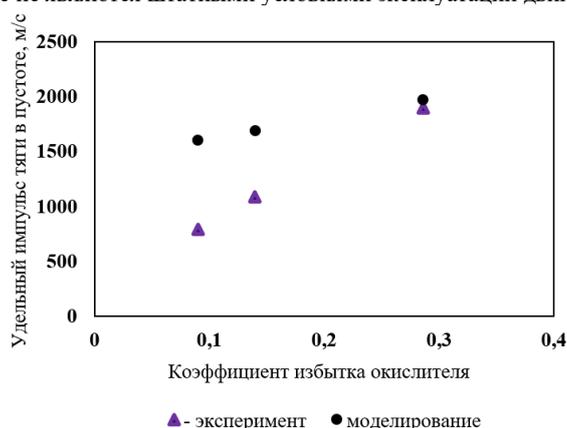


Рисунок 4 – Результаты расчетного и экспериментального определения $I_{\text{уд.п.}}$.

Так как работа камеры РДМТ моделируется в земных условиях, то необходимо принимать во внимание теплообмен с окружающей средой. Этот теплообмен связан с наличием свободной конвекции между наружной поверхностью камеры и воздухом вокруг нее.

Тепловой поток от поверхности камеры РДМТ к воздуху равен

$$q = \alpha (t_c - t_b),$$

где α – коэффициент теплоотдачи от конструкции камеры РДМТ к воздуху; t_c – температура поверхности камеры; t_b – температура воздуха.

Коэффициента теплоотдачи определяется как

$$\alpha = Nu_{\text{в}} \frac{\lambda_{\text{в}}}{d},$$

где $\lambda_{\text{в}}$ – коэффициент теплопроводности воздуха; d – характерный размер.

Критериальные зависимости для вычисления среднего коэффициента теплоотдачи при свободной конвекции имеют вид

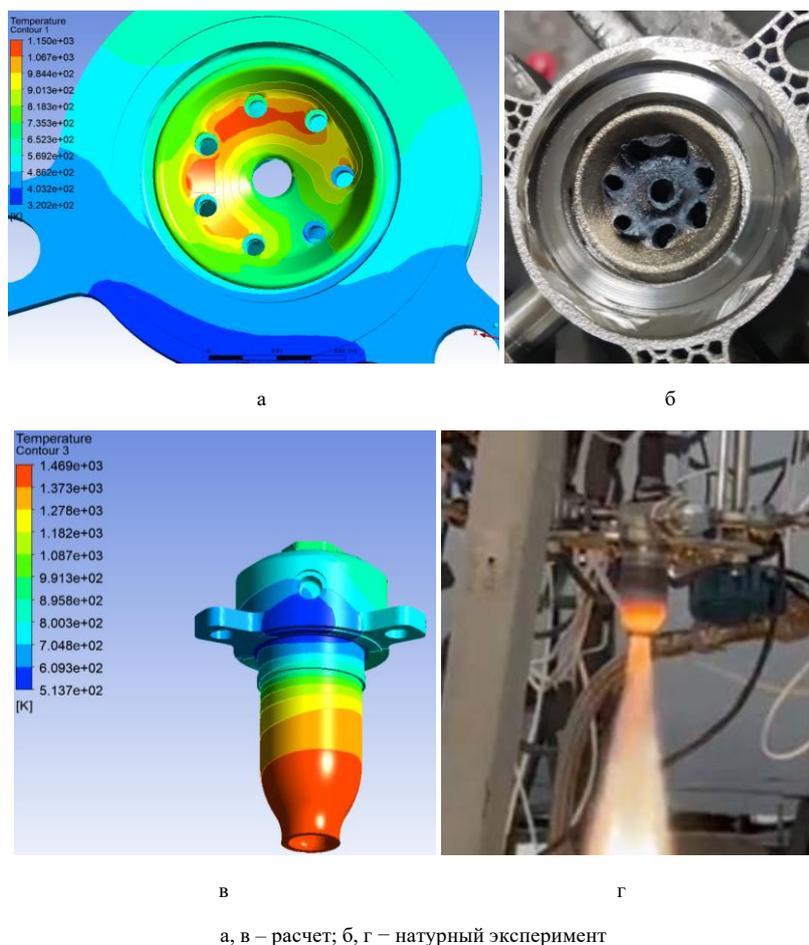
$$Nu_{\text{в}} = 0,5 (Gr \cdot Pr)_{\text{в}}^{0,25} \left(\frac{Pr_{\text{в}}}{Pr_{\text{с}}} \right)^{0,25},$$

$$(Gr \cdot Pr)_B = \frac{g \cdot \beta_B \cdot \Delta t \cdot d^3}{\nu_B^2},$$

где g – ускорение свободного падения; β_B – температурный коэффициент объемного расширения, представляющий собой относительное изменение объема при изменении температуры на один градус; ν_B – кинематическая вязкость воздуха.

С точки зрения теплового состояния конструкции двигателя модель достаточно достоверно прогнозирует зоны максимальных температур. На рис. 7 (а) изображено расчетное распределение температуры смесительной головки со стороны огневого днища, а на рис.7 (б) показана смесительная головка после огневого пуска при $\alpha_{ок} = 0,29$, где наблюдаются следы эрозионного уноса массы на выходе из двухкомпонентных форсунок.

На рис. 7 (в) и (г) приводится сравнение расчетного распределения температуры по внешней поверхности камеры с её нагревом во время огневого пуска РДМТ.



а, в – расчет; б, г – натуральный эксперимент

Рисунок 5 – Результаты расчета и эксперимента

По результатам проведенной работы можно сделать следующие выводы:

- получен научно-технический задел в части способов организации рабочего процесса в РДМТ на компонентах топлива «кислород (газ) + метан (газ)»;

- данные численного моделирования хорошо согласуются с натурным экспериментом при оценке энергических характеристик двигателя (за исключением газогенераторных режимов работы) и теплового состояния конструкции, что позволяет использовать модель при разработке РДМТ на компонентах топлива «кислород (газ) + метан (газ)».

Библиографический список

1. Салич В.Л. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги: учебное пособие / В.Л. Салич, А.А. Шмаков, С.Д. Ваулин. – Челябинск, Изд-во ЮУрГУ, 2006. – 52с.
2. Лапицкий, В.И. Математическое моделирование и экспериментальное исследование характеристик камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги на метане и кислороде: Дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.05. – Москва, 2006. – 163 с.
3. Архипов Ю.С., Кутуева Е.В., Кутуев Р.Х. Огненные колесницы космических орбит. Нижний Тагил: Репринт, 2014. 242 с.
4. ANSYS CFX-Solver, Release 10.0: Theory. ANSYS Europe Ltd, 2005, 266 p.

5. Егорычев В.С. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие / В.С. Егорычев, Л.С. Шаблий, В.М. Зубанов. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2016. – 136 с.: ил.

6. Салич В.Л. Проектирование камеры кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов. Вестник УГАТУ – 2014. Т. 18, № 4 (65). С. 20–26

УДК 533.69, 004.942, 533.6.011.72

ЧИСЛЕННОМОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ТЕЛ

А. К. Павлов

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

Численное моделирование сверхзвукового обтекания зачастую широко применяется при разработке новых возвращаемых космических аппаратов, головных частей ракет, при эксплуатации ракетной космической техники в экстремальных условиях и т.д. На начальных этапах проводится большое количество испытаний, которые влияют на стоимость и время разработки, а также усложняют получение максимально достоверного результата путём добавления измерительных приборов, влияющих на характер течения. В настоящее время моделирование таких процессов происходит в различных пакетах программ.

В данной статье рассматривается влияние сверхзвукового потока на различные типы конструкций осесимметричных тел при разных начальных данных. Процесс разбит на две части. Перед скачком уплотнения все параметры будут считаться известными, а главная расчётная задача – нахождение параметров после скачка. При адиабатном торможении частиц параметры воздуха описываются известными газодинамическими формулами [1]:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left\{ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right\}^{-1} \quad (1)$$

$$\frac{p}{p_0} = \left\{ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right\}^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$\frac{T}{T_0} = \left\{ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2 \right\}^{-1} \quad (3)$$

Применение данных адиабатных формул в рассмотренном случае оправдано тем, что взаимодействие отдельной жидкой частицы с поверхностью – очень мало, поэтому для неё, никакого заметного влияния теплообмена не наблюдается.

В данной постановке газ вязкий, нетеплопроводный и течение считается неизэнтропическим. Параметры между головной частью и скачком рассчитываются системой уравнений, включающую в себя [2]: уравнение неразрывности:

$$\rho \cdot \frac{dV}{dt} + \dots = 0 \quad (4)$$

систему уравнений количества движения:

$$\left\{ \begin{aligned} \rho \cdot \frac{dV_x}{dt} + \dots &= -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \left(\frac{d^2}{dt^2} + \frac{d^2}{dt^2} \right) \\ \rho \cdot \frac{dV_y}{dt} + \dots &= -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \left(\frac{d^2}{dt^2} + \frac{d^2}{dt^2} \right) \end{aligned} \right. \quad (5)$$

уравнение энергии:

$$\rho \cdot \frac{dT}{dt} + \dots = \rho \cdot \left(\frac{d^2}{dt^2} + \frac{d^2}{dt^2} \right) \quad (6)$$

здесь: ρ - плотность газовой смеси; V_x, V_y – компонента скорости; p – давление; T – температура.

Поскольку в пакете программ инженерного анализа с подключением модуля вычислительной гидроаэродинамики используются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса (RANS), осредненная система уравнений замыкается моделью турбулентности. В данном расчёте выбрана модель турбулентности k-epsilon Realizable, так как она наиболее подходящая для сложных течений, включающих вихри и локальные переходные течения [3].

Также был выбран неявный итерационный решатель Implicit, схема расчета конвективного потока по Roe-FDS. Для аппроксимации градиентов выставлялся Green-Gauss Cell Based и второй порядок дискретизации всех остальных уравнений, так как данная схема лучше всего подходит для моделирования течений, содержащих большие градиенты газодинамических параметров [4].

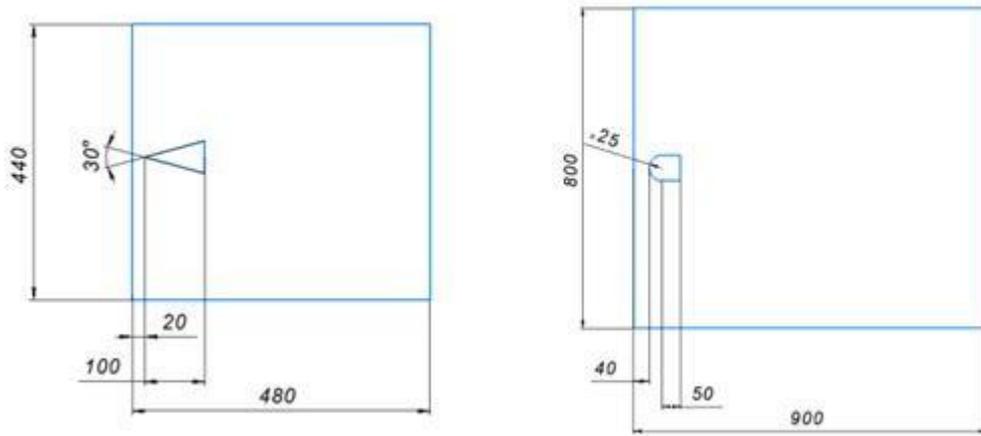


Рис. 1. Геометрия клиновидного и сферического профиля

В таблице 1 указаны начальные параметры потока, выбранные для расчета.

Таблица 1 – Начальные параметры

Параметр	Значение	Величина
Начальная температура	243	К
Показатель адиабаты	1,4	
Давление на входе	101325	Па
Число Маха	2 и 4	М
Угол раствора конуса	30 и 60	°

В результате численного моделирования были получены поля распределения газодинамических параметров. Наиболее интересные из них - это поля распределения температуры:

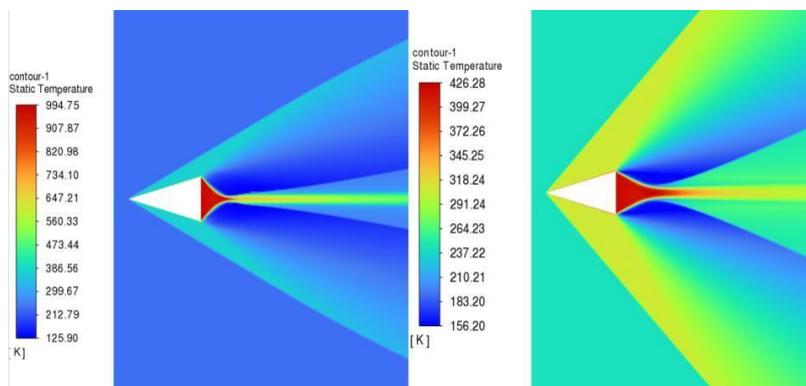


Рис. 2. Поля распределения температуры при обтекании клина с углом раствора 30° с начальным углом Маха 4 и 2

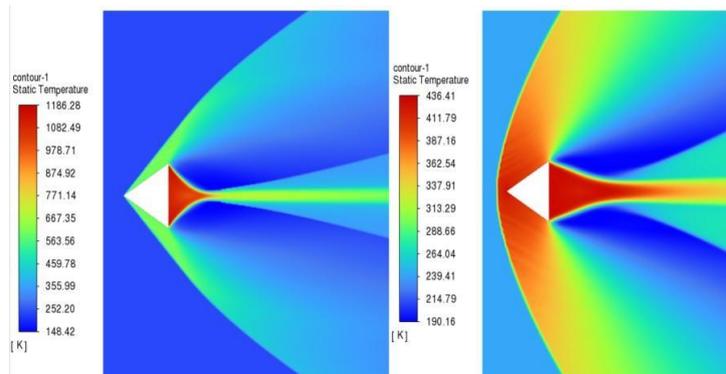


Рис. 3. Поля распределения температуры при обтекании клина с углом раствора 60° с начальным углом Маха 4 и 2

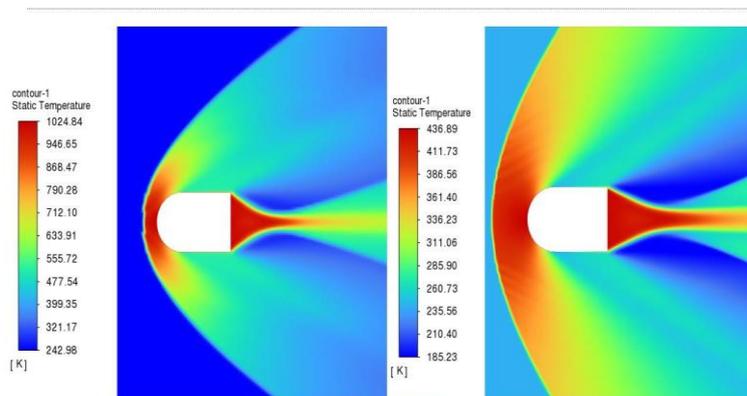


Рис. 4. Поля распределения температуры при обтекании цилиндра с полусферой с начальным числом Маха 4 и 2

В сверхзвуковой зоне скачки уплотнения носят постоянный характер и их интенсивность возрастает по мере увеличения скорости полёта. На различных граничных волнах слабых возмущений параметры потока такие как: скорость, давление, температура и плотность различны. Вследствие этого в точках, в которых пересекаются граничные волны, непрерывность параметров потока нарушается. Происходит мгновенное изменение всех газодинамических параметров.

При обтекании вершины затупленного конуса сверхзвуковым потоком газа образуется отсоединённый скачок уплотнения и возникает точка торможения, в которой $M < 1$. В окрестности этой точки тепловые потоки имеют максимальное значение, на боковой поверхности тепловые потоки значительно меньше, но действуют на большей площади [5].

В данном случае наглядно иллюстрируется явление ударной волны, которую также называют головной. Эта волна не соприкасается с самим телом. Спереди от ударной волны поток однороден, а позади неё движение меняется, и поток огибает обтекаемое тело. Фронт этой волны имеет криволинейную форму. За ударной волной образуется зона пониженного давления, где скорость воздуха существенно увеличивается. Воздушные молекулы продолжают двигаться вокруг сферы, чтобы восстановить равновесие и достичь давления, которое они имели до встречи с сферой. Это создаёт вихревые зоны позади сферы, которые могут протягиваться на достаточно большие расстояния.

Из полученных данных можно заключить, что:

- 1) Иллюстрируется связь угла наклона скачка с углом поворота потока;
- 2) Изменение числа Маха напрямую влияет на структуру потока;
- 3) Модель турбулентности k-epsilon подходит для моделирования процессов сверхзвукового обтекания;

Полученные данные могут быть использованы на этапе предварительного выбора конфигурации обтекателей летательных аппаратов.

Библиографический список

1. Акимов Н.А., Зазимко В.А., Моисеев М.Г. Аэрогазодинамика, 2007 г., 203-212 стр.
2. Байдаков В.Б., Иванов-Эмин Л.Н. Аэродинамика летательных аппаратов, 1965 г., 378-381 стр.
3. Теоретическое руководство Ansys Fluent [Электронный ресурс] - https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/main_pre.htm (дата обращения: 18.02.2025)
4. Алексеева М.М., Овчинникова О.К. Решение прикладных задач аэродинамики в программном комплексе ANSYS FLUENT, 2022 г., 20-40 стр.
5. Райков Л.Г. Нагрев летательных аппаратов в полете, 1962 г., 92 стр.

УДК 622.236.32

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ИСТЕЧЕНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СТРУИ В ОГРАНИЧЕННОЕ ПРОСТРАНСТВО

Я. Ю. Портников

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

В данной статье рассматривается численное моделирование истечения высокотемпературной струи в ограниченное пространство с учетом влияния стенок. Применяются методы CFD для анализа полей скорости, давления, температуры и завихренности потока. Исследование позволяет выявить ключевые закономерности поведения струи и оптимизировать технические системы, использующие высокотемпературные газовые потоки. Полученные результаты могут быть применены для повышения эффективности и безопасности аэрокосмических и энергетических установок. Математическая модель процесса выглядит следующим образом [1]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u}) = 0 \\ \frac{\partial(\rho \bar{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} \bar{u}) = -\nabla \rho + \nabla \cdot (\tau_m - \tau_t) \\ \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} H) = \nabla \cdot [\bar{u} \cdot (\tau_m + \tau_t) + (\bar{q}_m + \bar{q}_t)] \\ \varepsilon = C_\mu k \omega \\ \rho \frac{\partial k}{\partial t} = \nabla \cdot ((\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k) + P_k - \rho \beta \cdot \omega k \\ \rho \frac{\partial \omega}{\partial t} = \nabla \cdot ((\mu + \sigma_\omega \mu_T) \nabla \omega) + \rho \frac{\gamma}{\mu_T} P_k - \rho \beta \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega} \\ \rho = p\mu / (RT) \\ \bar{F} = m * \bar{g} \end{array} \right. \quad (1)$$

где \bar{u} – вектор скорости осредненного течения с компонентами $\bar{u}, \bar{v}, \bar{w}$ – молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений, E – полная энергия газа, H – его полная энтальпия, τ_m – молекулярная и турбулентная составляющие вектора плотности теплового потока, T – температура, c_p – удельная теплоемкость газа при постоянном объеме, c_{p0} – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении, M – молярная масса газа, R – универсальная газовая постоянная. Поскольку в пакете программ инженерного анализа с подключением модуля вычислительной гидроаэродинамики используются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса (RANS), осредненная система уравнений замыкается соответствующей моделью турбулентности. В данной работе применяется модель $k-\omega$ SST.

В качестве решателя был выбран Density-Based. Постановка задачи стационарная, осесимметричная. Влияние гравитации не учитывается. Во вкладке Units выставляется размерность давления в атм и длина в мм.

Затем нужно подключить уравнение энергии для учета тепловых эффектов для этого нужно поставить “галочку” в окне Energy Equation. В окне Viscous Model выбирается модель турбулентности $k-\omega$ SST. В качестве рабочего тела используется модель совершенного газа, следовательно нужно добавить уравнение состояния идеального газа. Также в задаче учитывается влияние гравитации, поэтому нужно добавить уравнение гравитации [2].

Исследование направлено на моделирование истечения высокотемпературной газовой струи в ограниченном пространстве, представляющем собой стартовый комплекс шахтного типа. Основная цель исследования — анализ формирования аэродинамических процессов, возникающих при взаимодействии высокоскоростного и высокотемпературного потока с ограниченными стенками шахты, а также моделирование выхода этого потока в окружающую атмосферу.

Ниже представлена геометрическая модель:

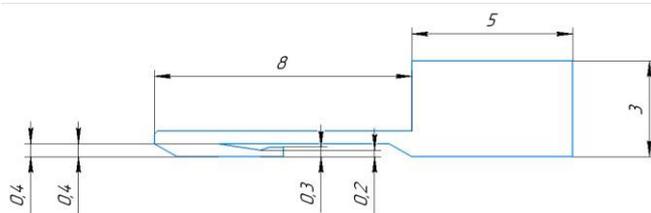


Рис.1 - Геометрическая модель

На рисунке 1 указаны геометрические размеры расчетной области. Сопло имеет следующие параметры: диаметр входного сечения = 48 мм, в критическом сечении = 40 мм, диаметр выходного сечения = 67,27 мм.

Для получения численного решения нужно в модуле Meshing выполнить разбиение геометрических моделей конечно-элементной сетки:

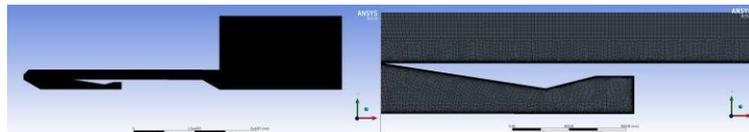


Рис. 2 - Счеточная модель в обычном и приближенном виде.

Также были заданы границы расчетной области: входная – inlet, выходная - outlet, стенка сопла – wall_sopl, стенка шахты – wall_st, стенки ракеты – wall_rak

На входной границе inlet выбираем тип задания граничных условий Pressure inlet, далее выставляем Gauge Total Pressure равное 11 Атм и Supersonic/Initial Gauge Pressure 10 Атм. Температура задается равной в 1000 К.

Также выбирается условия Pressure outlet для выходной границы. На выходной границе берём параметры окружающей среды, то есть Gauge Pressure равным 1 Атм [3].

На рисунках 3.1 – 3.7 представлены результаты вычислительного моделирования в виде контуров и векторов распределения газодинамических параметров.

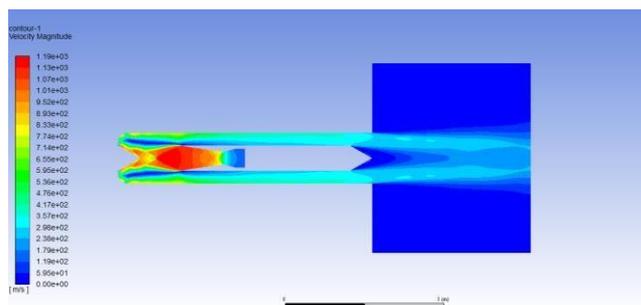


Рис. 3 – Поля распределения скорости

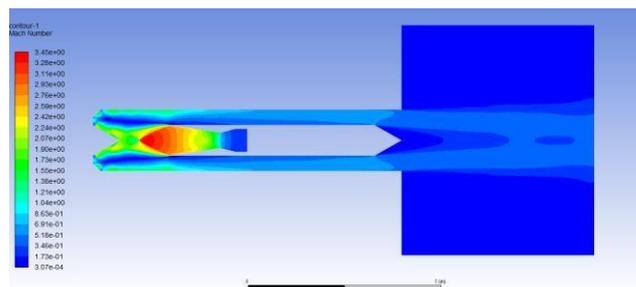


Рис. 4 – Поля распределения числа маха

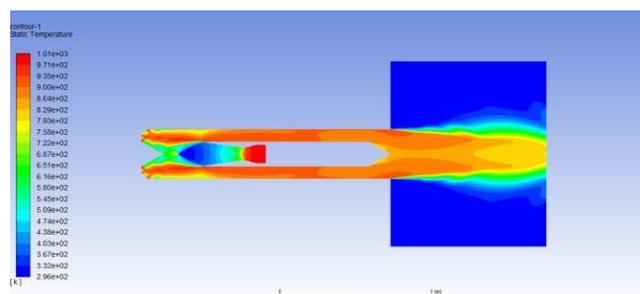


Рис. 5 – Поля распределения статической температуры

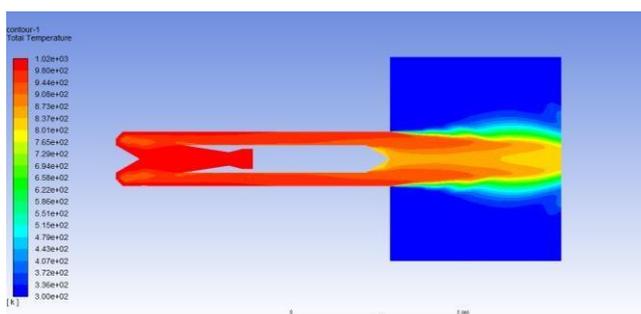


Рис. 6 – Поля распределения полной температуры

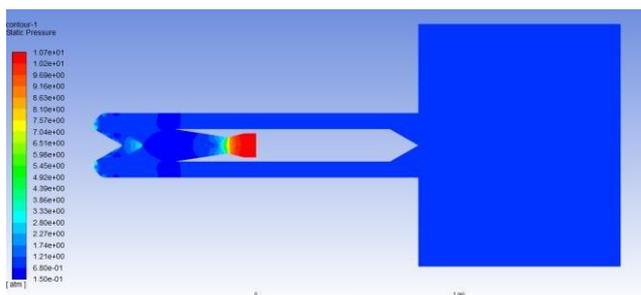


Рис. 7 – Поля распределения давления

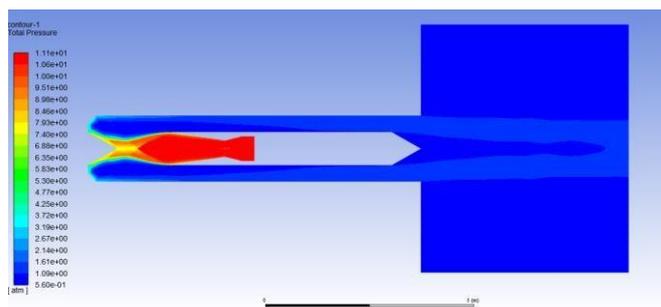


Рис. 8 – Поля распределения полного давления

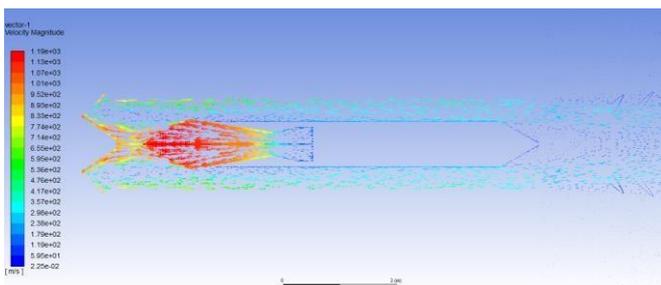


Рис. 9 – Векторное распределение скоростей

В результате проделанной работы были проанализированы поля распределения скорости, температуры, давления и завихренности потока в сопле и вытянутой камере. На основании визуализаций можно сделать следующие выводы:

Поле распределения скорости (рисунок 3): В непосредственной близости к соплу наблюдаются максимальные скорости потока. Это указывает на зону истечения газов с наибольшей скоростью, где поток интенсивно ускоряется. По мере продвижения струи вдоль канала скорость значительно снижается. Особенно заметно падение скорости на выходе из ограниченного пространства шахты в окружающую среду. Здесь поток расширяется, что сопровождается дальнейшим уменьшением скорости в результате уменьшения давления и увеличения объема, доступного для распространения струи.

Поле распределения полной температуры (рисунок 6): Анализ температуры показывает, что в центре струи сохраняются максимальные значения температуры, что соответствует зоне истечения горячих газов. По мере продвижения струи к выходу из шахты температура постепенно снижается из-за процессов охлаждения и смешивания с окружающим холодным воздухом. Этот градиент температуры указывает на теплопередачу и рассеяние тепла по мере удаления от сопла, что является ожидаемым результатом для потоков в условиях внешней среды.

Поле распределения давления (рисунок 47): На распределении давления видно, что в центральной части канала присутствует область повышенного давления, связанная с ударной волной. Этот скачок давления возникает из-за резкого изменения скорости и направления потока при взаимодействии с поверхностями внутри сопла и канала. После зоны высокого давления поток переходит в расширяющуюся область, где давление резко падает. В этой области, обозначенной синим цветом, давление существенно ниже, что свидетельствует о свободном расширении струи в расширенной части канала.

Векторное распределение скоростей (рисунок 9): В этом поле можно наблюдать зоны интенсивных завихрений потока, возникающих после взаимодействия с поверхностями стенок канала и отражающим конусом.

В данной работе проведен анализ литературы и численное моделирование воздействия высокотемпературной струи на конусообразную преграду. Рассмотрены ключевые факторы влияния, включая температуру, давление, скорость потока и состав среды.

На основе разработанной математической модели выполнены вычислительные эксперименты, позволившие определить распределение температур, давления и механических нагрузок в конструкции. Установлено, что струя оказывает значительное влияние на отражательный конус стартового стола, а степень этого воздействия зависит от физических свойств материала и геометрии преграды.

Библиографический список

1. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей. 1991. – 547 с.
2. Алексеева М.М., Овчинникова О.К. Решение прикладных задач аэродинамики в программном комплексе ANSYS FLUENT. 2022. – 60 с.

УДК 629.7.085.6

ВАРИАНТ РЕАЛИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО СТАРТА РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

С.А. Фесенко, П.К. Иванов, В.Б. Синильщиков

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

Ракетно-космические комплексы играют ключевую роль в развитии технологий, науки и экономики. Ракеты космического назначения (далее – РКН) являются незаменимым инструментом для доставки полезной нагрузки на орбиту: спутники для обеспечения связи, навигации, научных исследований и мониторинга Земли.

Традиционно, запуск РКН осуществляется с наземных космодромов. Этот подход имеет ряд сложностей, необходимость решения которых усложняет процесс подготовки к старту РКН и соответственно увеличивает время доставки полезной нагрузки на орбиту. В числе неизбежных трудностей стоит отметить:

- подготовка к старту, включающая в себя проверку всех систем ракеты и полезной нагрузки, заправку топливом, которая может занимать несколько дней;
- большую часть массы РКН составляет первая ступень, в которую входят двигатели и топливные баки, необходимые для преодоления гравитации и разгона до требуемой скорости на начальном этапе полета. Это приводит к огромному расходу топлива и, как следствие, к значительным финансовым затратам;
- наземные старты привязаны к географическому расположению космодромов, что ограничивает возможности выбора оптимальной траектории вывода на орбиту и требует значительных зон отчуждения вокруг стартовых площадок. В рамках отечественной космической программы запуски осуществляются с ограниченного числа космодромов, таких как Байконур, Плесецк и Восточный.

Ограничения традиционного наземного старта подталкивают к поиску альтернативных решений, одним из которых является воздушный старт РКН – запуск ракеты-носителя с борта специально оборудованного самолета. Такой подход потенциально способен решить некоторые из проблем, присущих наземным запускам.

Воздушный старт ракеты космического назначения с самолета имеет ряд преимуществ перед другими типами старта ракет-носителей:

- нет необходимости в создании огромных и дорогостоящих стартовых сооружений для старта ракеты-носителя и отчуждении территории, можно использовать существующие аэродромы: достаточно построить на них инфраструктуру для предстартовой подготовки ракеты-носителя;
- самолет играет роль многоцветной первой ступени ракеты;
- возможно снижение затрат на вывод ракеты космического назначения путем выбора оптимальной точки её запуска (включая экваториальные области).

Воздушный старт ракет может использоваться для оперативного развертывания и восполнения группировок низкоорбитальных спутниковых систем навигации, связи, в том числе аппаратов космической разведки, выведения спутников для экологического мониторинга поверхности Земли и околоземного пространства, выведения на высокоэллиптические и отлетные траектории космических аппаратов для научных исследований Земли, Луны и планет Солнечной системы.

Для осуществления воздушного старта ракета должна быть размещена на самолете-носителе. **Последовательно рассмотрим три принципиально различных схемы компоновки ракеты на самолете-носителе.**

Первая схема - расположение ракеты-носителя снизу (под фюзеляжем) самолета. Основным недостатком такой схемы размещения является ограничение по диаметру ракеты, которое определяется расстоянием между нижней поверхностью самолёта и взлетной полосой. Также из-за внешнего расположения ракеты при такой схеме сложнее обеспечить температурный режим для компонентов топлива двигателей ракеты-носителя: криогенные компоненты жидкого топлива будут испаряться, пока самолет набирает высоту и совершает полет до места запуска. Следовательно, необходимо иметь запас компонентов топлива на ракете-носителе, вследствие чего вес полезной нагрузки уменьшается.

Вторая схема - размещение ракеты снаружи, сверху фюзеляжа самолета. При таком расположении габаритное ограничение снимается, однако обеспечить безопасное отделение ракеты от самолета крайне сложно. К тому же, как и при расположении «под брюхом», остаются проблемы с поддержанием требуемого температурного режима для ракеты. Именно такая схема размещения применялась при перевозке космического корабля «Буран» на самолетах ВМ-Т «Атлант», а затем на Ан-225 «Мрия» [1].

Известна идея транспортного самолета для перевозки и разгона в стратосфере ракет космического назначения по патенту RU № 2 548 829 [2]. Это транспортный двухкорпусной самолет-биплан, на котором ракета располагается по оси самолета между двумя корпусами и между двумя крыльями. Старт ракеты происходит за счет собственных двигателей. Данная идея пока не нашла практической реализации.

Основным недостатком такого запуска ракеты, помимо повышенной сложности производства и эксплуатации такого самолета-биплана, является интенсивное газодинамическое и, прежде всего, тепловое воздействие струи на конструкцию самолета. Как показали оценки, интенсивность воздействия на узлы, работающие в подобных условиях, такова, что в течении 0,1- 0,3 секунды в конструкции самолета появляются пластические деформации, а через 0,5-1,0 секунды она начнет плавиться.

Попыткой решить проблему теплового воздействия струи от двигателей ракеты на конструкцию самолета являются изобретения, использующие парашют, чтобы «вытянуть» ракету с самолета, представлены в патенте RU № 2 334 190 C2 [3]. Для этого самолет должен совершать маневр горка с отрицательными перегрузками. Однако выполнение маневра горка с отрицательными перегрузками ужесточает требования к конструкции и системе управления самолета, из-за больших перегрузок. Согласно информации в этом же патенте, безопасное отделение ракеты от самолета происходит при перегрузках -0,4...-0,6. В патенте рассматривается вариант снижения модуля отрицательных перегрузок за счет использования парашют-крыла. Купол парашюта представляет собой многосекционное мягкое крыло с воздухозаборниками в передней части профиля, служащими для заполнения воздухом внутренних полостей купола и поддержания в них повышенного давления за счет скоростной напора. Однако, использование парашюта вызывает ряд сложностей: необходимость создания парашюта с большой площадью, надежность его раскрытия и опасность попадания парашюта под струи от самолетного двигателя. Более подробно недостатки парашютной схемы будут рассмотрены ниже.

Третья схема - расположение «внутри» самолета-носителя. Альтернативой предыдущим двум схемам является расположение ракеты внутри самолета, например, в грузовом отсеке. Такой способ облегчает поддержание температурного режима и более удобен с точки зрения компоновки (в сравнении с установкой ракеты под фюзеляжем), но усложняет отделение от самолета (выведение из самолета) ракеты.

Рассмотрим три принципиально отличные схемы десантирования ракеты, расположенной внутри самолета: минометный старт, катапультная и парашютная схемы.

1. Минометная схема старта. В этой схеме воздушного старта ракета находится в транспортном-пусковом контейнере (ТПК) на борту самолета-носителя и выбрасывается из него при помощи порохового аккумулятора давления.

Известно техническое решение по выведению полезной нагрузки в космос с использованием транспортного самолета типа АН-124 и ракеты-носителя «Полюс». [4]. В указанном техническом решении ракета расположена внутри самолета-носителя, для выведения ракеты самолетом выполняется маневр «горка» в момент достижения максимального угла наклона траектории к местному горизонту осуществляется выброс ракеты-носителя из самолета-носителя с помощью специального пускового контейнера с использованием пневматической системы выталкивания с пороховым аккумулятором давления.

Достоинство таких схем состоит в том, что ракета космического назначения помещается в ТПК еще на заводе-изготовителе. Таким образом, она защищена от внешних воздействий и в ней поддерживается требуемый температурно-влажностный режим.

Однако схема имеет ряд недостатков:

– при старте ракеты из ТПК на конструкцию самолета и ракету передаются большие динамические нагрузки, причем не только в вертикальном, но и в продольном направлении в случае, если ось ТПК параллельна или наклонена под небольшим углом к самолету-носителю (продольная реакция, действующая на самолет, равна силе выведения ракеты) - их необходимо передать на конструкцию самолет так, чтобы исключить большие локальные нагрузки;

– данная реакция будет оказывать влияние на траекторию самолета (в частности - момент от силы выведения относительно центра масс СН вызовет возмущения по тангажу);

– после выхода последнего обтюрирующего элемента ракеты из контейнера газы из контейнера выходят наружу, при этом сложно исключить ударно-волновое и тепловое воздействие на конструкцию самолета - обеспечение ее прочности и теплостойкости при таком воздействии требует обеспечения ее прочности и теплостойкости при таком воздействии требует применения специальных мер, усложняющих и утяжеляющих конструкцию;

– во время старта ракеты пороховые газы, генерируемые ПАДом, оказывают тепловое воздействие на днище ракеты;

– из всех схем воздушного старта стартовая система, реализующая минометный старт, имеет наибольшие габариты за счет большой длины и диаметра ТПК - в связи с этим возможны проблемы с размещением стартовой системы в грузовом отсеке самолета.

2. **Катапультная схема.** В этой схеме используется катапульта, установленная на борту самолета. Бугеля ракеты опираются на направляющие, закрепленные на опорной ферме. После поступления команды на старт в два рабочих цилиндра катапульты подается газ из газогенераторов. Усилие от поршней через штоки и соединяющую их траверсу передается на ракету и выталкивает её из самолета.

Достоинством схемы (в сравнении с минометной) являются меньшие размеры пускового устройства и отсутствие теплового воздействия на днище ракеты.

Недостатком является то, что при старте на самолет и ракету передаются более высокие, чем при минометном старте, осевые нагрузки, поскольку путь разгона при катапультной схеме меньше и для достижения той же скорости выведения осевое ускорение ракеты, а значит и сила, действующая на самолет, должны быть существенно больше.

В катапультной схеме РКН должна располагаться оголовком к люку грузового отсека, так как силовая нагрузка катапультной системы может быть приложена только к днищу РКН. Данное решение несет в себе дополнительные трудности, связанные с необходимостью дальнейшей «вертикализации» РКН при запуске основного двигателя.

3. **Парашютная схема.** В данной схеме для десантирования используется парашют, который выбрасывается из СН, раскрывается и вытягивает ракету.

Известен способ выполнения старта ракеты с самолета - патент RU № 2 068 169 [5]. В этом способе ракета уложена на платформу и усилием вытяжного парашюта выводится из самолета-носителя.

Достоинствами схемы являются простота конструкции вытягивающего ракету элемента и отсутствие продольных нагрузок на самолет, кроме силы трения. Однако есть существенные недостатки.

Существующие системы воздушного старта ракет, использующие парашют, имеют ряд ограничений по надежности и безопасности. Большой размер парашюта, необходимого для выведения ракеты из самолета-носителя, делает систему уязвимой к турбулентности и воздействию струй двигателей, что может привести к неконтролируемому выведению и риску столкновения.

В качестве альтернативы предлагается система, в которой ракета располагается на специальной опорной конструкции внутри самолета и вытягивается с помощью вытяжного блока с собственными двигателями. Такая конструкция позволяет обеспечить более стабильное и контролируемое выведение ракеты, снизить риск столкновения с самолетом-носителем и повысить общую надежность системы воздушного старта.

В предлагаемой системе особое внимание уделено безопасности и контролю процесса выведения. Барабаны с тросами оснащены замково-стопорными устройствами, управляемыми гидротормозом и счетчиком оборотов, а также силовыми стопорами, способными выдерживать значительные нагрузки. Предусмотрена возможность отсоединения тросов и использования заглушек на соплах двигателя вытяжного блока для предотвращения нештатных ситуаций.

Благодаря комплексному подходу, техническим результатом является значительное повышение безопасности и надежности воздушного старта. Снижается вероятность столкновения ракеты с самолетом-носителем, сокращается время выведения, уменьшается воздействие на ракету и стабилизируется положение вытягивающего элемента. В результате, предложенная система сочетает преимущества известных схем воздушного старта, нивелируя их недостатки, и обеспечивает более надежную и эффективную процедуру выведения ракеты.

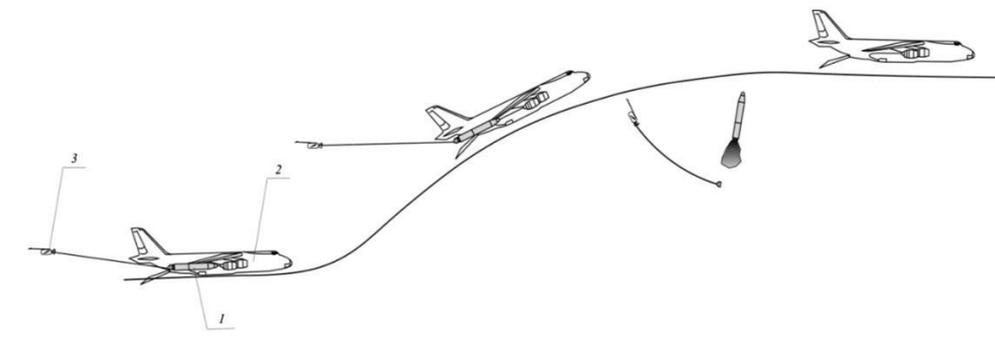


Рис. 1. Схема выведения РКН (1) из самолета-носителя (2) при помощи вытяжного блока (3).

Оценка необходимой тяги. Для того, чтобы обеспечить надежное выведение РКН из грузового отсека СН, необходимо обеспечить требуемое время выведения и скорость при выведении РКН.

Время на выведение связано со временем выполнения СН маневра «горка», когда в момент начала выполнения маневра имеется определенный угол тангажа, СН начинает «падать» и кажущееся ускорение свободного падения позволяет создать в какой-то степени условие невесомости. Это позволяет замедлить скорость падения ракеты в процессе схода бугелей при вытягивании, а во-вторых несколько

компенсировать возникающую при движении РКН по направляющим нагрузку на СН и осложняющее данный процесс перераспределение нагрузки при сходе бугелей.

Ограничение по минимальной скорости выхода ракеты определяется исходя из условий движения РКН по направляющим в момент схода последних бугелей таким образом, чтобы не произошло соударение с корпусом СН.

Путь разгона ракеты до старта:

$$l = \frac{a \times \tau}{2} = 30 \text{ м};$$

где: τ – это время, за которое необходимо вытянуть ракету из самолета, значение длины взято исходя из стандартных характеристик грузового отсека самолета-носителя.

Отсюда находим ускорение, с которым должна двигаться ракета, еще находясь в самолете:

$$a = 2l = 2 \cdot 30 = 9.6 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}; \quad \tau = \sqrt{\frac{2 \cdot 30}{9.6}} = 2.5 \text{ с}$$

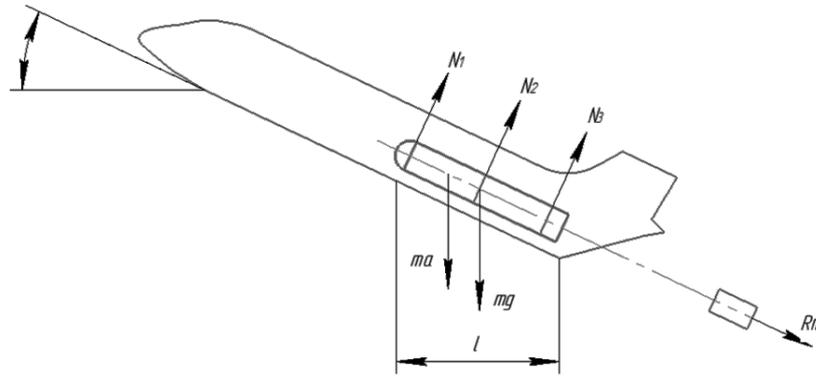


Рис.2. Расчетная схема.

Уравнение всех сил, действующих на ракету:

$$m \cdot a = R_T + m \cdot g \cdot \sin \phi - m \cdot g \cdot \cos \phi \cdot f_{\text{тр}};$$

где R_T – тяга вытяжного РД;

Из этого уравнения легко определяется тяга, которую должен иметь двигатель для того, чтобы вытянуть ракету из самолета в требуемом режиме:

$$R_T = m \cdot g \cdot \cos \phi \cdot f_{\text{тр}} - m \cdot g \cdot \sin \phi + m \cdot a;$$

$$R_T = m \cdot (g \cdot \cos \phi \cdot f_{\text{тр}} - g \cdot \sin \phi + a) = 100 \cdot (1 \cdot \cos 26^\circ \cdot 0.2 - 9.81 \cdot \sin 26^\circ + 9.6) = \text{кг} \cdot \text{м}$$

$$= 100 \cdot (0.2 \cdot 0.899 - 9.81 \cdot 0.438 + 9.6) = 548302 \frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{с}^2}$$

Учтем величину потерь, связанных с расположением сопел под углом. Увеличим для этого значение требуемой тяги на 10%.

$$R_T = 548302 + 10\% = 603132 \frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{с}^2};$$

Рассмотрим самолет АН-124 «Руслан», в частности, характеристики и габариты грузового отсека. АН-124 - это самый большой в мире серийный грузовой самолет. Длина грузового отсека «Руслана» 36,5 м, ширина — 6,4 м, высота — 4,4 м. Например, РН «Ангара 1.2», имеющая размеры: диаметр - 2,9 м, высота около 34,9 м, свободно поместится в грузовой отсек.

Особенностью конструкции самолета является наличие двух грузовых люков в носовой и в хвостовой частях фюзеляжа. Открытие переднего грузолюка производится поэтапно с пульта управления: открываются замки носовой части, открывается носовая часть, выпускаются вспомогательные опоры, производится «приседание» самолета (передние стойки шасси выкатываются вперед), открывается передняя рампа, раскладываются средний трап и гермотрап. Воздушное судно дальнего следования, предназначенное для перевозки крупногабаритных и сверхтяжелых грузов.

Грузоподъемность самолета составляет 150 тонн. [6]

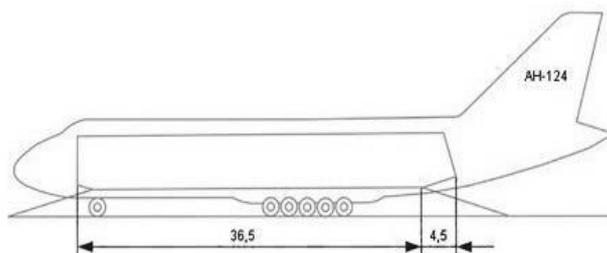


Рис. 3 Общая схема самолета АН-124 с указанием формы и размеров грузового отсека

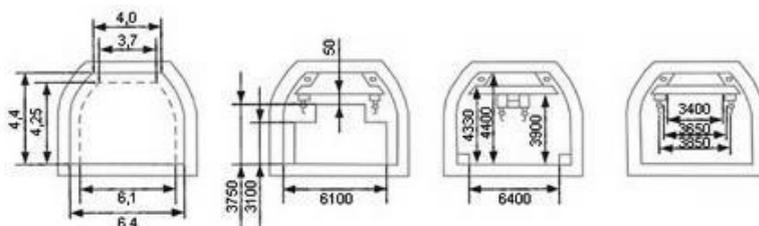


Рис. 4 Размеры грузового отсека самолета АН-124 в поперечном сечении

Самолет рассчитан на перевозку сверхтяжелых грузов, которые должны отвечать следующим требованиям: габариты не более 20х6х4 м, вес до 120 тонн.

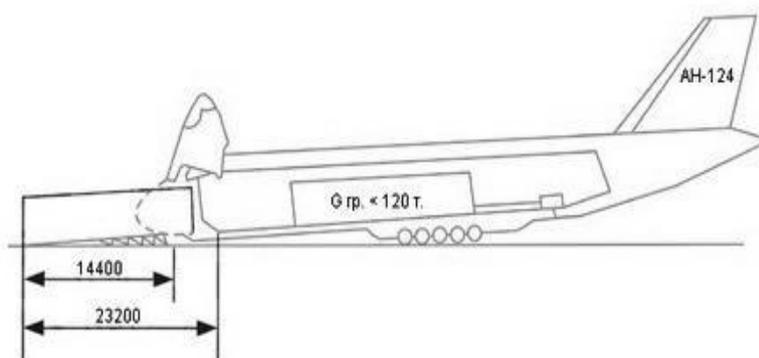


Рис. 5 Схематичное изображение самолета, оборудованного для перевозки крупногабаритных и сверхтяжелых грузов

Библиографический список

1. Транспортировка орбитального корабля (ОК) "Буран" [Электронный ресурс] // URL: <http://buran.ru/htm/transp.htm> / (дата обращения: 25.02.2025).
2. *Нарижный А.А., Нарижный Г.А., Нарижная Т.М., Нарижный Е.А.* Транспортный самолёт для перевозки и разгона в стратосфере ракет космического назначения // Патент RU 2 548 829, 2013.
3. *Проскурин А.Г., Семенов А.А., Степанов В.В., Чернышев Г.И.* Способ старта ракеты с самолета для выведения полезного груза на орбиту // Патент RU 2 334 190 С2, 2008.
4. Авиационный космический комплекс «Воздушный старт» (Россия) [Электронный ресурс] // URL: <http://www.dogswar.ru/oryjeinaia-ekzotika/aviaciiia/8270-aviacionnyi-kosmiche.html> / (дата обращения: 25.02.2025).
5. *Соснин Б.А., Цепелев С.В., Чернышев Г.И.* Способ выполнения старта ракеты с самолета // Патент RU 2 068 169, 1992.
6. Как устроен Ан-124 «Руслан» — самый большой в мире серийный самолёт [Электронный ресурс] // URL: <https://kak-eto-sdelano.livejournal.com/425831.html> / (дата обращения: 25.02.2025).
7. *Синильщиков Б.Е., Синильщиков В.Б., Иванов П.К.* Воздушный стартовый комплекс // Патент RU2827435C1, 2024.

ЗАЩИТА ЛУННОЙ ОБИТАЕМОЙ БАЗЫ ОТ РАДИАЦИИ

Л.А. Донов, Е.С. Есефьева, А.Н. Кудрицкий, Р.С. Субботин

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

Успешная колонизация, создание и устойчивое функционирование будущих планетарных поселений зависят от решения ключевой задачи — обеспечения безопасного долгосрочного пребывания человека в условиях экстремально высокого уровня космической радиации. Отсутствие у Луны атмосферы и глобального магнитного поля делает её поверхность уязвимой для воздействия галактических космических лучей и солнечных частиц. Защита от радиации становится приоритетной, так как хроническое облучение может вызывать тяжёлые последствия для здоровья, включая развитие онкологических заболеваний.

Радиация делится на две основных группы:

- Солнечные космические лучи. Частицы, которые летят от Солнца: *Протоны*: это ядра атомов водорода, самые распространённые частицы в солнечном ветре. Они составляют основную массу частиц, испускаемых Солнцем. *Электроны*: Лёгкие отрицательно заряженные частицы, которые также присутствуют в солнечном ветре. Они движутся вместе с протонами, создавая электрический ток. *Альфа-частицы*: это ядра гелия, состоящие из двух протонов и двух нейтронов. Они менее распространены, чем протоны, но играют важную роль в солнечной радиации. *Тяжёлые ионы*: Солнце также испускает небольшое количество более тяжёлых ионов, таких как углерод, кислород, железо и другие. Эти частицы обладают высокой энергией и могут быть опасны для космических аппаратов и астронавтов. *Фотоны (электромагнитное излучение)*: хотя это не частицы в классическом смысле, Солнце излучает огромное количество фотонов в виде видимого света, ультрафиолета, рентгеновских и гамма-лучей.

- Галактическая космическая радиация. В основном состоит из Протонов (90%), ядер гелия (альфа-частиц, 9%), тяжёлых ионов (углерод, кислород, железо, 1%) и электронов и позитронов (менее 1%). Они возникают в результате взрывов сверхновых, активных ядра галактик, а также другие высокоэнергетические процессы за пределами Солнечной системы. Частицы обладают чрезвычайно высокой энергией (до 10^{20} эВ), способны проникать через защитные материалы.

Исследователями были определены приблизительные диапазоны доз ионизирующего излучения, считающиеся допустимыми или опасными для человека, животных и растений, которые представлены в таблице №1[1].

Таблица №1 – Допустимые уровни радиационного воздействия для различных биологических видов:

Организм	Безопасная годовая доза	Опасная доза
Человек	1-3 мЗв/год	>100 мЗв/год
Животные	1-10 мЗв/год	>100 мЗв/год
Растения	1-10 мЗв/год	>1000Гр (локально)

В условиях космического полета ситуация меняется. При отсутствии солнечных вспышек космонавты международной станции (МКС) подвергаются воздействию радиации, обусловленной преимущественно галактическими космическими лучами и солнечным ветром. Средняя суточная доза облучения в таких условиях составляет 0,5–1 мЗв/день, из которого галактические космические лучи являются основным источником.

Во время же средних солнечных вспышек интенсивность радиации на МКС возрастает до 1–10 мЗв/день, в зависимости от мощности вспышки, её длительности и направления выброса частиц.

При мощных вспышках класса X доза может достигать 50–100 мЗв за несколько часов; например, в 2003 году вспышка X17 привела к облучению экипажа дозой 30 мЗв за несколько дней [2]. В экстремальных случаях, подобных событию Кэррингтона 1859 года, доза может превысить 1000 мЗв за короткое время, создавая серьезную угрозу для здоровья космонавтов и требуя усиления мер защиты.

Из-за того что МКС находится на близкой околоземной орбите (НОО) влияние солнечного ветра много меньше из-за того что наша планета обладает достаточным магнитным полем $5 \cdot 10^{-5}$ Тл, форму которого можно увидеть на рисунке 1. чтобы задержать многие частицы и ядра атомов, возникающие при солнечном ветре.

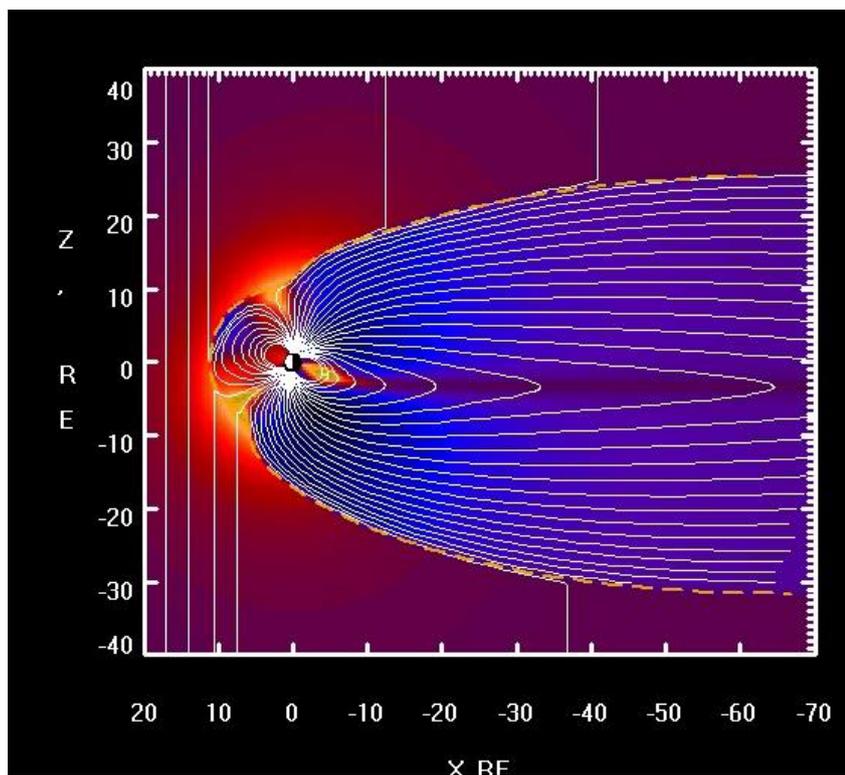


Рисунок 1 Магнитосфера Земли.

В данной работе оценивается эффективность различных подходов к защите от ионизирующих излучений, применяемых для лунной базы. В качестве основы рассматриваются пассивные методы, такие как использование экранирующих материалов, способных поглощать или ослаблять радиацию.

Кроме того, анализируются активные методы защиты, которые могут быть интегрированы с пассивными для повышения уровня безопасности и снижения радиационного воздействия на экипаж и оборудование. В работе также вводятся допущения, связанные с ограниченностью ресурсов на Луне и необходимостью оптимизации массы и энергопотребления защитных систем.

Пассивная защита:

Пассивная защита основана на использовании материалов, поглощающих и замедляющих заряженные частицы (протоны, нейтроны, тяжёлые ядра), составляющие основу галактических космических лучей (ГКЛ) и солнечных энергетических частиц (СЭЧ).

Преимущества пассивной защиты:

- Отсутствие значительных энергозатрат для строительства;
- Использование местных ресурсов;
- Эффективность и простота производства.

В нашем случае для защиты от наиболее опасного вида излучения — гамма-излучения — применяется пассивная защита, основанная на использовании экранирующих материалов, способных эффективно поглощать или ослаблять радиацию. Для защиты от альфа-излучения и бета-излучения рассматриваются активные методы, которые могут быть интегрированы с пассивными для повышения общей эффективности защиты. Мы провели анализ различных материалов, включая воду, алюминий, реголит и борированный полиэтилен, с целью оценки их защитных свойств при энергии фотонов 100 КэВ и потоке фотонов 10^9 фотонов/(см²*с) в условиях длительности солнечной вспышки 5 часов при переменной высоте слоя. Результаты анализа приведены в Таблице №2.

Таблица №2 – Результаты расчетов толщины слоя материала для достаточной защиты укрытия обитаемой базы от воздействия солнечной вспышки.

Единицы измерения	Вода	Алюминий	Реголит	Борированный полиэтилен
Плотность кг/м ³	1000	2850	1600	1010
Высота м	5	1,8	3,2	4,95
Масса кг	3200	9120	5120	3232
Объём м ³	3,2	3,2	3,2	3,2
Энергия фотонов 100 (КэВ) Поток фотонов 10^9 фотонов/(см ² *с) Длительность вспышки 5 часов				

На основе проведённых расчётов было установлено, что для снижения дозы облучения до приемлемого уровня 5,5 мЗв в течение 5 часов солнечной вспышки (что примерно вдвое превышает годовую допустимую норму радиации на Земле), необходимо применение защитного материала значительной толщины. Однако, к сожалению, требуемая толщина каждого из материалов в отдельности оказывается чрезмерно большой. В условиях первых космических миссий лучше всего иметь естественные укрытия в виде пещер, кратеров и котлованов рельефа Луны, в которые случае очень сильной солнечной вспышки можно укрыться на время.

Лунный реголит, являющийся основным материалом для строительства лунных баз, обладает значительным потенциалом для использования в качестве пассивного экрана [3]. Однако его эффективность может быть повышена за счет комбинации с другими материалами, такими как алюминий и борированный полиэтилен в совокупности. Алюминий обеспечивает структурную прочность и дополнительную защиту от микрометеоритов, а борированный полиэтилен, благодаря своему богатому водородом составу и добавлению бора, эффективно поглощает нейтроны и протоны [4].

Для обеспечения радиационной защиты лунной базы, представляющей собой модульные отсеки цилиндрической формы, конструкцию длиной 6 метров и радиусом 2 метра, расположенную горизонтально, необходимо экранировать её верхнюю полусферическую часть. Площадь этой части составляет приблизительно 37,7 м². Нижняя половина цилиндра получает достаточную защиту от космической радиации благодаря экранирующему эффекту лунной поверхности, поэтому экранирование этой части не является приоритетной задачей. Все расчёты по массе защитных материалов, приведенные далее, относятся к площади 37,7 м².

Многослойная структура защиты:

В данной работе предлагается многослойная структура защиты, состоящая из трех основных слоев: лунного реголита, алюминия и борированного полиэтилена. Такой подход позволяет достичь оптимального баланса между радиационной защитой и тепловой изоляцией, что особенно важно для долгосрочных миссий на Луне.

Многослойная структура, включающая реголит, алюминий и борированный полиэтилен, была протестирована [5] с использованием инструмента OLTARIS, разработанного NASA для моделирования радиационной среды в космосе. Результаты моделирования показали, что такая структура позволяет снизить эквивалентную дозу до уровня, не превышающего 150 мЗв за 180 дней, что соответствует [6] уровню защиты на Международной космической станции (МКС). Это делает предложенную структуру подходящей для долгосрочных миссий на Луне

1. Лунный реголит:

Лунный реголит является основным материалом для защиты от галактических космических лучей. Для покрытия площади в 37,7 м² слоем реголита толщиной 100 см при плотности 1,6 г/см³ (1600 кг/м³) потребуется масса:

$$\text{Масса реголита} = \text{Площадь} \times \text{Толщина} \times \text{Плотность} = 37,7 \text{ м}^2 \\ \times 1 \text{ м} \times 1600 \text{ кг/м}^3 = 60320 \text{ кг}$$

Если используется сжатый реголит с плотностью 2,7 г/см³ (2700 кг/м³), масса увеличивается до 101 790 кг.

2. Алюминий:

Алюминий используется в качестве промежуточного слоя, обеспечивающего структурную прочность и дополнительную защиту от микрометеоритов. Толщина алюминиевого слоя составляет 8 мм (0,008 м), а плотность алюминия (АМг9 В95) — 2,85 кг/дм³ (2850 кг/м³). Масса алюминия будет равна:

$$\text{Масса алюминия} = \text{Площадь} \times \text{Толщина} \times \text{Плотность} = 37,7 \text{ м}^2 \\ \times 0,008 \text{ м} \times 2850 \text{ кг/м}^3 = 859,56 \text{ кг}$$

3. Борированный полиэтилен:

Борированный полиэтилен, благодаря своему богатому водородом составу и добавлению бора, является одним из наиболее эффективных материалов для защиты от нейтронов и протонов. Требуется слой толщиной 5 см, объем такого слоя составит 0,942 м³. При объеме 0,942 м³ и плотности 1,01 г/см³ (1010 кг/м³) масса полиэтилена составит:

$$\text{Масса полиэтилена} = \text{Объем} \times \text{Плотность} = 0,942 \text{ м}^3 \\ \times 1010 \text{ кг/м}^3 = 951,42 \text{ кг}$$

Активная защита:

Создание активной защиты от радиации на Луне с использованием электромагнитного щита — это перспективная технология, которая может дополнить традиционные пассивные методы, такие как экранирование материалами. Основная идея заключается в использовании электромагнитных полей для отклонения или блокировки заряженных частиц, таких как протоны и электроны, которые составляют основу космической радиации. Так по нашим предположительным расчётам, чтобы защитить Лунное поселение от заряженных частиц энергией 100 МэВ магнитный щит будет иметь следующие характеристики:

- Магнитное поле 0,046 Тл;
- Энергопотребление 10 кВт;

- Масса системы 700–800 кг;
- Размер защищаемой области 10м (радиус).

Выводы:

Пассивная защита, основанная на использовании многослойной структуры из лунного реголита, алюминия и борированного полиэтилена, является эффективным решением для снижения радиационного воздействия на лунной поверхности. Такой подход позволяет достичь уровня защиты, сравнимого с условиями на МКС, что делает его пригодным для долгосрочных миссий.

Для обеспечения эффективной радиационной защиты лунной базы потребуется 60 320 кг лунного реголита (при плотности 1,6 г/см³ и толщине слоя 100 см). Такой объем реголита можно добыть непосредственно на Луне с помощью специализированных экскаваторов или других устройств для обработки лунного грунта [7], что значительно снизит затраты на транспортировку материалов с Земли. Суммарная масса радиационной защиты на самой конструкции (без учета реголита) составит 1 811 кг, включая 859,56 кг алюминия (толщина 8 мм) и 951,42 кг борированного полиэтилена (объем 0,942 м³). Такой подход обеспечивает надежную защиту от радиации при минимальных затратах на доставку материалов с Земли.

Дальнейшие исследования могут быть направлены на оптимизацию толщины и состава слоев, а также на изучение возможности использования других материалов для повышения эффективности защиты.

Библиографический список

1. Higley K. A. et al. Relative biological effectiveness and radiation weighting factors in the context of animals and plants //Annals of the ICRP. – 2012. – Т. 41. – №. 3-4. – С. 233-245 (дата обращения – 20.11.2024).
2. Schrijver C. J. et al. Gamma rays and the evolving, compact structures of the 2003 October 28 X17 flare //The Astrophysical Journal. – 2006. – Т. 650. – №. 2. – С. 1184 (дата обращения – 20.11.2024);
3. Miller J. et al. Radiation shielding properties of lunar regolith and regolith simulant //LPI Contributions. – 2008. – Т. 1415. – С. 2028 (дата обращения – 20.11.2024);
4. Uddin Z. et al. On the physical, chemical, and neutron shielding properties of polyethylene/boron carbide composites //Radiation Physics and Chemistry. – 2020. – Т. 166. – С. 108450 (дата обращения – 20.11.2024);
5. Akisheva Y., Gourinat Y. Utilisation of moon regolith for radiation protection and thermal insulation in permanent lunar habitats //Applied Sciences. – 2021. – Т. 11. – №. 9. – С. 3853 (дата обращения – 20.11.2024);
6. Reitz G. et al. Space radiation measurements on-board ISS—the DOSMAP experiment //Radiation Protection Dosimetry. – 2005. – Т. 116. – №. 1-4. – С. 374-379 (дата обращения – 20.11.2024);
7. Zaczny K. et al. Novel approaches to drilling and excavation on the moon //AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition. – 2009. – С. 6431 (дата обращения – 20.11.2024).

УДК 621.45.034, 004.942, 536.461

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ЗАВИХРИТЕЛЯ НА ПОЛЕ ТЕМПЕРАТУР В ВЫХОДНОМ СЕЧЕНИИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Д. О. Михайлов, В. П. Чубенко

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

Нередко газотурбинные установки имеют в своей конструкции завихрители, предназначенные для турбулизации потока. Особенно часто завихрители применяются в установках, имеющих систему предварительного перемешивания топлива – наличие завихрителя благотворно влияет на подготовку топливовоздушной смеси, что приводит к повышению полноты сгорания топлива и, как следствие, росту среднemasсовой температуры на выходе из камеры сгорания [1].

В данной статье рассматривается влияние наличия завихрителя в испарительной трубке камеры сгорания газотурбинного двигателя кј66 на поля распределения температур в камере сгорания. Математическая модель состоит из [2]:

уравнения неразрывности:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho) + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \tag{1}$$

уравнения импульса:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \nabla \cdot (-\rho \overline{\vec{v}' \vec{v}'}) \tag{2}$$

уравнения энергии:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho(E)) + \nabla \cdot (\rho v(H)) = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_i h_i \vec{J}_i + \vec{\tau}_{eff} \vec{v} \right) \tag{3}$$

уравнения состояния:

$$p = \rho RT \tag{4}$$

уравнения сохранения массы компонента s:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho c_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} c_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i \tag{5}$$

здесь: ρ - плотность газовой смеси; \vec{v} - скорость, p - давление; τ - тензор напряжений C_i - массовая доля компонента i ; T - температура; R - газовая постоянная; E - полная энергия; H - полная энтальпия; \vec{J}_i - закон Фика, описывающий диффузию; h_i - энтальпия компонента i ; R_i - скорость образования компонента i в результате химической реакции; k_{eff} - теплопроводность.

В используемом для моделирования программном комплексе численно решаются осредненные по Фавру уравнения Навье-Стокса, что требует замыкания системы уравнений соответствующей моделью турбулентности. В данной работе применяется модель $k-\omega$ SST.

Для моделирования химических реакций используется переходная модель Finite-Rate/Eddy-Dissipation Model. В рамках данной модели вычисляются скорости реакции: по уравнению Аррениуса и по теории распада вихря. В результате для расчета выбирается наименьшая из скоростей.

Геометрия камеры сгорания воссоздана по чертежам из книги «Models jet engines» [3]. Для моделирования использовался сектор камеры сгорания, включающий испарительную трубку:

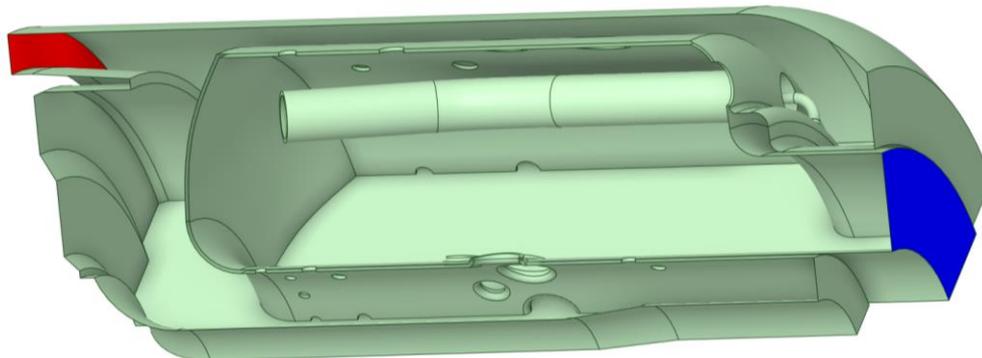


Рис. 1. Исследуемый сектор камеры сгорания

Для исследования в модель сектора добавлен завихритель, крепящийся на топливный коллектор и примыкающий к испарительной трубке:

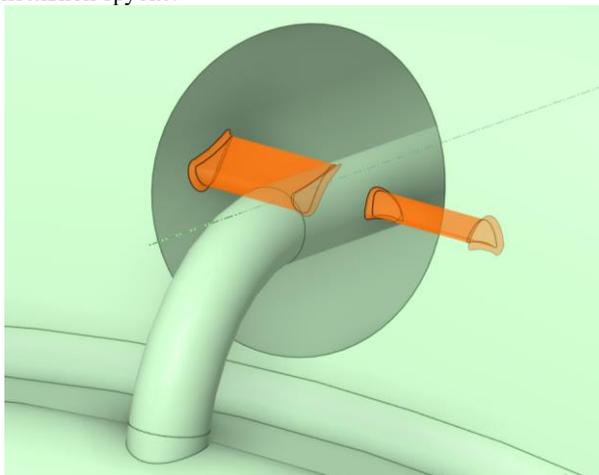


Рис. 2. Положение завихрителя в испарительной трубке

Сеточная модель получена с учётом периодики в 60 градусов и имеет следующие параметры: средний размер ячейки – 1 миллиметр, максимальный размер – 1,5 миллиметра, коэффициент роста – 1,2, локальный размер на стенках – 0,3 миллиметра, количество призматических слоев – 5, с коэффициентом роста – 1,2. Сетка состоит из 13000000 элементов и 4000000 узлов, минимальное ортогональное качество сетки равно 0,06.

В таблице 1 указаны граничные условия, при которых осуществлялось моделирование [4].

Таблица 1 – Граничные условия

Параметр	Значение	Величина
Расход воздуха	0,0375	кг/с
Расход керосина	0,0007	кг/с
Температура воздуха	377	К
Температура керосина	298	К
Статическое давление в выходном сечении	202650	Па

В результате численного моделирования получены поля распределения скоростей и температур в продольном сечении расчётных областей, поля температур в выходном сечении, а также изоповерхности скорости:

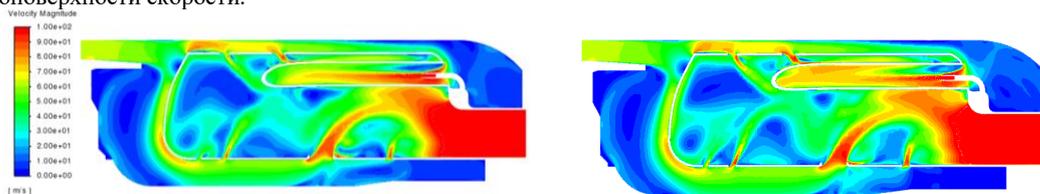


Рис. 2. Поля распределения скоростей – слева с завихрителем, справа без завихрителя

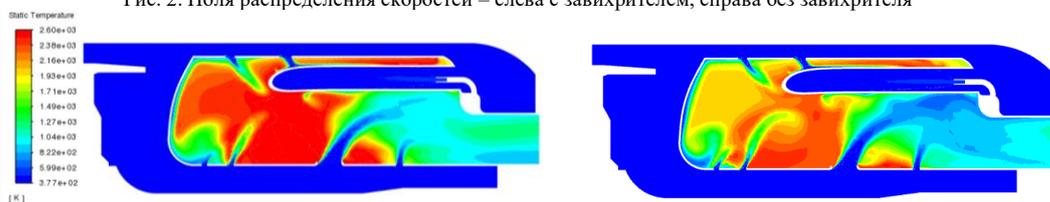


Рис. 3. Поля распределения температур – слева с завихрителем, справа без завихрителя

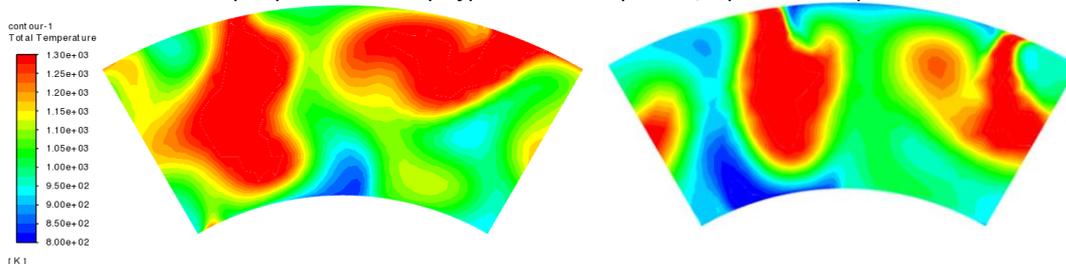


Рис. 4. Поля распределения температур выходного сечения – слева с завихрителем, справа без завихрителя

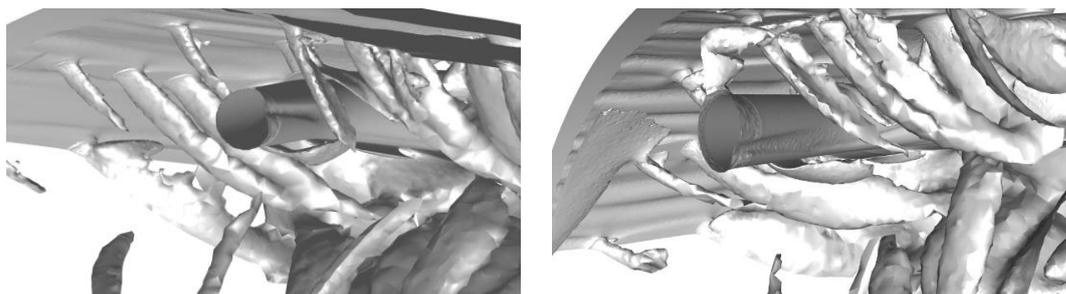


Рис. 5. Изоповерхности скорости 50 м/с – слева с завихрителем, справа без завихрителя

По изоповерхностям и полям скоростей видно, что медленная зона на выходе из испарительной трубки в случае с завихрителем несколько больше, чем без него, да и среднемассовая скорость в трубке ниже, что свидетельствует о изменении расхода через испарительную трубку, а также росте риска проскока пламени [5].

Среднемассовая температура на выходе из камеры сгорания возросла с 1067К, до 1143К, а в выходном сечении уменьшилась массовая доля керосина с $3 \cdot 10^{-5}$, до $2,3 \cdot 10^{-5}$.

По полученным данным можно заключить, что:

- 1) Наличие завихрителя в конструкции увеличивает полноту сгорания;
- 2) Наличие завихрителя в конструкции увеличивает риск проскока пламени;
- 3) Наличие завихрителя в конструкции увеличивает среднемассовую температуру в выходном сечении.

Библиографический список

1. Акимов В.М., Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей – М: Машиностроение, 1987 г., стр. 368.
2. Ansys Fluent Theory Guide 2023R1 – Canonsburg: Ansys, 2023.
3. Kamps T. Models jet engines – WFGAOCO.: Hong Kong, 2005 г., стр. 59.
4. Ansys Fluent User's Guide 2023R1 – Canonsburg: Ansys, 2023.
5. Артихович, В. В. Расчет газовых горелок : учебно-методическое пособие по курсовому и дипломному проектированию для студентов специальности 1-70 04 02 «Теплогазоснабжение, вентиляция и охрана воздушного бассейна» / В. В. Артихович, Е. А. Волчек. – Минск : БНТУ, 2015. – 81 с.

УДК 621.396.96

ПОВЫШЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ ИСТОЧНИКОВ РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ БОРТОВЫМИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИМИ КОМПЛЕКСАМИ

Е.В. Фадеев

АО «ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга»

Обнаружение источников радиоизлучения (далее – ИРИ) бортовыми радиотехническими комплексами является обратной задачей. Решение обратных задач может быть неустойчивым в зависимости от задачи и входных данных. Рассмотрим особенности выбранной задачи.

Достоверность обнаружения ИРИ не может быть выше устойчивости обнаружения ИРИ. Рассмотрим пример. Если имеется четыре области пересечения двух пар пучков пеленгов (рис. 1), может возникнуть ситуация, когда будет вскрыта одна или другая пара объектов А и В или А' и В' с вероятностью пятьдесят на пятьдесят. Неустойчивость решения не позволяет достоверно сделать заключение о наличии объектов, итоговая достоверность объектов не может превышать 50%.

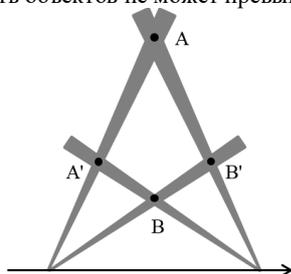


Рис. 1. Пример неустойчивого вскрытия объектов.

Обнаружение ИРИ невозможно выполнять без одновременного выполнения вскрытия объекта - необходимо группировать сигналы объекта, разрешенные по пространственному признаку, радиотехническим параметрам (далее – РТП) и распознанному типу ИРИ. Ввиду сложности задачи и ограниченности ресурсов в бортовых радиотехнических комплексах применяется последовательное принятие решений - в различной очередности принимаются решения об объединении группы импульсов в сигнал одного ИРИ, оценке РТП сигналов, типе ИРИ каждого сигнала, обнаружении ИРИ, оценке РТП и местоположения ИРИ. Устойчивость решения определяется устойчивостью всех предыдущих принятых решений, значительно уменьшаясь на последних этапах.

Отметим, что изменение условий задачи может значительно менять результат. Условия задачи обнаружения ИРИ бортовыми радиотехническими комплексами содержат много априорной информации, которая может варьироваться. Например, изменение априорной базы типов ИРИ или степени зашумленности диапазона. Также существует проблема в разнице результатов бортовой и последующей наземной обработки информации – во втором случае результат получается при обработке всего массива данных, уменьшая количество последовательно принимаемых решений и, как следствие, увеличивая устойчивость решения.

Методы повышения достоверности обнаружения ИРИ

Для повышения достоверности обнаружения ИРИ существует несколько методов.

Во-первых, можно повысить достоверность обнаружения ИРИ за счет повышения качества входных данных. Улучшение аппаратуры бортовых радиотехнических комплексов весьма затратно, ограничено развитием техники и законами физики.

Во-вторых, можно повысить достоверность обнаружения ИРИ повышением качества обработки. Улучшение алгоритмов обработки делает решения более устойчивыми, но при этом не закрывается вопрос контроля достоверности решений.

В-третьих, можно повысить достоверность обнаружения выделяя только ИРИ, обнаруженные с высокой достоверностью. Данный метод просто реализуем - не требует значительного увеличения количества ресурсов и изменения имеющейся аппаратуры бортовых радиотехнических комплексов.

Рассмотрим методы контроля достоверности обнаружения ИРИ.

Визуальный контроль достоверности

Визуальный контроль достоверности предполагает наличие оператора. Оператор, пользуясь зрительными образами, может вручную выделить достоверные объекты и артефакты обработки. Существуют методы автоматизации этого процесса, например метод группирования [1] или методы обработки на основе нейронных сетей. Однако, только оператор сможет контролировать достоверность в условиях изменяющейся априорной информации – например если уровень шумов или разброс углов пеленга окажутся не соответствующими априорно известным. На рис. 2 представлен пример выделения достоверных и недостоверных объектов оператором по линиям угла пеленга среди сигналов, неразличимых по РТП.

Из достоинств метода – простота реализации, высокая точность при возникновении неучтенных априорной информацией факторов. Из недостатков – оператору затруднительно определить степень достоверности. Кроме того, появляется необходимость выделения члена экипажа для выполнения работы оператора. С учетом указанных характеристик, рекомендуется производить периодический визуальный контроль достоверности решений, принимаемых в автоматическом режиме.

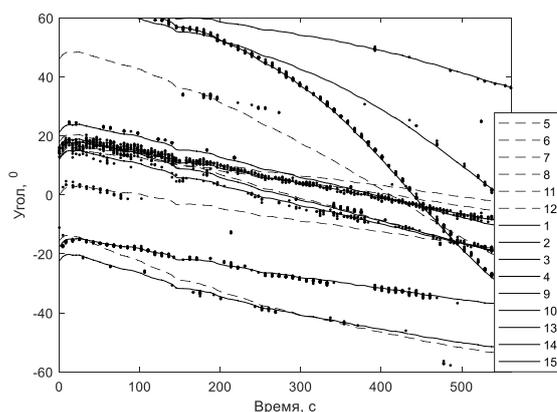


Рис. 2. Пример визуального контроля достоверности по линиям угла пеленга. Пунктирными линиями отмечены объекты, признанные оператором достоверными.

Вариация методов обработки для контроля достоверности

Как было отмечено выше, результат обнаружения ИРИ зависит от условий задачи и входных данных. Оценить устойчивость нахождения обратной матрицы можно по числу обусловленности матрицы. Аналогично, для некоторых алгоритмов устойчивость можно оценить по промежуточным этапам. Однако в общем случае это невыполнимо. Таким образом, единственным способом оценки устойчивости результата остается анализ статистики изменения результата при незначительных вариациях условий задачи и входных данных. Можно выделить три принципиально различающихся варьирования, которые, тем не менее, можно использовать совместно в различных комбинациях.

Во-первых, варьирование условий задачи, составляющих ядро метода. Такой тип варьирования подразумевает обработку входных данных принципиально разными алгоритмами. Например, изменение априорных вероятностей приема сигнала и шума приведет к необходимости принципиально другим образом группировать импульсы в сигналы одного источника. Такая вариация актуальна, если алгоритмы дают результаты с примерно одинаковой средней достоверностью.

Во-вторых, варьирование условий задачи, являющихся параметрами обработки. Такой тип варьирования актуален, потому что существует множество параметров обработки, определяемых апостериорно. Апостериорное определение не гарантирует сохранение значений в другой радиоэлектронной обстановке.

В-третьих, варьирование входных данных. Такой метод варьирования позволяет оценить устойчивость к зашумлению. Увеличение количества данных затруднительно, в отличие от его уменьшения. Статистическая обработка подвыборок входных данных называется бутстрэп [2]. На данный момент существуют оптимизированные методики автоматического выбора количества и типа подвыборок при выполнении процедуры бутстрэпа [3].

В Таб. 1 в качестве примера рассмотрена вариация пределов погрешностей углов пеленга при отнесении пеленга к объекту. Рассчитана оценка степени подтверждения результатов обнаружения по формуле:

$$\text{Степень подтверждения} = \begin{cases} 1, & d < 2 \\ 1 - \log_{10}(d/2), & 2 < d < 20 \\ 0, & d > 20, \end{cases} \quad (1)$$

где d – расстояние в километрах от объекта в первичном решении до ближайшего решения, полученного варьированным методом. Достоверность подсчитывалась как среднее взвешенное от степени подтверждения объекта. Рассмотренный пример не является оптимальным, но позволяет

Объект	Степень подтверждение объекта. Во второй строке номер вариации и ее вес									Достоверность обнаружения
	№1, 1	№2, 0.9	№3, 0.9	№4, 0.6	№5, 0.6	№6, 0.2	№7, 0.2	№8, 0.05	№9, 0.05	
1	1	1	1	0,896	1	1	0,5712	0,7335	0,7955	96,2
2	1	0,6788	0,8739	0,6882	0,4883	0,2791	0,7895	0,2478	0,2476	74,3
3	1	0,4657	1	1	0,71	0,9029	0,7918	0,5715	0,7283	83,3
4	1	1	1	1	1	1	1	1	1	100,0
5	1	0	0,2399	0,4278	1	0	1	0,0521	1	51,7
6	1	0,3771	0,2996	0,9407	1	0,34	0,3367	1	0,4132	66,2
7	1	0	0	0,7639	0	0,6749	1	0	1	41,0
8	1	1	1	0,8836	0	0,6208	0	0,4843	0	77,3
9	1	1	1	0,9362	1	1	1	1	0,8612	99,0
10	1	0,6873	1	0,681	1	1	1	1	1	89,5
11	1	1	0,7875	0	0,9045	0,2151	0	0,9317	0	72,0
12	1	0	0	0	0	0	0	0	0	22,2
13	1	0	0,6063	0	0	0,5596	1	0,5865	0,8606	42,9
14	1	0,9324	1	1	1	0,9582	1	1	1	98,5
15	1	1	0,8367	1	1	0,883	1	1	1	96,2

Таб. 1. Пример контроля достоверности вариацией методов обработки автоматически с некоторой точностью решать задачу контроля достоверности вариацией методов обнаружения ИРИ.

Вариация методов обнаружения ИРИ может обладать высокой точностью оценки достоверности при достаточном объеме рассматриваемых вариаций и правильном их подборе. Для применения метода необходимо увеличение вычислительных ресурсов вторичной обработки пропорционально количеству рассматриваемых вариаций и предварительный анализ методов выбора актуальных вариаций.

Переход к решению задачи кластеризации

Обнаружение ИРИ бортовыми радиотехническими комплексами есть задача кластеризации по определению. То есть, возможно, например, использование нейронных сетей для её решения. На данный момент такой подход используется в наземных, корабельных и низковысотных радиотехнических комплексах [4]. Потенциал точности такого подхода очень велик – исключается большая часть последовательно принимаемых решений и модель «дообучается» при изменении радиоэлектронной обстановки. При этом количество требуемых вычислительных ресурсов становится больше на несколько порядков. Также необходима большая обучающая выборка.

Переход к решению задачи кластеризации затруднителен ввиду особенностей задачи – ненормализуемой нелинейной метрики пространства признаков (связь пеленга, навигации носителя и местоположения объекта) и последовательного поступления входных данных. Последнее вызывает наибольшие затруднения, так как большинство методов кластеризации рассчитаны на обработку больших массивов данных, а не на потоковую обработку.

Вопросы контроля достоверности и устойчивости кластеров подробно рассмотрены в рамках решения задачи кластеризации, например, в [5, 6]. Поэтому переход к решению задачи кластеризации позволит использовать готовые инструменты этой области знаний.

Определение метрик качества решения

Один из методов контроля устойчивости кластеризации – определение метрик качества решения [7]. Этот метод также применим к решениям, полученным другими способами. Некоторые методики определения эффективных алгоритмов обнаружения ИРИ также подразумевают определение метрик качества решения. Например, факт обнаружения и точность определения РТП реперных ИРИ являются метриками качества решения.

Для контроля достоверности обнаружения ИРИ бортовыми радиотехническими комплексами можно использовать следующие элементы метрики: количество сигналов от ИРИ, кучность РТП сигналов, непрерывность излучения, прием сигналов ИРИ под различными углами излучения, количество конфликтующих с другими ИРИ («личных») сигналов, вероятности размножения и слияния объекта и т.д. Часть перечисленных метрик аналогична тем, которые используются в кластеризации.

В частных случаях, метрики качества решения могут определяться вариацией методов обнаружения ИРИ. В отличие от таких гибридных методов контроля достоверности, определение метрик качества решения не требует значительных вычислительных ресурсов.

Определение метрик качества решения может обеспечивать хорошую точность контроля достоверности обнаружения ИРИ при полноте учитываемых метрик. Для применения метода необходимо провести анализ метрик и сравнение их эффективности (эффективности оценки достоверности объекта по метрике), определить метод подсчета суммарной оценки достоверности обнаружения ИРИ.

В качестве примера рассмотрим контроль достоверности обнаружения ИРИ по неконфликтным «личным» сигналам на рис. 3. Среди всех сигналов были выделены те, которые удовлетворяют только одному ИРИ. Повторно произведена процедура обнаружения по множествам «личных» пеленгов. ИРИ, которые не были повторно обнаружены, имеют большую вероятность оказаться артефактными, поэтому они признаются недостоверными.

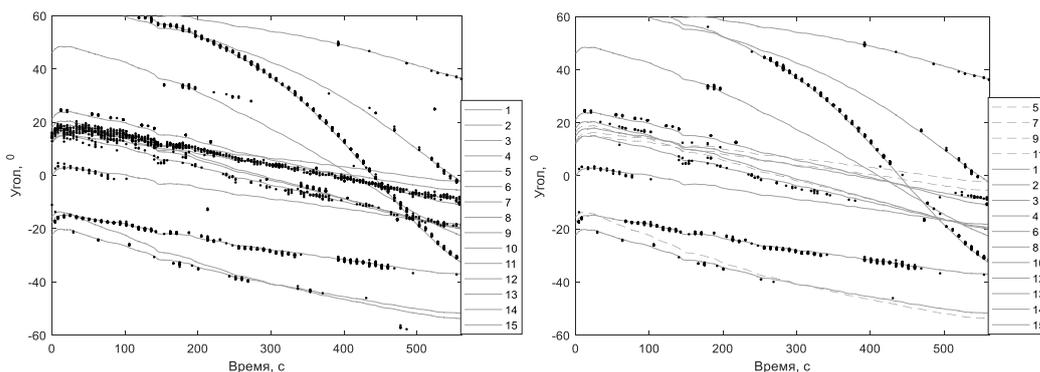


Рис. 3. Пример контроля достоверности по метрикам качества объекта. На графике справа отмечены только «личные» точки. Пунктирными линиями отмечены недостоверные объекты.

Заключение

Все рассмотренные методы контроля достоверности обнаружения ИРИ могут решить поставленную задачу в той или иной мере. С учетом ограничений ресурсов и сложности рекомендуется следующие пути внедрения методов контроля достоверности обнаружения ИРИ в аппаратно-программные комплексы вторичной обработки данных бортовых радиотехнических систем:

- для новых разрабатываемых бортовых радиотехнических комплексов при наличии возможности
- увеличить количество ресурсов и реализовывать вариацию методов обработки для контроля достоверности. Необходим предварительный анализ актуальности и полноты вариаций методов обработок;
- для разработки бортовых радиотехнических комплексов следующего поколения, а также маловысотных и наземных (надводных) радиотехнических комплексов - осуществить переход к решению задачи кластеризации и реализовать контроль достоверности;

- во всех указанных случаях, при возможности, реализовать дополнительный визуальный контроль достоверности оператором.

Выводы

В работе описаны методы контроля достоверности обнаружения ИРИ бортовыми радиотехническими комплексами. Выявлены проблемы, связанные с неустойчивостью обнаружения ИРИ. Определена актуальность проведения контроля достоверности.

Предложены методы повышения достоверности обнаружения ИРИ. Показано, что контроль достоверности является наиболее простым в реализации методом. Предложены четыре варианта реализации контроля достоверности. Описаны их достоинства и недостатки. Приведены наглядные примеры реализации методов контроля достоверности.

С учетом описанных методов контроля достоверности обнаружения ИРИ сделано заключение о возможности реализации указанных методов в существующих и разрабатываемых бортовых радиотехнических комплексах.

Научный руководитель – к.т.н., А.О. Славянский

Библиографический список

1. Фадеев Е.В. «Метод автоматического группирования наблюдений источников радиоионизации, основанный на их пространственно-временной связи» // Вестник Российской академии естественных наук, №1/2023, С. 13-17.
2. Jain A.K., Moreau J.V. «Bootstrap technique in cluster analysis» // Pattern Recognition. №20. 1987 P. 547-568.
3. Лосев А.С. «Бутстреп методы принятия решений в условиях неопределенности» // Вестник ПНИПУ. Социально-экономические науки. 2018. №4. С. 314-321.
4. Dudczyk J. Rybak L «Application of Data Particle Geometrical Divide Algorithms in the Process of Radar Signal Recognition» // Sensors. 2023. №23. P. 8183-8199.
5. Halkidi M., Batistakis Y. et al «On clustering validation techniques» // Journal of Intelligent Information Systems. 2001 № 17 (2-3). P. 107.
6. Шалымов Д.С. «Алгоритмы устойчивой кластеризации на основе индексных функций и функций устойчивости» // В сб. «Стохастическая оптимизация в информатике» под ред. О.Н. Граничина. Вып. 4. Изд-во С.-Петербур. ун-та. 2008. С.236-248.
7. Amigo E., Gonzalo J. et al «A comparison of extrinsic clustering evaluation metrics based on formal constraints» // Information Retrieval Journal, №10/2009, P. 1-33.

УДК 533.6.011.5

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА

В.И. Шевченко, М.А. Падалка

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

Ввиду развития компьютерной техники значительно повысилась точность результатов аэродинамических расчетов. проведение большого количества аэродинамических продувок в особенности сверхзвуковых несет за собой большие энергетические затраты различных ресурсов. Поэтому рекомендуется прибегать к математическому моделированию внешней аэродинамики летательных аппаратов (ЛА) и отдельных их частей, а при частных случаях проводить эксперименты в аэродинамических трубах (АДТ).

В статье рассматривается численное моделирование обтекания профиля крыла при различных углах атаки.

В летательных аппаратах основным элементом являются крылья и оперения, так как за счет их формы образуются аэродинамические силы и моменты, которые обеспечивают требуемые:

- диапазоны высот и скоростей;
- дальность и продолжительности полета;
- маневренные характеристики;
- взлетно-посадочные характеристики.

В качестве элемента для моделирования выбирается крыло, а требуемые летные характеристики достигаются изменением его профиля и формы в плане. При проведении моделирования изменение этих геометрических параметров тратится незначительное количество времени, по сравнению с проведением эксперимента в аэродинамической трубе.

Перед тем как начать моделирование необходимо определиться с формой профиля крыла. Она зависит от назначения ЛА, поэтому перед тем, как выбрать сечение крыла необходимо определиться с классом ЛА. Рассмотрим изделия, совершающие полет на сверхзвуковых скоростях.

Аэродинамические поверхности для сверхзвукового обтекания обычно имеют профили с малой относительной толщиной, с очень острыми передней и задней кромками. Острые края предотвращают образование отрывного течения перед аэродинамическим профилем при обтекании потоком воздуха, а малая толщина профиля обеспечивает уменьшение волнового сопротивления, возникающего при полете с углом атаки равным нулю. [2]

В отличие от дозвуковых аэродинамических профилей, которые обычно имеют закругленные передние кромки для предотвращения отрыва потока при различных углах атаки, в условиях сверхзвукового полета такая форма привела бы к образованию ударной волны и значительному увеличению волнового сопротивления. На передней поверхности действует положительное избыточное давление, а на задних кромках – разрежение. [1]

В наши дни одной из наиболее перспективных и популярных тем в сфере промышленности является разработка высокоскоростных ЛА, предназначенных для различных нужд. Создание подобных аппаратов сопряжено с рядом трудностей, требующих глубокого изучения аэродинамики сверхзвуковых летательных средств.

В ходе обработки и анализа данных, полученных в результате численного моделирования и реальных экспериментов, активно используются специализированные методы научной визуализации, которые развиваются параллельно с вычислительными моделями.

При использовании численных методов возникает необходимость задания криволинейных границ поверхности тела и неравномерной дискретизации области потока. При этом одним из наиболее ответственных этапов является создание сетки дискретизации рабочей области. Оно осуществляется следующим образом: на контуре расчетной области выбирается граница, от которой необходимо создать ортогональную сетку. задается минимальная и максимальная величины ячеек, их коэффициент «роста» (т. е. относительный размер ячейки на следующем слое). Ячейки строятся послойно, с каждым слоем увеличиваясь. (Рисунок 1).

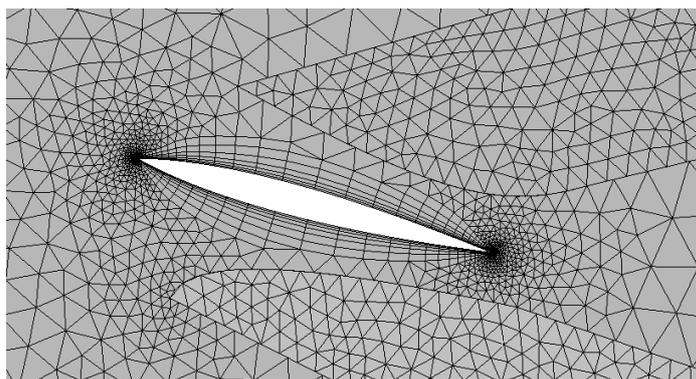


Рисунок 1 – Пример дискретизации расчетной сетки области

Используются допущения: адиабатичность стенки (стенка теплоизолированная) и принимается условие проскальзывания. Применение данных видов граничных условий связано с тем, что условие прилипания на поверхности требует применение значительного измельчения ячеек в пристеночной зоне, а, следовательно, большого расчетного времени.

Исходные данные для моделирования возьмем следующие значения:

- Полет совершается на высоте 20 км (давление воздуха = 5 кПа, температура = 217К);
- Скорость набегающего потока 3,2 Маха (1088 м/с);
- Угол атаки меняется от 5 до 15 градусов.

Физику процесса обтекания тела произвольной формы потоком газа наилучшим образом отражают методики, основанные на решениях уравнений Навье – Стокса. С появлением программных средств, базирующихся на численных решениях уравнений Навье – Стокса, стало возможно получить расчетным путем ряд важных аэродинамических характеристик самолета, в частности вычислить максимальное значение коэффициента подъемной силы. При расчетах аэродинамических характеристик объектов сложной пространственной конфигурации с использованием такого подхода требуются большие объемы оперативной памяти компьютера, поскольку допустимые размеры расчетной сетки пропорциональны объему оперативной памяти компьютера. Рост возможностей вычислительной техники, наблюдаемый в последние годы, позволяет применять программы, основанные на численных решениях уравнений Навье – Стокса, для расчета характеристик обтекания таких объектов, как самолет.

При использовании методик, основанных на численных решениях уравнений Навье – Стокса, качество полученного результата во многом зависит от выбора модели турбулентности. Из многообразия моделей турбулентности, используемых при расчетах аэродинамических характеристик, можно выделить известные модели турбулентности $k-\epsilon$ и $k-\omega$. Они являются двухпараметрическими моделями турбулентности, которые базируются на рассмотрении кинетической энергии турбулентных пульсаций k . В качестве второго уравнения применяют уравнение либо переноса скорости диссипации турбулентной энергии ϵ , либо удельной скорости диссипации энергии ω . Модель переноса касательных напряжений SST (двухслойная модель Ментера) использует модель $k-\omega$ в пристеночной области и преобразованную модель $k-\epsilon$ вдали от стенки. [5]

После проведения ряда расчетов наблюдаются следующие результаты, которые показаны на рисунках 2-4.

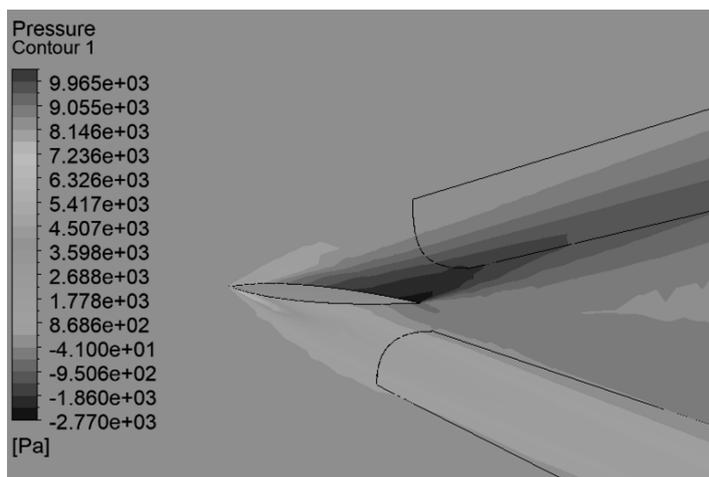


Рисунок 2 – Распределение давления при угле атаки 5°

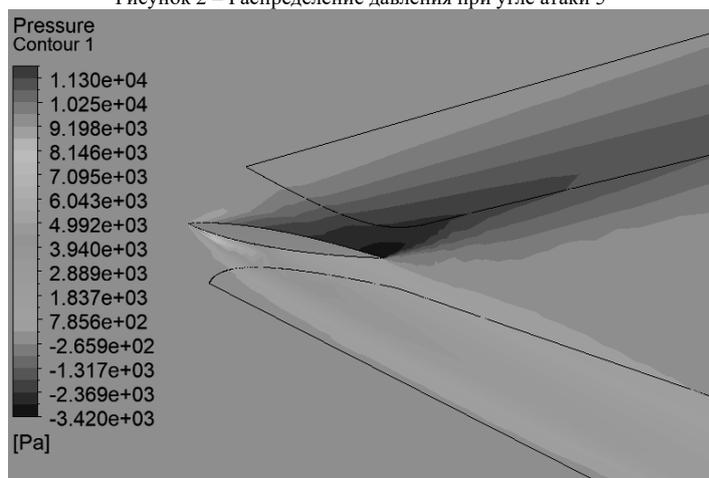


Рисунок 3 – Распределение давления при угле атаки 10°

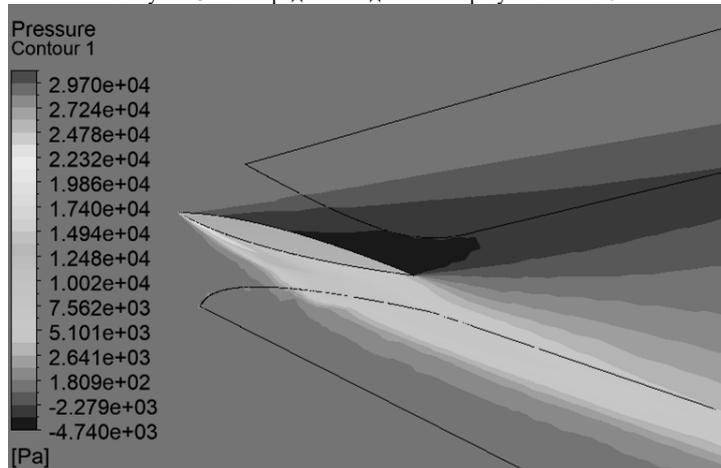


Рисунок 4 – Распределение давления при угле атаки 15°

С ростом угла атаки увеличивается и поверхность верхней кромки профиля крыла, в результате, за одинаковый промежуток времени поток воздуха, движущийся над крылом, проходит большее расстояние, чем поток, движущийся под крылом. Вследствие этого происходит ускорение потока в верхней кромке крыла. Об этом также может свидетельствовать падение давления над крылом, ведь по закону Бернулли при увеличении скорости потока воздуха или жидкости происходит снижение давления внутри этого потока. Благодаря разнице давлений и возникает подъемная сила, а возникающий в следствии сверхзвуковой скорости скачек уплотнения только увеличивает эту разницу. Из результатов моделирования можно заметить, что с увеличением угла атаки разница давлений над и под крылом так же стремительно растет, что свидетельствует о росте подъемной силы крыла. Но повышение угла атаки влечет за собой увеличение давления на передней кромке, которое в свою очередь приводит к росту лобового сопротивления.

Сравнивая значения при угле атаки в 5° и в 10°, можно заметить, что подъемная сила и лобовое сопротивление увеличились в двое. При сравнении результатов с углом атаки в 10° и 15° видно, что подъемная сила увеличилась в два, в то время как лобовое сопротивление увеличилось в 3 раза. Из этого можно сделать вывод о том, что хоть при больших углах атаки (10° и более) мы все еще не наблюдаем

образование вихрей около задней кромки крыла, осуществлять полет на больших углах не стоит так как идет значительное увеличение лобового сопротивления по сравнению с ростом подъемной силы.

Библиографический список

1. Аронин Г.С., 1962 – Практическая аэродинамика. Учебник для летного состава.
2. Годунов С.К. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.
3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М., Наука, 1969.
4. Courant & Friedrichs. *Supersonic Flow and Shock Waves*. Pages 357:366. Vol I. New York: Inter science Publishers, inc, 1948
5. Журнал «Сапр и графика» [электронный ресурс] //URL: <https://sapr.ru> (Дата обращения 14.03.2025)

УДК 621.45.01::303.447.353

РОЛЬ НАТУРНЫХ И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В ПРОЦЕССЕ РАЗРАБОТКИ ГТД

Р. В. Шилькрот¹, А. В. Суров^{1,2}

¹. Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

². Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого

Введение

Экспериментальные исследования систем воздушного охлаждения газовых турбин и определение теплового состояния неохлаждаемых узлов являются одним из основных и неотъемлемых этапов работ по созданию газотурбинных двигателей.

Непрерывное повышение параметров и теплонапряженности ГТД при одновременном возрастании требований к их эксплуатационной надёжности увеличивают требования к точности определения теплового и напряженного состояния всех узлов турбомшины. В этих условиях наиболее эффективным является гармоничное сочетание экспериментальных и расчётных методов исследований, особенно с привлечением для этой цели современных кластеров и суперкомпьютеров.

Опыт отечественного газотурбостроения показывает, что экспериментальные исследования (натурные и вычислительные) теплового состояния основных узлов ГТД и гидравлических характеристик их охлаждающих систем следует проводить на всех этапах создания установки, однако задачи, объёмы и методы выполнения экспериментальных исследований на различных этапах заметно различаются между собой.

В данной работе рассмотрены основные способы термометрирования проточной части турбины и системы её охлаждения.

Виды испытаний и их характеристика

Все испытания систем воздушного охлаждения газовых турбин, проводимые на двигательных установках, можно разбить на три основных вида: поверочные, доводочные и исследовательские. Программа и объём каждого испытания определяются задачами, решаемыми при данных испытаниях, конструкцией установки, условиями её испытаний и эксплуатации. Необходимо также подчеркнуть некоторую условность приведённой выше классификации, в основе которой лежит временная последовательность работ согласно жизненному циклу систем охлаждения. Весьма часто на головном образце ГТД либо объединяются несколько видов испытаний, либо, напротив, ограничиваются только испытаниями одного вида (чаще всего-поверочными).

При испытаниях систем охлаждения авиационных ГТД должны измеряться не только параметры, характеризующие тепловые и гидравлические показатели системы (температуры металла охлаждаемых деталей, давления, температуры и скорости или расходы воздуха в характерных точках охлаждаемого тракта), но и параметры, достаточно полно характеризующие рабочий процесс данного ГТД (температура газа и его давление в характерных сечениях проточной части турбины, её частота вращения и мощность, барометрическое давление и температура и некоторые другие). Параметры второй группы используются как для привязки характеристик системы охлаждения к характеристикам двигателя, так и для получения обобщённых (универсальных) характеристик системы охлаждения. Объём необходимой информации по параметрам, характеризующим рабочий процесс газовой турбины и ГТД в целом, зависит от вида испытаний.

При поверочных и контрольно-эксплуатационных испытаниях, задачей которых является проверка соответствия основных характеристик системы охлаждения головного образца характеристикам, заложенным в её проекте, необходимо измерять температуру газа в двух точках (перед турбиной в среднем по высоте сечении проточной части и за ней), давление газа в двух точках (в указанных выше местах проточной части), частоту вращения турбины и развиваемую ею мощность. Указанные величины в большинстве случаев могут быть измерены приборами штатной системы измерений.

При доводочных испытаниях, задачей которых является доведение тепловых и гидравлических характеристик системы охлаждения ГТД или её узлов до показателей, заложенных в проекте, объём информации, обеспечиваемый штатной системой измерений, оказывается недостаточным. В этих испыта-

ниях необходимо дополнительно измерять давления и температуры газа в корневых, среднем и периферийных сечениях всех ступеней проточной части, в том числе в зазорах между сопловыми и рабочими лопатками каждой ступени, а также перед лабиринтовыми уплотнениями и за ними. Необходимость существенного увеличения объёма информации по параметрам, характеризующим рабочий процесс, вызвана следующим:

а) температуры и давления газа в указанных зонах в значительной степени определяют тепловое состояние деталей ротора и статора, а также расходные характеристики систем охлаждения этих узлов;

б) в головных образцах ГТД, как правило, имеют место те или иные отклонения действительных параметров газа по величине от расчётных;

в) в настоящее время отсутствуют достаточно точные методы расчёта деформации профилей температур и давлений газа по длине и высоте проточной части, учитывающие, в частности, подмешивание к нему охлаждающего воздуха и действительные условия работы лабиринтовых уплотнений.

При исследовательских испытаниях, к основным задачам которых относится получение обобщённых характеристик системы охлаждения, а также исходных данных для уточнения граничных условий теплообмена, гидравлики в типовых элементах и данных для апробации расчётных методов, кроме указанных выше величин, необходимо организовать измерение температуры газа в пристенных слоях, как минимум в трех точках по высоте. Эти измерения чаще всего осуществляются гребёнками неподвижных термопар и дополняются измерением температуры в одной точке в периферийном сечении и в одной-в корневом сечении рабочих лопаток. Таким образом, количество точек измерения температур газа в каждом сечении ступени достигает 10, а с учётом частичного дублирования 15.

Виды средств измерения

Чаще всего на практике используются следующие виды средств измерения (теплоприёмников):

2.1 Наиболее универсальным средством измерения температур металла и газовых сред являются *термопары*. При испытаниях систем охлаждения двигательной установки обычно используется 400–500 термопар, изготавливаемых специально для данного испытания [1].

При испытаниях двигателей в термопарах используются такие спайи, как Хромель-Копель, Хромель-Алюмель и пр. Они обеспечивают максимальную ЭДС в рабочем диапазоне температур, обладают высокой температурной прочностью и устойчивостью к эрозии в газовой среде и имеют низкую стоимость. Наиболее удобным и надёжным способом крепления горячего спая термопары к исследуемой детали является приварка, которая может быть осуществлена сварочным аппаратом.

2.2 *Термоиндикаторные краски* представляют собой специальные лакокрасочные покрытия, которые под действием температуры меняют свой цвет, фазовое состояние или яркость свечения. Для измерения температур применяют необратимые термоиндикаторы, которые не изменяют полученных свойств после снятия термического возмущения. Каждая термокраска реагирует на определенную максимальную (так называемую критическую) температуру. Путём подбора соответствующих красок можно получить распределение температур на поверхности детали.

Перемена цвета краски при критической температуре наступает примерно через 30 минут, если же температура превышает критическую, то термокраска меняет свой цвет за несколько секунд.

Подготовка поверхности для нанесения красок заключается в её очистке и обезжиривании. Термокраски наносятся кистью или распыливанием в виде точек или полосок, ориентированных относительно детали в зависимости от ожидаемого температурного поля. Толщина слоя термокраски – около 80 мкм. Определение температур с помощью термокрасок является сравнительно простым методом, однако обладает рядом недостатков, ограничивающим его применение, в числе которых следует назвать субъективность определения цвета, зависимость критической температуры от давления среды, а также от времени выдержки, кроме того, термокраски плохо держатся на поверхностях, обдуваемых потоками с большими скоростями. При контакте с продуктами сгорания на поверхности образуется налёт, что затрудняет различение цветов. Погрешность определения температуры с помощью термокрасок оценивается в 5 °С при низких температурах и 40 °С — при высоких [2]. Точность может быть повышена путём предварительных испытаний термокрасок.

2.3 *Плавкие вставки* позволяют определить температуру в отдельных точках детали. Для этого на детали помещают специальные вещества, температуры плавления которых известны. Для изготовления плавких вставок при испытаниях систем охлаждения используются сплавы различных металлов, а также чистые металлы.

Для размещения плавких вставок в детали высверливают отверстия диаметром 1-8 мм и длиной 510 мм (в зависимости от размеров детали), в которые вставляют непосредственно или в капсулах плавкие вставки, которые должны быть запрессованы в отверстия. Для предотвращения выпадения плавких вставок, размещённых на поверхности детали, отверстие наполовину закрывается фольгой. Температура детали определяется по состоянию вмонтированных в неё плавких вставок после проведения испытаний.

2.4 Принцип действия *термоиндикатора* из облучённого алмаза основан на изменении его кристаллической решётки при нагревании [3]. Указанные изменения регистрируются рентгенографическим методом. Индикатор представляет собой капсулу из стали X18H10T, диаметром 1 мм и длиной 5 мм, в которой размещается приблизительно 1 мг облучённого алмазного порошка. Такие индикаторы не изменяют своей работоспособности после длительного хранения при комнатной температуре.

Данные индикаторы сопровождаются инструкцией и паспортом, к которому прилагается тарировочная характеристика датчика - зависимость параметров кристаллической решётки облучённого алмаза от температуры и времени её воздействия на датчик. При измерениях температуры индикатор закрепляют на поверхности детали или в специальных отверстиях (обычно диаметром 1,1 мм и длиной 5 мм), прикрытых фольгой из жаропрочной стали. После испытаний индикатор извлекают, подвергают рентгеноструктурному анализу и по тарировочной характеристике определяют максимальную температуру данной точки в данном опыте. Для обеспечения достаточно высокой точности определения температуры необходимо с минимальными погрешностями определять время выдержки индикатора при максимальной температуре. Так как время стабилизации температуры в данной точке обычно неизвестно, при использовании рассматриваемых датчиков время работы установки на исследуемом стационарном режиме должно быть достаточно продолжительным.

Особенности процесса измерения температуры на установившихся режимах работы ГТД

3.1 В процессе исследования систем охлаждения газовых турбин необходимо определять как полную, так и статическую температуру газа в проточной части. В настоящее время наиболее точно может быть измерена полная температура потока, а статическая обычно определяется расчётным путём. Измерение температуры газа в проточной части промышленного ГТД усложняется тем, что условия, обеспечивающие снижение погрешностей измерений, в значительной части противоречат условиям, выполнение которых необходимо для получения высокой надёжности и большого ресурса термодатчика.

Стационарная температура термодатчика определяется балансом потоков тепла, которые он получает и отдаёт за счёт конвекции, излучения и теплопроводности. Интенсификация конвективного теплообмена, уменьшение теплообмена излучением и теплопроводностью приближают температуру термодатчика к температуре потока. Поэтому для уменьшения оттока тепла от термодатчика и его чехла (гильзы) их следует изготавливать тонкими из материалов, имеющих небольшой коэффициент теплопроводности, и погружать достаточно глубоко в измеряемую среду.

С другой стороны, для увеличения ресурса термодатчика необходимо наоборот увеличивать диаметр проводов и толщину гильзы, уменьшая одновременно глубину её погружения в поток.

Ошибки, связанные с оттоком тепла по телу гильзы (или электроду термодатчика) вследствие теплопроводности материала при глубине погружения термодатчика $l = 200 \div 300$ мм, имеют пренебрежимо малую величину [4]. При малой глубине погружения $l = 30 \div 50$ мм влияние оттока тепла может привести к погрешности порядка 8-10 °С.

Для уменьшения лучистого теплообмена термодатчики должны экранироваться и изготавливаться из материалов, имеющих возможно меньшие степени черноты.

При значительных геометрических размерах неэкранированных датчиков температуры ($d > 1520$ мм) ошибки, вызванные лучистым теплообменом с холодными стенками, могут иметь существенную величину. Если в месте измерения возможна разница между температурами газа и окружающей поверхности 20-30 °С при температуре газа 500 °С, погрешность может достигать 5-10 °С [4].

Уменьшение геометрических размеров термодатчиков примерно до 1 мм (т. е. измерение температуры газа термодатчиком с открытым спаем) позволяет обеспечить приемлемые погрешности измерения (2-3 °С при температуре газа до 600-800 °С и разностях температур газа и стенок около 5080 °С) [3].

Трудности измерений температур газа в проточной части турбины усугубляются существенно неравномерными полями его скоростей и температур. В то же время для обработки полученной при испытаниях информации о тепловом состоянии деталей турбины необходимы не только средние по сечению температуры потока, но и локальные (местные) их значения в достаточно большом числе точек данного сечения.

Наряду с радиальной и окружной неравномерностями, обусловленными несовершенством камеры сгорания, асимметрией патрубков и другими причинами, в проточной части газовой турбины имеет место неравномерность полной температуры потока, вызванная различием окружной составляющей скорости потока вдоль радиуса. Влияние этой неравномерности может быть учтено расчётом, для которого необходимы данные о закрукте лопаточного аппарата.

Датчик температуры не полностью воспринимает динамическую составляющую и показывает некоторую температуру T_r , являющуюся промежуточной между статической и полной температурой движущегося потока газа.

Коэффициент восстановления температуры r , характеризующий относительную долю кинетической энергии, преобразующейся в тепловую, зависит от формы теплоприёмника и условий его обтекания. Связь между температурой восстановления и температурой потока имеет вид

$$T_r = T + \frac{r w^2}{2C_p}$$

где T_r – температура восстановления термодатчика при полном отсутствии теплоотвода;

T – статическая температура потока; w

– скорость потока;

C_p – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении.

При измерении температуры газа в проточной части турбины необходимо использовать измерители температуры, значения коэффициентов восстановления для которых в стационарном потоке газа слабо зависят от условия обтекания, чисел Рейнольдса и Маха.

При исследовании потока газа в проточной части турбины выдвигаются жесткие требования к размерам приемников температуры вследствие того, что приемники больших размеров, установленные в потоке, искажают картину течения и изменяют условия обтекания и теплообмена в проточной части.

В узких каналах, перед проточной частью и в самой проточной части, между рядами рабочих и направляющих лопаток, где большую роль играет размер датчика, обычно устанавливаются несколько термопар, заключённых в общий чехол [5]. Каждый горячий спай помещён в отдельный дефлектор; эти дефлекторы имеют общий корпус, приваренный к трубке чехла. Внутренняя часть термопары заполнена кремнеземистым волокном. Это способствует уменьшению теплоотвода от горячего спаю по арматуре и уплотняет термоэлектроды в чехле. Просос газа через отверстия в задней стенке дефлектора увеличивает коэффициент теплоотдачи на горячем спае термопары и уменьшает влияние теплоотвода по электродам. Такие устройства размещаются в трубопроводе по двум взаимно перпендикулярным диаметрам. Расстояния между спаями выбираются таким образом, чтобы они располагались в центрах колец равной площади. Вследствие этого средняя по сечению температура равна средней арифметической по показаниям отдельных термопар. Спаи имеют небольшие размеры и экранированы от излучения на стенку трубопровода. Так как каждая пара электродов располагается в отдельной трубке, их монтаж и замена не вызывают затруднений.

В тех случаях, когда гребёнка устанавливается в сечении с высоким уровнем скоростей, ей придаётся обтекаемая форма.

3.2 При измерении температур воздуха, охлаждающего ротор и корпус газовой турбины, основное затруднение связано с весьма малыми размерами каналов. Это исключает возможность установки термопар с отсосом, надёжно работающих в каналах больших размеров, например в патрубках турбин.

В малогабаритных трактах следует устанавливать термопары малого диаметра, горячие спаи которых надёжно защищены лёгкими экранами из аустенитной фольги от излучения и конструкция которых обеспечивает снижение теплоотвода по термоэлектродам. При испытаниях систем охлаждения промышленных ГТД успешно используются следующие конструкции таких термопар.

1. На стенке исследуемой полости против отверстия, по которому перетекает охлаждающий воздух, укрепляются натянутые в одну линию оголённые термоэлектроды с горячим спаем посередине - так называемая антенная термопара. Термоэлектроды могут быть растянуты между специальными стойками из фольги, приваренными к стенке полости. Вместо стоек используются сами изолированные термоэлектроды, если они обладают достаточной жёсткостью; к ним могут привариваться соответствующие тонкие электроды, образующие горячий спай. У такой термопары при интенсивном обдуве практически отсутствует теплоотвод по термоэлектродам, но имеет место теплообмен излучением, который может быть учтён расчётом.

2. В полостях, размеры которых не позволяют установить антенную термопару, применяются штыревые термопары. На стенке полости укрепляется термопара, горячий спай которой вместе с участком частично оголённых термоэлектродов отгибается перпендикулярно поверхности. Длина отогнутой части обычно не менее 10-15 мм. Для увеличения жёсткости конструкции на поверхности иногда укрепляется тонкостенная трубка, внутрь которой заводится отогнутая часть термопары.

Влияние лучистого теплообмена с окружающими стенками уменьшается путём установки вокруг штыревой термопары перфорированного экрана из фольги.

Численное моделирование

В условиях современности грамотно и правильно проведённый натурный эксперимент по термометрированию основных деталей ГТД (в частности турбины) является валидационной базой для компьютерных моделей, описывающих поведение вторичной воздушной системы, а также термомеханических процессов при работе ГТД по типовому полётному или эквивалентному ему по повреждаемости деталей циклу. При этом, расчёты, проведённые с использованием валидированных таким образом моделей, могут быть использованы для сертификации двигателя или успешного прохождения ГСтИ (в зависимости от того в рамках ГТЗ или ГОЗ ведётся разработка).

В дальнейшем исследовании планируется изучение средствами CAE (CFD) с использованием валидированной компьютерной модели влияния изменения конструктивных элементов ступени ТНД двигателя семейства РД-33 на процесс её охлаждения. В настоящей статье представлена исходная (без изменений) CAD модель турбины, подготовка которой была выполнена в программном комплексе для CFD моделирования. В ходе подготовки расчётной модели было смоделировано 5 доменов газовой среды и 8 доменов твердотельной среды.

Внешний вид расчётной модели представлен на рисунке 1а. Светло-серым цветом выделена расчётная область, связанная с течением газа, а темно-серым – связанная с твёрдыми телами. Модель состоит из около 40,5 миллионов полиэдральных ячеек, разделённых в соотношении 3:1 между газовой средой и твёрдыми телами, соответственно. Толщина первого пристеночного слоя строилась на расстоянии $H = 1$ мкм. Число призматических слоёв в каждой расчётной области $n = 15$. Внешний вид расчётной сетки для газовой и твердотельной сред представлен на рисунке 1б.

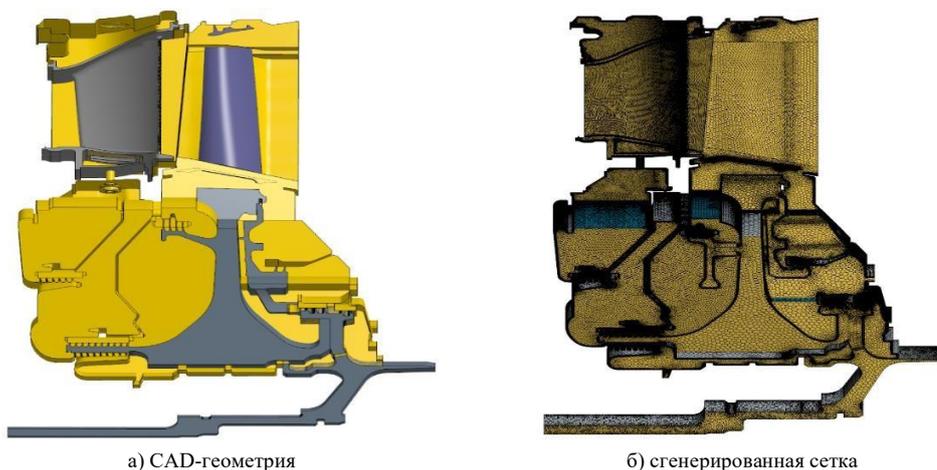


Рисунок 1 – Расчётная модель

Заключение

В данной работе представлено описание процесса проведения стендовых испытаний по термометрированию двигательной установки и средств для их проведения. Построена расчётная и сеточная модели ступени ТНД двигателя семейства РД-33 для дальнейшего теплогидравлического расчёта и его валидации.

Научный руководитель – к.т.н., А.В. Суров

Библиографический список

1. Ольховский Г. Г. Тепловые испытания стационарных газотурбинных установок. Москва: «Энергия», 1971. 406 с.
2. Абрамович Б. Г. Термоиндикаторы и их применение. Москва: «Энергия», 1972. 224 с.
3. Карпухин В. И., Николаенко В. А. Измерение температуры с помощью облученного алмаза. Москва: Атомиздат, 1971. 72 с.
4. Rha, J.J., Kwon, S.C., Cho, J.R., Yim, S., Saka, N., 2005, "Creation of Ultra-low Friction and Wear Surfaces for Micro-devices Using Carbon Films", Wear, 259(1-6), 15th International Conference on Wear of Materials, pp. 765-770.
5. Sher, I., Levinzon-Sher, D., Sher, E., 2009, "Miniaturization Limitations of HCCI Internal Combustion Engines", Applied Thermal Engineering, 29(2-3), pp. 400-411.

СЕКЦИЯ 2 СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ

УДК 621.438

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ U-ОБРАЗНЫХ ПОДКАНАЛОВ В ВИХРЕВОЙ МАТРИЦЕ НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ СЕКЦИИ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТВД ТРДД

И.А. Коннов, Д.В. Ефремов
ПАО «ОДК-Кузнецов»

Приоритетной задачей ПАО «ОДК-Кузнецов» является совершенствование конструкции разрабатываемых и изготавливаемых ТРДД и улучшение производственных процессов изготовления составных частей двигателя.

Сопловые лопатки первых ступеней турбин современных газотурбинных двигателей (ГТД) обтекаются потоком высокоскоростного газа с высокой температурой и находятся под действием газовых и термоциклических нагрузок. Учитывая, что предельная рабочая температура лучших современных жаропрочных сплавов составляет 1150...1250 °С, что на 800 °С меньше локальных температур газа, задача организации эффективного охлаждения и обеспечения долговечной работы сопловых лопаток в таких экстремальных условиях представляет собой сложную инженерную проблему, требующую комплексного подхода.

Актуальной задачей в отечественном и зарубежном двигателестроении является обеспечение приемлемого теплового состояния сопловых лопаток в представленных выше условиях при минимальных затратах охлаждающего воздуха.

Одним из решений данной задачи является оптимизация системы плёночного охлаждения (сокращение количества и диаметров отверстий перфорации) при одновременном использовании перспективных интенсификаторов теплообмена во внутренних полостях лопаток, позволяющих достичь компромисса между сокращением расхода охлаждающего воздуха и поддержанием высокой эффективности охлаждения $\Theta_{cp} \approx 0,75 \dots 0,875$.

Одним из таких интенсификаторов теплообмена является использование в вихревой матрице подканалов U-образной формы (рисунок 1), позволяющих обеспечить наиболее равномерную теплопередачу как в осевом, так и в поперечном направлении, что способствует снижению температуры в наиболее теплонпряженных зонах и повышению долговечности лопаток. В работе [1] показано, что в диапазоне чисел Рейнольдса от 7600 до 333700, среднее число Нуссельта вихревых матриц с данными подканалами примерно в 1,9...2,3 раз (на 16%) выше, чем в обыкновенной вихревой матрице.

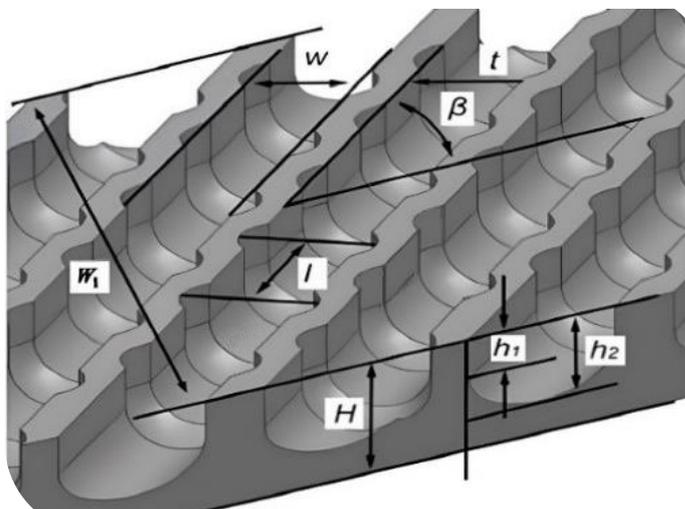


Рисунок 1 - Общий вид вихревой матрицы с U-подканалами

Объектом исследования является тепловое состояние секции сопловых лопаток турбины высокого давления перспективного ТРДД.

Секция сопловых лопаток (рисунок 2) – охлаждаемая, двухполостная с вихревой матрицей в зоне выходной кромки.

В рассматриваемой секции реализовано конвективно-плёночное охлаждение. В качестве охладителя выступает вторичный воздух камеры сгорания. Подвод охлаждающего воздуха в переднюю полость осуществляется по двум направлениям. Снизу воздух подается для формирования защитной пленочной завесы на входной кромке лопаток секции, а также для охлаждения внутренней трактовой полки. Сверху воздух обеспечивает завесу для спинки и корытца и охлаждение наружной трактовой полки. Охлаждение задней полости – конвективное с вихревой схемой охлаждения. Воздух поступает в заднюю полость сверху в область заднего дефлектора, где часть его направляется через отверстия в зону вихревой матрицы и выходит через выходную щель. Оставшаяся часть воздуха проходит через дефлектор в аппарат закрутки, откуда распределяется в рабочее колесо для охлаждения рабочих лопаток и диска турбины высокого давления.

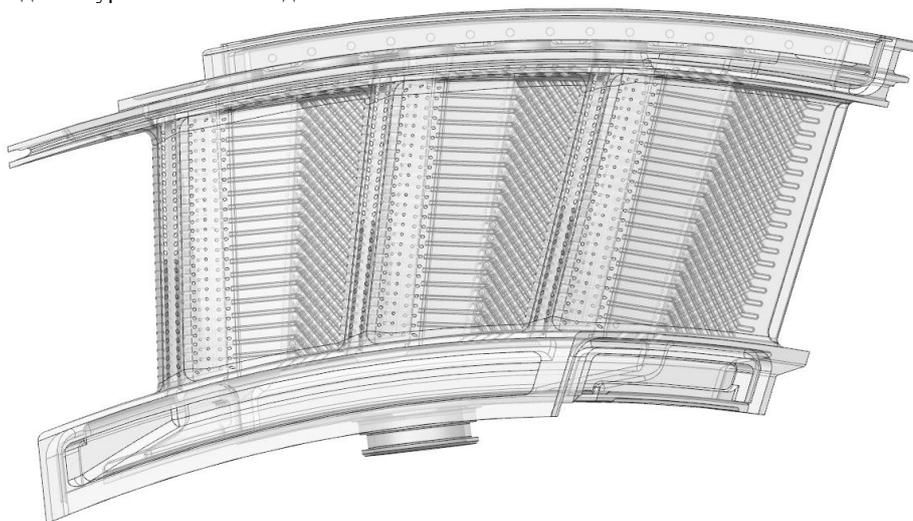
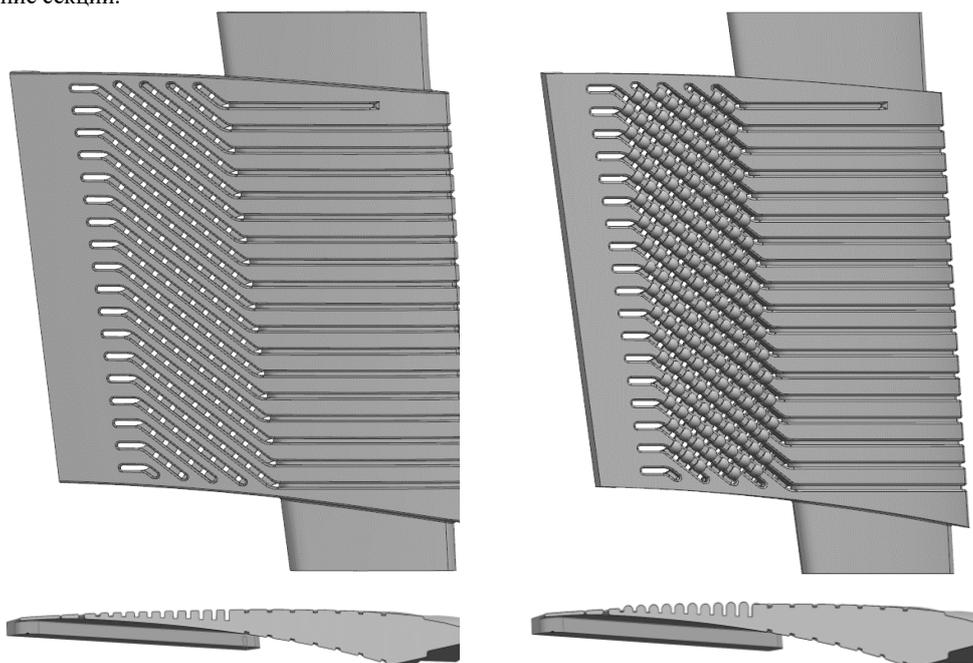


Рисунок 2 – Исходная конструкция секции сопловых лопаток

Целью работы является выполнение теплогидравлических расчётов исходной конструкции секции и варианта модернизации её системы конвективного охлаждения задней полости (рисунок 3). В

работе планируется проанализировать влияние U-образных подканалов в вихревой матрице на тепловое состояние секции.



Исходная конструкция

Вариант модернизации

Рисунок 3 - Конструктивное оформление стержня задней полости двух вариантов исполнения секции сопловых лопаток

В рамках работы рассматриваются следующие этапы:

- формирование трехмерных геометрических моделей расчётной области;
- построение конечно-элементных моделей;
- формирование расчётных моделей для проведения сопряженного теплогидравлических расчётов двух вариантов исполнения секции

Формирование трехмерных геометрических моделей расчётной области осуществлялось по номинальным размерам сборочных единиц ТВД и камеры сгорания. Для корректного задания граничных условий в расчётную модель включен подвод воздуха через последний ряд отверстий в жаровой трубе. Внутренние полости были отделены от межлопаточного канала, участков подвода воздуха и от участка нижнего отвода охладителя из второй полости. Такой подход позволил использовать копии сеточных доменов и варьировать ими при построении расчётных моделей.

Конечно-элементная сетка газовой области сформирована с учетом 25 призматических слоев с коэффициентом роста 1,2...1,28. Толщина первого слоя подбиралась из условия обеспечения $y^+ \leq 1,5$. Согласно работе [2], такие настройки позволяет более точно моделировать рабочий процесс в турбинах с охлаждаемыми лопатками. Размер сеточной модели для каждой секции составил порядка 420 миллионов элементов. На рисунке 4 представлена сеточная модель одной из исследуемых секций.

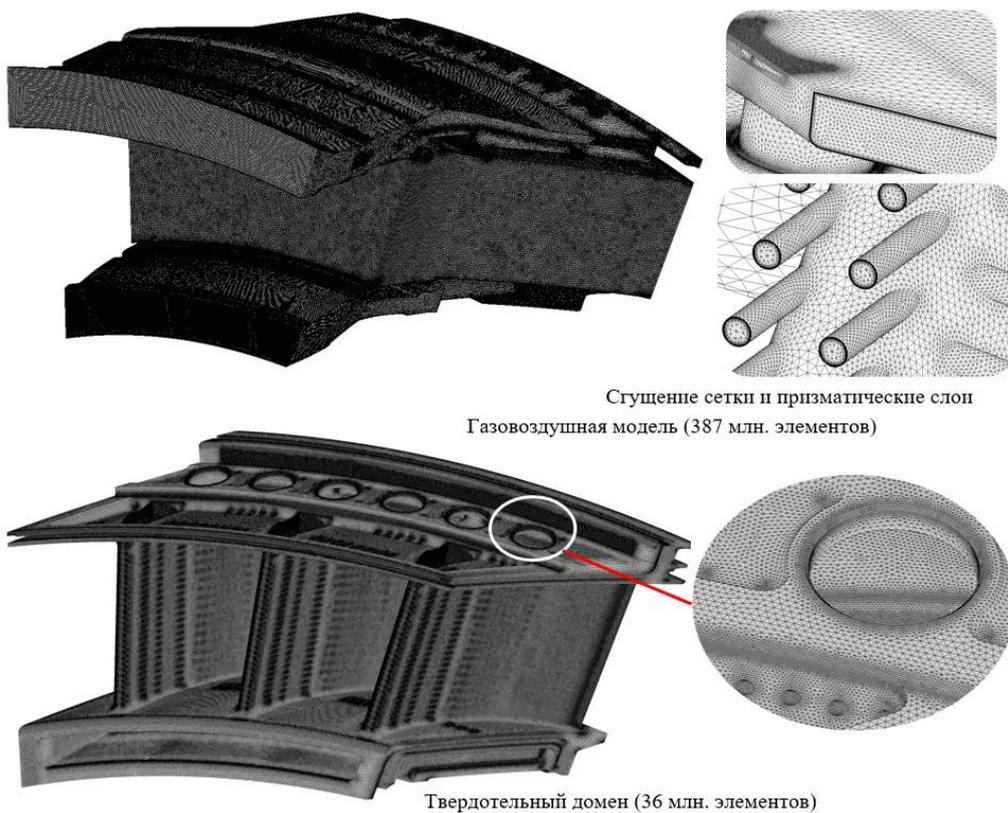


Рисунок 4 – Конечно-элементная модель одной из секций сопловых лопаток ТВД

Для расчёта турбулентности в потоке выбрана модель переноса сдвиговых напряжений Ментера (SST – Shear Stress Transport), представляющая собой комбинацию $k-\epsilon$ и $k-\omega$ моделей. Несмотря на более длительный процесс достижения сходимости, связанный с гистерезисом на стыке двух моделей, данный подход показывает высокую эффективность при моделировании систем охлаждения газотурбинных двигателей [3].

В расчётах учитывалось наличие теплозащитного покрытия (ТЗП) на трактовых поверхностях секции и профильных поверхностях лопаток.

На входе в сопловый аппарат задавалась максимальная эпюра окружной неравномерности температуры на входе в турбину с дополнительным увеличением температуры газа на 7,5%. Эпюра окружной неравномерности получена по результатам стендовых испытаний изолированной камеры сгорания. На выходе из сопловой секции задавалась радиальная эпюра статического давления. Влияние вращения рабочей лопатки на тепловое состояние сопловой секции не учитывалось. На границах подвода охлаждающего воздуха задавались температура и давление торможения, а на границах выхода воздуха (для обдувки сегментов уплотнения и на подачу охладителя через крышку в аппарат закрутки) задавались значения массовых расходов.

На боковые поверхности газозвушной области наложено условие периодичности. На поверхности, не контактирующие с газозвушной областью наложены граничные условия 1-го и 3-го рода. На боковые поверхности твердотельной секции не накладывались условия периодичности, поскольку в составе соплового аппарата смежные секции не соприкасаются друг с другом ввиду наличия между ними уплотнительных элементов. Вместо этого данные поверхности были приняты адиабатными.

В процессе расчёта были приняты следующие допущения:

- расчёт проводился без учёта излучения;
- втекание охлаждающего воздуха через стыки лопаток отсутствует;
- втекание воздуха через стык жаровой трубы с лопатками отсутствует;
- поток на всём своём участке турбулентный.

На рисунке 5 представлено сравнение теплового состояния исходной конструкции секции с вариантом модернизации. Внедрение данных подканалов позволило снизить температуру в зоне вихревой матрицы на 20...40°C в наиболее теплонапряженной зоне секции.

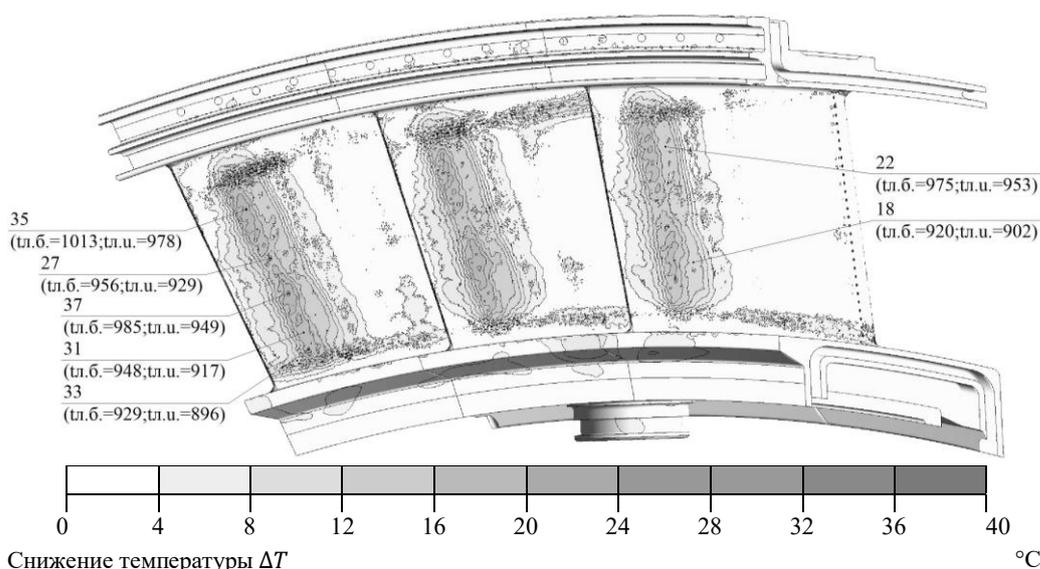


Рисунок 5 – Поле распределения разности температур между двумя вариантами исполнения секции сопловых лопаток

U-образные подканалы являются удачным решением, позволяющее снизить температуру на вихревой матрице при сохранении затрат охлаждающего воздуха. Полученные результаты будут использованы в дальнейшем при формировании окончательного конструктивного облика перспективной секции сопловых лопаток турбины высокого давления ТРДД.

Научный руководитель –д.т.н., профессор С.В. Фалалеев

Библиографический список

1. Rao Yu, Zhang Xiang, Zang Shusheng (2013) «Flow and heat transfer characteristics in lattice work cooling channels with dimple vortex generators» ASME GT2013-95237
2. А.А. Волков, Г.М. Попов, О.В. Батулин, В.М. Зубанов, С.А. Мельников Рациональные настройки численной модели для моделирования рабочего процесса лопатки осевой турбины с плёночным охлаждением // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2022 № 70 С.74-86.
3. Menter, F.R., (1994), «Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications», AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605.

УДК 621.438

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ВЕЕРНЫХ ОТВЕРСТИЙ ПЕРФОРАЦИИ НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ СЕКЦИИ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТВД ТРДД

И. А. Коннов, Д. В. Ефремов

ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара

Сопловые лопатки первых ступеней турбин современных ГТД обтекаются потоком высокоскоростного газа с высокой температурой и находятся под действием газовых и термоциклических нагрузок. Учитывая, что возможности лучших современных жаропрочных сплавов ограничены рабочей температурой 1150...1250 °С, что на 800 °С меньше локальных температур газа, организация охлаждения и обеспечение работоспособности сопловых лопаток в таких тяжелых условиях работы является сложной и нетривиальной задачей.

Постепенное повышение температуры газа перед турбиной привело к необходимости максимизирования эффективности плёночного охлаждения с целью обеспечения приемлемого теплового состояния сопловых лопаток. Это привело к необходимости подвода значительного количества охлаждающего воздуха через сопловые лопатки, что негативно сказывается на эффективности турбины и двигателя в целом.

Актуальной задачей в отечественном и зарубежном двигателестроении является достижение эффективности охлаждения $\Theta_{cp} = 0,75 \dots 0,875$ при минимизации расхода охлаждающего воздуха.

Одним из способов решения поставленной задачи является использование профилированных («веерных») отверстий перфораций (рисунок 1) на трактовых поверхностях лопаток. Данные отверстия уже зарекомендовали себя и активно применяются на иностранных двигателях (CFM-56-7B, GP7000, M701G1) [1]. В работах [2, 3, 4] было показано, использование «веерных» отверстий позволяет существенно улучшить тепловое состояние сопловых и рабочих лопаток за счёт наличия диффузорного участка на выходе из «веерных» отверстий позволяет снизить скорость охлаждающего воздуха, предотвращающего срыв струи и способствуя равномерному распределению пелены охлаждающего воздуха вдоль поверхности лопатки.

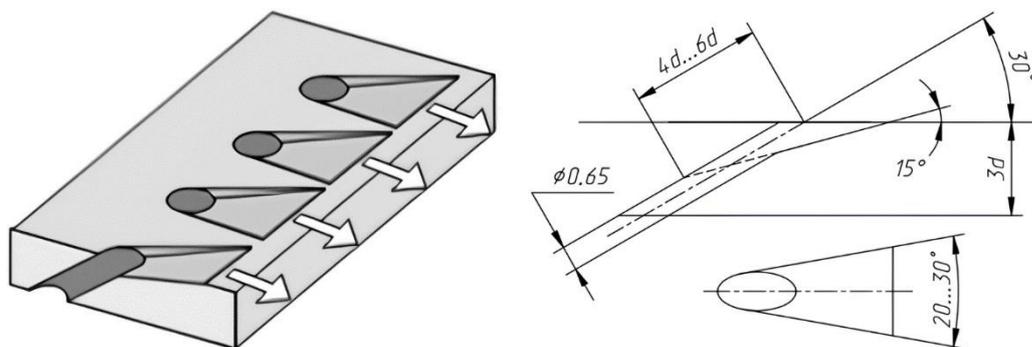


Рисунок 1 - Общий вид веерных отверстий перфорации

Объектом исследования является тепловое состояние секции сопловых лопаток турбины высокого давления перспективного ТРДД (рисунок 2).

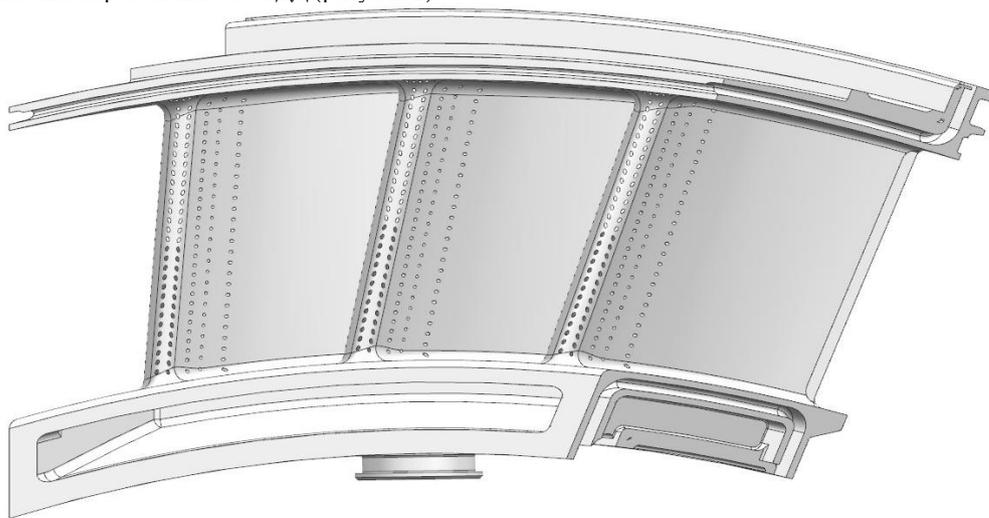


Рисунок 2 – Исходная конструкция секции сопловых лопаток

Охлаждение секции – конвективно-плёночное. Для охлаждения используется вторичный воздух камеры сгорания. Подвод воздуха в переднюю полость осуществляется с двух направлений. Снизу он подводится для формирования защитной пелены (завесы) на входной кромке и охлаждения внутренней трактовой полки. Сверху воздух обеспечивает завесу для спинки и корытца и охлаждение наружной трактовой полки. Охлаждение задней полости – конвективное с вихревой схемой охлаждения. Воздух поступает в заднюю полость сверху в область заднего дефлектора, где часть его направляется через отверстия в зону вихревой матрицы и выходит через выходную щель, а другая часть – проходит через дефлектор в аппарат закрутки, откуда распределяется в рабочее колесо для охлаждения рабочих лопаток и диска ТВД.

Целью работы является проведение теплогидравлических расчётов исходной конструкции секции и варианта модернизации её системы плёночного охлаждения (рисунок 3) с последующим сравнением влияния “веерных” отверстий на тепловое состояние секции.

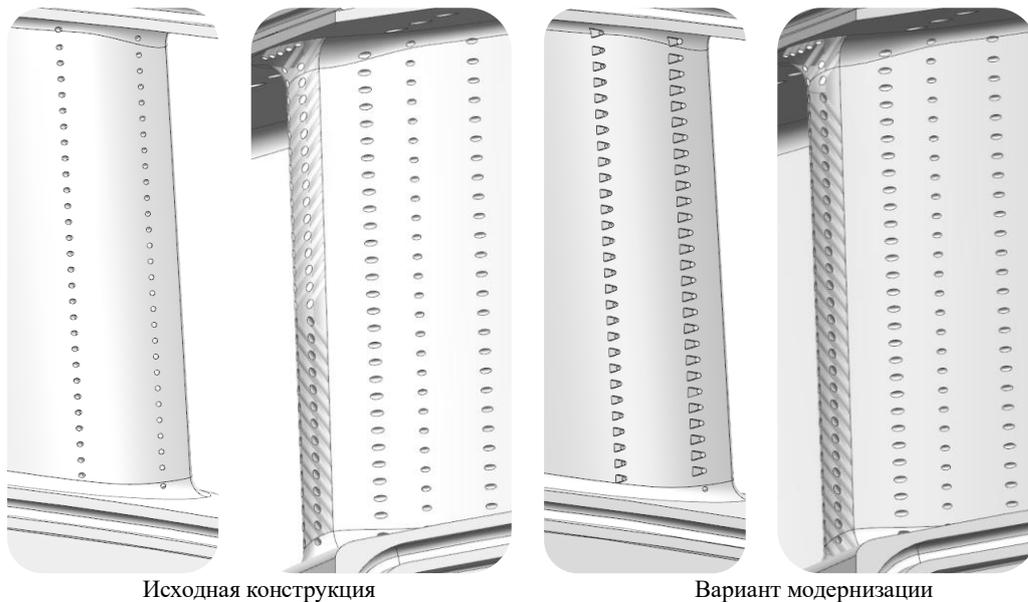


Рисунок 3 - Конструктивное оформление отверстий перфорации двух вариантов исполнения секции сопловых лопаток

В рамках работы рассматриваются следующие этапы:

- формирование трехмерных геометрических моделей расчётной области;
- построение конечно-элементных моделей;
- формирование расчётных моделей для проведения сопряженного теплогидравлических расчётов двух вариантов исполнения секции

Формирование трехмерных геометрических моделей расчётной области осуществлялось по номинальным размерам сборочных единиц ТВД и камеры сгорания. Для корректного задания граничных условий в расчётную модель включен подвод воздуха через последний ряд отверстий в жаровой трубе. Внутренние полости были отделены от межлопаточного канала, участков подвода воздуха и от участка нижнего отвода охладителя из второй полости. Это позволило использовать копии сеточных доменов и варьировать ими при составлении расчётных моделей. На рисунке 4 представлен общий вид газозвушной области секции сопловых лопаток для проведения сопряженного теплогидравлического расчета.

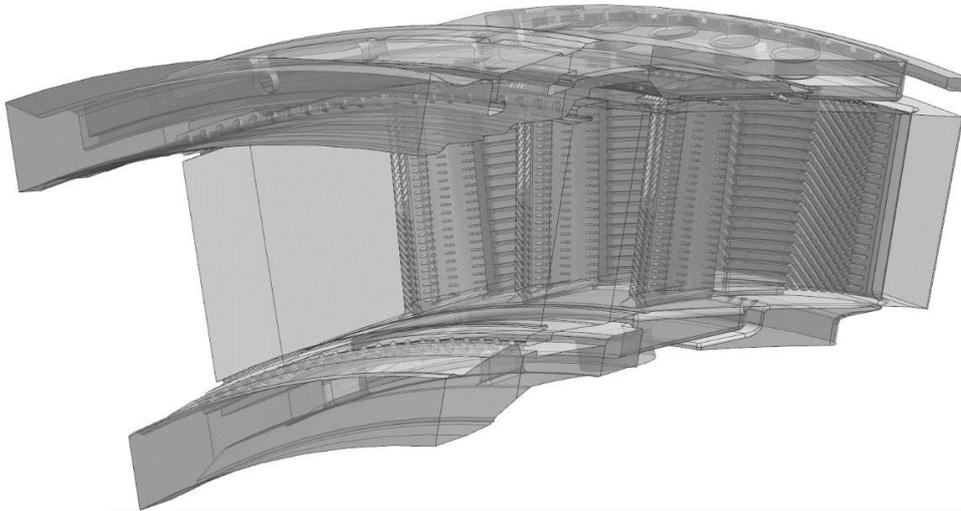


Рисунок 4 – Общий вид газозвушной области секции сопловых лопаток ТВД

Конечно-элементная сетка газозвушной области содержит 25 призматических слоев с коэффициентом роста 1,2...1,28. Толщина первого слоя подбиралась из условия $y^+ \leq 1,5$. Согласно работе [5], данные настройки сеточной модели позволяют более точно моделировать рабочий процесс в турбинах с плёночным охлаждением их лопаток. Размер сеточной модели каждой секции – 420 миллионов элементов.

Модель турбулентности SST. Расчёт проводился с учетом теплозащитного покрытия (ТЗП) на трактовых поверхностях секции и профильных поверхностях лопаток

На входе в сопловой аппарат задавалась максимальная эпюра окружной неравномерности температуры на входе в турбину с прибавкой по температуре газа на 7,5%. На выходе из сопловой секции задавалась радиальная эпюра статического давления. Влияние вращения рабочей лопатки на

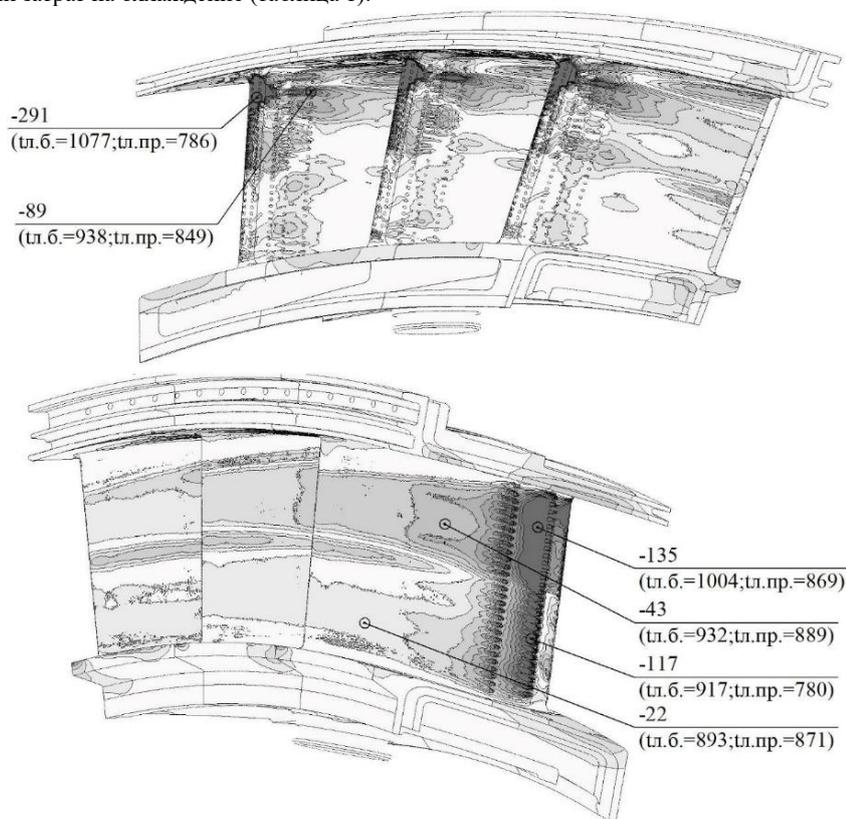
распределение коэффициента теплопередачи на поверхностях лопаток секции не учитывалось. На границах подвода охлаждающего воздуха задавались температура и давление торможения, а на границах выхода – значения массовых расходов воздуха для обдувки сегментов уплотнения над рабочим колесом турбины и на его подачу в аппарат закрутки.

На боковые поверхности газовой области наложено условие периодичности. На поверхности, не контактирующие с газовой областью наложены граничные условия 1-го и 3-го рода. Боковые поверхности твердотельной секции в данной работе были приняты адиабатными (на них не накладывались условия периодичности). Это связано с тем, что соседние секции соплового аппарата разделены уплотнительными элементами и не имеют прямого контакта.

В процессе расчёта были приняты следующие допущения:

- расчёт проводился без учёта излучения;
- втекания воздуха через стыки лопаток и через стык жаровой трубы отсутствуют;
- поток на всём своём участке турбулентный.

На рисунке 5 представлено сравнение теплового состояния исходной конструкции секции с вариантом модернизации. Наблюдается снижение уровня температур секции и выравнивания градиента вдоль входной кромки лопаток. Вблизи “верных” отверстий температура лопаток снизилась свыше 100,0°C, что обусловлено лучшим прилеганием пелены охлаждающего воздуха. Несмотря на снижение эффективности плёночного охлаждения при отдалении от зоны выпуска, в данном варианте удалось снизить температуру на спинках лопаток в зоне выходной кромки на 20°C. Данный вариант является наиболее перспективным, поскольку позволяет значительно улучшить тепловое состояние секции при сохранении затрат на охлаждение (таблица 1).



Снижение температуры ΔT °C
 Рисунок 5 – Поле распределения разности температур между двумя вариантами исполнения секции сопловых лопаток

Таблица 1 – Сравнение затрат воздуха на охлаждение для двух вариантов исполнения секции

Затраты воздуха, %	Исходная конструкция секции	Вариант модернизации
на плёночное охлаждение секции	6,04	6,07
на конвективное охлаждение секции	2,10	2,09
Суммарные затраты (без учета утечек)	8,14	8,18

Полученные результаты будут использованы в дальнейшем при формировании окончательного конструктивного облика перспективной секции сопловых лопаток турбины высокого давления ТРДД.

Научный руководитель – д.т.н., профессор С.В. Фалалеев

Библиографический список

1. Takeishi Kenichiro, Krewinkel Robert «Advanced gas turbine cooling for the carbon-neutral era» Int. J. Turbomach. Propuls. Power 2023, 8 (3), 19.
2. Сендюров С.И. Влияние отношения разностей давлений охлаждающего воздуха на дефлекторе и стенке сопловой лопатки на тепловое состояние входной кромки: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05 / Сендюров Станислав Игоревич. – Пермь, 2010. – 151 с.
3. А.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов Анализ использования профилированных отверстий перфорации для повышения качества пленочного охлаждения спинки сопловых лопаток турбин // Вестник УГАТУ. – 2012. – Т.16, №5 (50). – с. 20-27.
4. К.А. Виноградов, И.С. Добровольский, К.Р. Пятунин, В.П. Крупин, С.М. Пиотух Комплексная модель для оценки теплового состояния 1-й ступени турбины ГТД-110// Турбины и дизели. – 2017. – с. 4-7
5. А.А. Волков, Г.М. Попов, О.В. Батулин, В.М. Зубанов, С.А. Мельников Рациональные настройки численной модели для моделирования рабочего процесса лопатки осевой турбины с пленочным охлаждением // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2022 № 70 С.74-86.

УДК 629.7

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ОТКЛОНЕНИЙ ОТ ТРЕБОВАНИЙ КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЦЕНТРОБЕЖНОЙ ТОПЛИВНОЙ ФОРСУНКИ НА ЕЁ ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

А.А. Каровецкий, Р.М. Мелузов, С.А. Павлов, С.И. Шульга
АО «ОДК-Климов»

Аннотация

В статье приведён анализ взаимосвязи между дефектами распыла центробежной топливной форсунки газотурбинного двигателя и отклонениями, допускаемыми при изготовлении дозирующих деталей центробежной топливной форсунки.

Введение

Гидравлические характеристики топливных форсунок газотурбинного двигателя – параметры, которые напрямую влияют на все основные рабочие характеристики камеры сгорания: полноту сгорания, радиальную и окружную температурные неравномерности, экологические характеристики (эмиссию COx и NOx), так как отклонения гидравлических характеристик форсунок, такие как секторная неравномерность распыла, жильность и отклонение оси топливного факела могут оказывать значительное влияние на процессы в камере сгорания. Вместе с тем, дозирующие детали топливных форсунок малы и сложные в изготовлении, что требует внимательного подхода при назначении качества обработки отдельных поверхностей деталей, ввиду чего актуальной задачей является установление взаимосвязи между конкретными отклонениями размеров и/или качества обработки поверхностей дозирующих деталей от номинальных значений и вызываемыми ими дефектами качества распыла (отклонениями гидравлических характеристик форсунок от требуемых согласно конструкторской документации параметров).

Анализ влияния индивидуальных параметров форсунки на её гидравлические характеристики

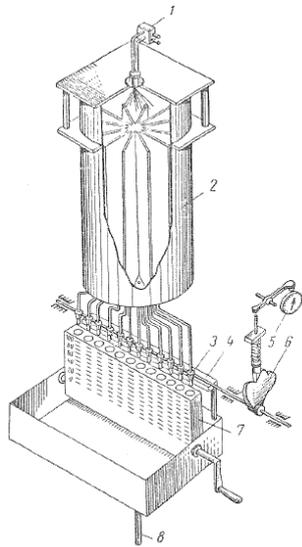
В качестве объекта исследования выступали центробежные топливные форсунки турбовального газотурбинного двигателя.

Анализ влияния индивидуальных параметров (геометрических размеров) форсунки на её гидравлические характеристики выполнялся следующим образом. Собранный форсунка устанавливалась на стенд для проливки топливных форсунок, принципиальная схема которого приведена на рисунке 1. В ходе проливки форсунок выполняется контроль следующих параметров, характеризующих работу топливной форсунки:

- Расход топлива через форсунку;
- Угол раскрытия топливного факела;
- Секторная неравномерность;
- Качество распыла (отсутствие жил);
- Отклонение оси топливного факела.

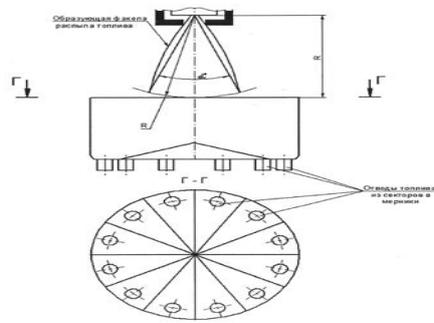
Схема замера перечисленных параметров приведена на рисунке 2. Фотография процесса проливки (испытания для определения гидравлических характеристик) топливной форсунки приведена на рисунке 3. Для визуального контроля равномерности распределения топлива по факелу дополнительно использовался «лазерный нож» (см. рис. 4). После замера гидравлических характеристик выполнялась разборка и маркировка деталей топливных форсунок. Маркировка выполнялась для дальнейшей идентификации деталей и установления взаимосвязи между фактическими размерами отдельных деталей и гидравлическими характеристиками, которые были получены при их проливке в составе топливной форсунки.

Обмер и фотографирование деталей выполнялись на электронном сканирующем микроскопе. Выполнен замер диаметра сопла d_c , диаметр камеры закрутки $D_{к.з.}$, плеча закрутки R и размеров дозирующих пазов завихрителя. Далее с использованием полученных фактических размеров дозирующих деталей выполнен расчёт расхода через форсунки по известной методике расчёта центробежной топливной форсунки [1]. Значения индивидуальных геометрических характеристики форсунок A рассчитывалось с использованием фактических размеров дозирующих деталей. Сравнение результатов расчёта (расчётного расхода через форсунки) с фактическим (полученным при проливке форсунки) приведено на рисунке 5. В расчётах использовалась фактическая плотность керосина, замеренная в ходе испытания.



1 – форсунка, 2 и 4 – сборник, 3 – воронка, 5 – секундомер, 6 – кулачок, 7 – мензурки, 8 - слив

Рис. 1. Принципиальная схема стенда для испытания центробежных топливных форсунок



Секторная неравномерность

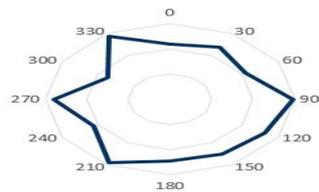


Рис. 2. Схема замера параметров при испытании топливной форсунки



Рис. 3. Пролитка топливной форсунки на испытательном стенде

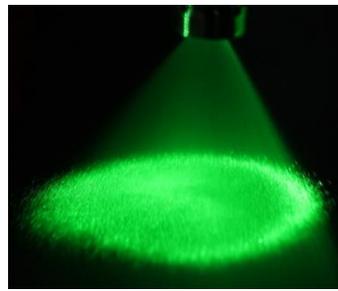


Рис. 4. Использование «лазерного ножа» для контроля равномерности распределения топлива

Получено хорошее качественное совпадение расчётной и экспериментальной кривой. Различия в расчётных и замеренных расходах не превышают 3% расхода форсунки на максимальном рабочем давлении. Таким образом, фиксируемые при испытаниях отклонения расхода вызваны отклонениями в следующих размерах дозирующих деталей топливной форсунки: диаметра сопла d_c , диаметр камеры закрутки $D_{к.з.}$, плеча закрутки R, размеров дозирующих пазов завихрителя.

Целью исследования являлось также установление причин таких дефектов распыла как жильность и отклонение оси топливного факела (см. рис. 6).

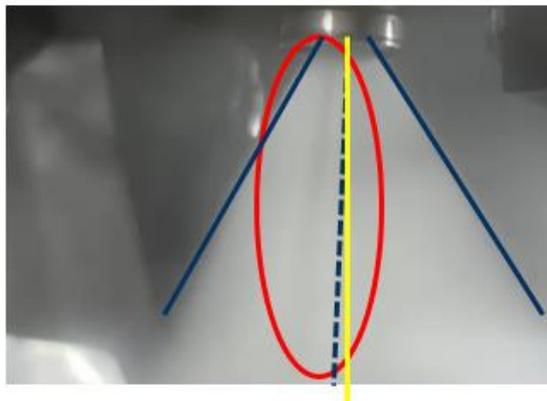


Рис. 6 – дефекты качества распыла топливной форсунки: отклонение оси топливного факела (жёлтым цветом выделено нормальное положение оси, синим пунктиром – фактическое положение оси); нарушение сплошности топливного факела (обведено красным)

По результатам исследования деталей выявлено, что причиной наблюдаемых дефектов распыла являлись: для секторной неравномерности – различие в размерах дозирующих пазов (рис. 7), для нарушения сплошности и/или жильности – заусенцы в дозирующих пазах, на входе и выходе в сопло (рис. 8-9), для отклонения оси факела – отклонения положения центра сопла от номинального расположения и его несоосность оси форсунки, вызванная уводом сверла в сторону при изготовлении соплового отверстия малого диаметра (рис. 10-11).

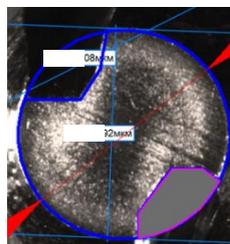
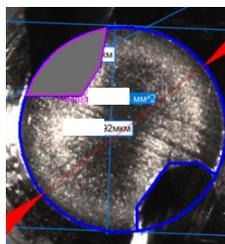


Рис. 7 – заусенцы в дозирующих пазах завихрителя

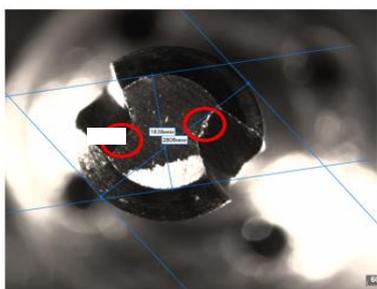


Рис. 8 – заусенцы в дозирующих пазах завихрителя



Рис. 9 – нарушение сплошности топливного факела, вызванное заусенцами в дозирующих пазах завихрителя

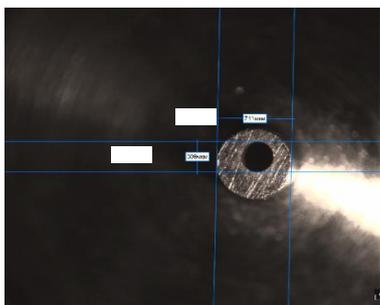


Рис. 10 – отклонение центра соплового отверстия от номинального положения

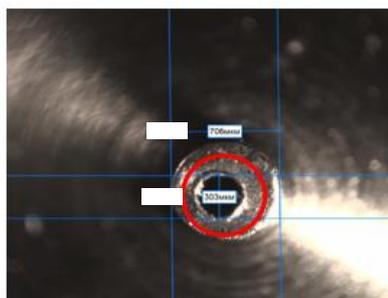


Рис. 11 – заусенцы от выхода сверла на в сопловом отверстии

Заключение

Установлено соответствие между отклонениями гидравлических характеристик топливных форсунок и отклонениями от требований конструкторской документации при изготовлении топливных форсунок. Для обеспечения требуемого качества распыла необходимо контролировать отсутствие заусенцев в зоне соплового отверстия и в дозирующих каналах завихрителя. Отклонение угла оси топливного факела, как правило, вызвано уводом сверла при сверлении соплового отверстия (неперпендикулярностью соплового отверстия и торца топливной форсунки). Секторная неравномерность, как правило, вызвана различной площадью дозирующих каналов завихрителя топливной форсунки. Отклонения по расходу обеспечиваются совокупностью отклонения от требований конструкторской документации следующих размеров деталей форсунки: диаметра сопла d_c , диаметр камеры закрутки $D_{к.з.}$, плеча закрутки R и размеров дозирующих пазов завихрителя.

Библиографический список

1. В.А. Бородин, Ю.Ф. Дитякин, Л.А. Клячко, В.И. Ягодкин. Распыливание жидкостей. Издательство «Машиностроение», Москва, 1967, 263с.

УДК 629.7.035.55

АНАЛИЗ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ БВС МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА

М.С. Иванов, Ф.В. Кузнецов, А.В. Кириллов

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

В современном, быстро развивающемся мире беспилотные воздушные суда (БВС) являются весомым драйвером развития многих отраслей экономики [1]. В данной работе будет проведена оценка эффективности современных коммерческих аппаратов мультироторного типа, дана общая характеристика для методов повышения их энергетической эффективности, а также предложено решение для дальнейшего увеличения данного параметра, созданное на основе предшествующего опыта в авиационной отрасли.

Под энергетической эффективностью будем подразумевать отношение механической работы по перемещению БВС к энергии, поступившей из источника питания. Таким образом, эффективность любого современного аппарата зависит от следующих факторов:

1. Удельной емкости батареи, (Вт·ч)/г,
2. Коэффициент полезного действия (КПД) преобразователей в цепи от батареи к электромоторам,
3. КПД электромоторов,
4. Удельная мощность электромоторов, Вт/кг,
5. Аэродинамического качества винтов, установленных на моторах.

Удельная емкость батареи представляет собой химическое совершенство источника питания, позволяя принимать большую емкость в равное количество массы. Несмотря на бурное развитие технологий Li-Ion и Li-Pol [2], хоть и удалось достичь повышения скорости заряда и разряда данных типов батарей, качественного прорыва в удельной емкости достичь до сих пор не удалось (Рис. 1).

ПРОГНОЗИРУЕМАЯ ПЛОТНОСТЬ ЭНЕРГИИ (мДж/кг)

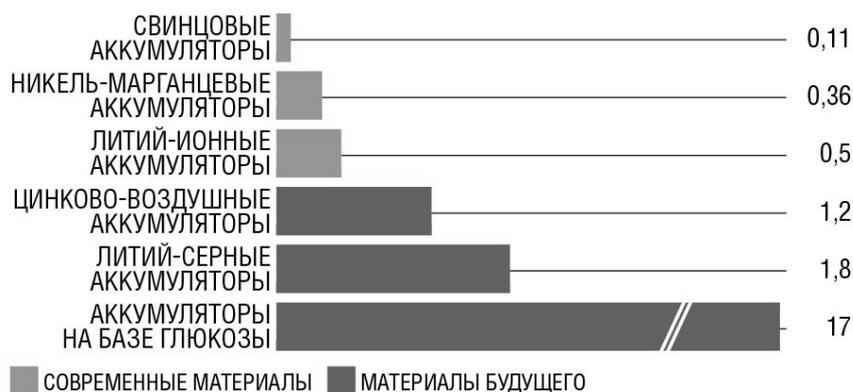


Рис.1 Сравнение плотностей энергии существующих и теоретических типов батарей

Аналогичные технологии, на основе никеля или смесей лития с титаном, несомненно, имеют свои преимущества в плане безопасности при длительной эксплуатации, но при этом не обеспечивают должного уровня удельной емкости и имеют пониженные токи заряда и разряда (Рис.2).

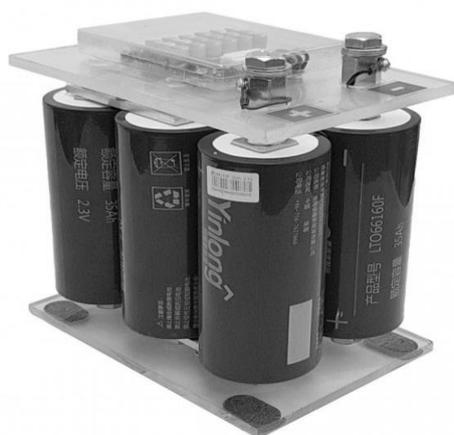


Рис.2 Сборка литий-титанатных аккумуляторов

КПД преобразователей обусловлен в общем случае потерями в высокомоощных MOSFET-транзисторах на паразитное сопротивление [3], и при прочих равных, данный параметр держится стабильно в пределах 0.93-0.97 [4], что делает весьма затруднительным дальнейшее совершенствование в данном направлении (Рис.3)

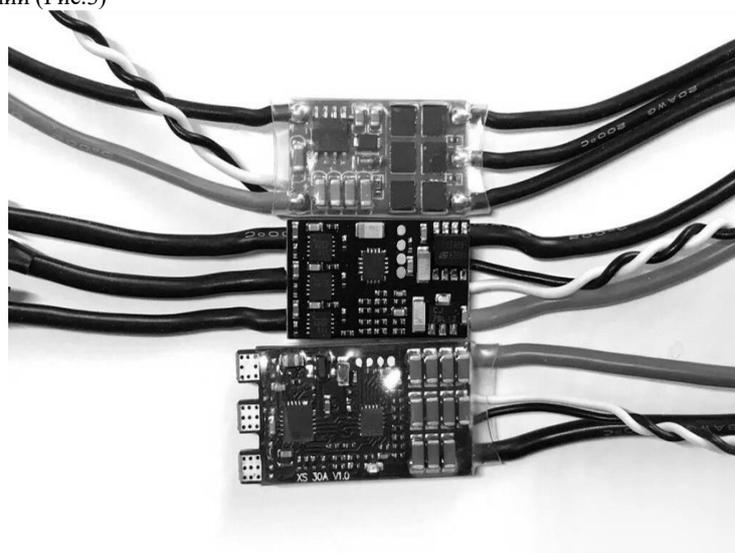


Рис.3 Различные виды преобразователей для моторов БВС

КПД электромоторов – параметр, который зависит не только от непосредственно физических характеристик материалов, но и метода управления электродвигателем. Так, электромоторы,

применяемые в БВС, имеют КПД порядка 0.95-0.98, дальнейшее их совершенствование возможно только посредством увеличения удельной мощности, что позволит использовать более легкие моторы и таким образом повысить массу полезного груза на борту (Рис.4).

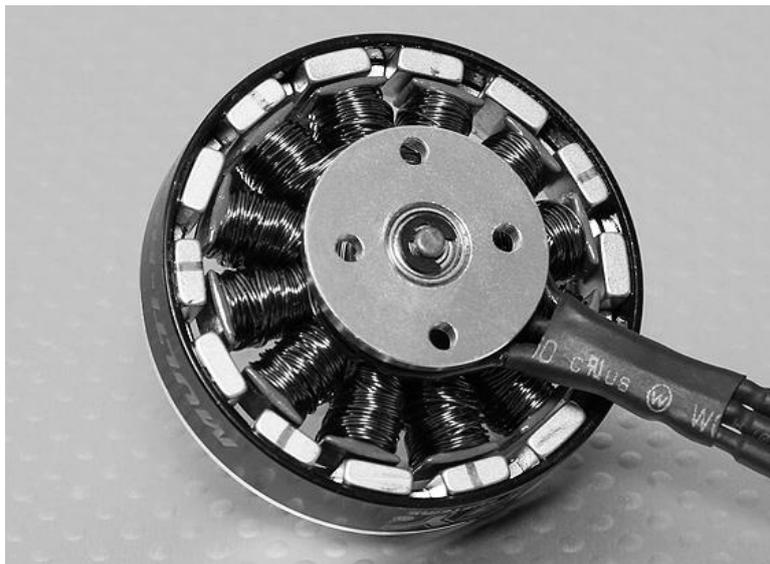


Рис.4 BLDC мотор для БВС

Наибольшее влияние на энергетическую эффективность БВС оказывают воздушные винты, производимые разными компаниями для самых разнообразных компоновок и конфигураций. Основными характеристиками, предоставляемыми производителями на данный момент, являются значения подъёмной силы при заданных оборотах конкретного мотора, и соответственно удельная подъёмная, измеряемая в граммах на Ватт мощности, приходящей на электромотор.

При таком подходе, безусловно, можно оценить приблизительные характеристики будущего летательного аппарата, однако зачастую этих данных недостаточно для того, чтобы составить полную картину о динамических характеристиках. Однако стоит заметить, что винты проектируются под определенную крейсерскую скорость и слабо предназначены для использования в любых режимах, отличных от оптимального [5] (Рис.5).



Рис.5 Типовой вид винтов постоянного шага

Основным инженерным решением данного вопроса в истории авиации стали винты изменяемого шага(ВИШ), которые производились сначала с шагом, настраиваемым непосредственно перед запуском, а затем, с развитием механизации, с изменяемым непосредственно в процессе полёта (рис.6).

Основными достоинствами данного типа винтов является постоянный КПД(Рис.7) на всём диапазоне скоростей, позволяющий эффективно использовать мощность, подводимую к винту. Из недостатков можно отметить механическую сложность конструкции и дороговизну изготовления по сравнению с традиционными винтами. Тем не менее, современные технологии производства, такие как электроэрозионная обработка и 3Д печать способны существенно снизить затраты на производство подобных изделий. В частности, прототип такого изделия разрабатывается на кафедре А5 «Динамика и управление полётом летательных аппаратов» (Рис.8).

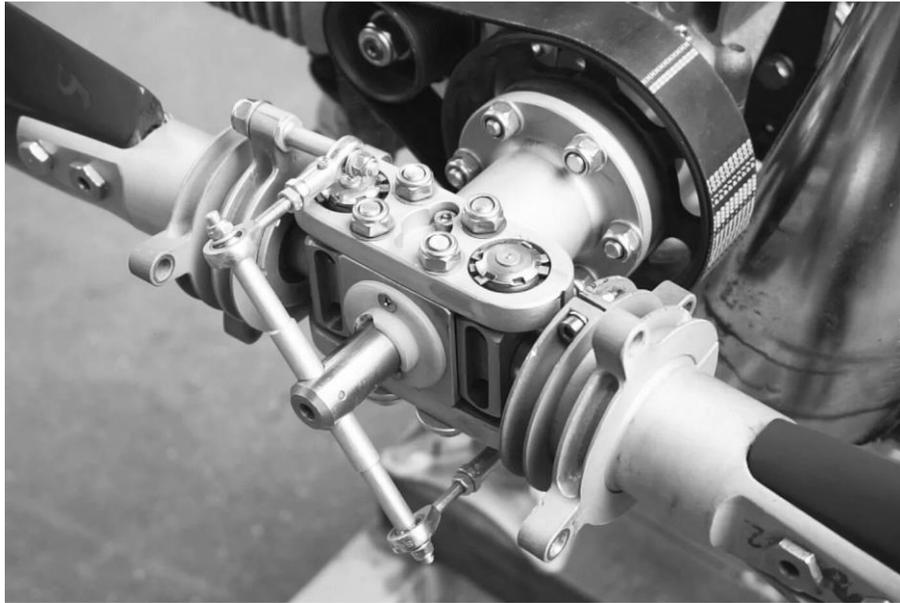


Рис.6 Винт изменяемого шага

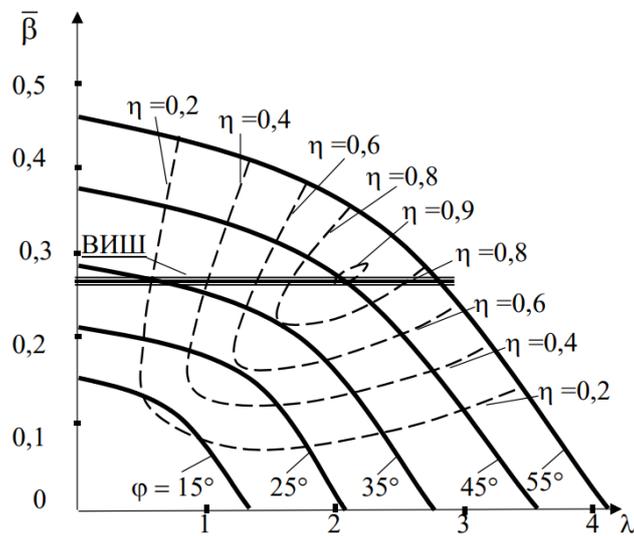


Рис.7 Аэродинамическая характеристика семейства винтов [5]

Данное изделие позволяет работать в двух режимах: фиксированного шага и режима автофлюгирования, при котором лопасти винтов сами выставляются под углом атаки под действием набегающего потока.

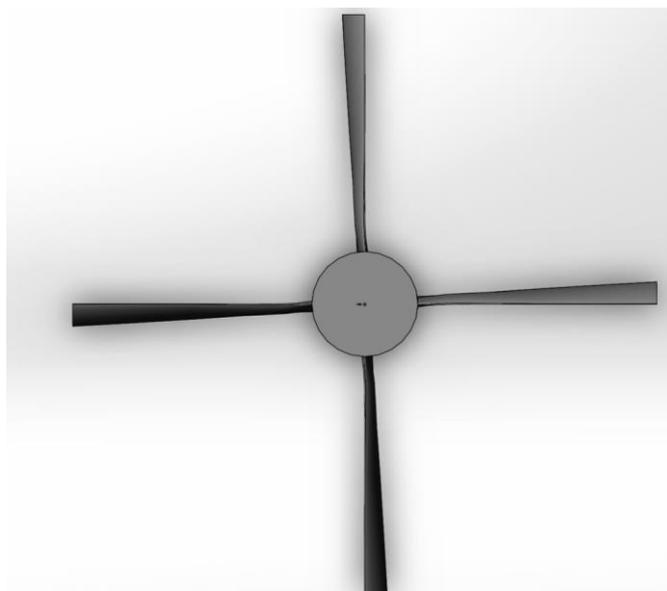


Рис.8 ВИШ, разработанный на Каф. А5

Таким образом, на сегодняшний день единственной реальной возможностью для совершенствования энергетической эффективности БС являются методы оптимизации конструкции винтов, а также их дальнейшее численное моделирование и исследование свойств.

Библиографический список

1. Беспилотные везунчики, когда и куда они полетят [Электронный ресурс]. – Режим доступа : https://aeronext.aero/press_room/analytics/291973
2. Как создают аккумуляторные батареи [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <https://habr.com/ru/companies/asus/articles/407703/>
3. Основы устройства и применения силовых МОП-транзисторов (MOSFET) [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <https://power-e.ru/components/osnovy/>
4. Новое поколение SiC MOSFET в DC/DC-преобразователе с жестким режимом переключения [Электронный ресурс]. – Режим доступа : https://power-e.ru/power_supply/n-kanalnye-sic-mosfet/
5. Обуховский А. Д. Аэродинамика воздушного винта [Текст] / Обуховский А. Д. — 2-е издание. — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2016 — 80 с.

ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

О.С. Матвеева, К.О. Рожкова, Д.А. Ушаков, А.С. Матвеев

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

Современное авиадвигателестроение — это одна из самых технологически сложных и наукоемких отраслей промышленности. Требования к эффективности, надежности и экологичности авиационных двигателей постоянно растут, что стимулирует поиск новых подходов к их проектированию, производству и эксплуатации. В этом контексте искусственный интеллект (ИИ) становится ключевым инструментом, способным революционизировать отрасль. В данной статье рассмотрим основные возможности применения ИИ в авиадвигателестроении.

На данный момент ведётся множество разработок по созданию новых двигателей и технологий их производства, однако замена ими старых экземпляров — долгий и дорогой, с точки зрения бюджета, процесс. Для оптимизации уже существующих технологий с минимальными затратами на покупку нового оборудования можно предложить внедрение ИИ в процесс производства, испытания и управления работой двигателя.

В области производства ИИ активно внедряется для оптимизации технологических процессов с учётом производственных мощностей предприятия. Кроме того, ИИ применяется для оптимизации складских операций, прогнозирования спроса на материалы и управления запасами, что снижает издержки и предотвращает избыточное или недостаточное складирование. В процессе закупок ИИ помогает анализировать поставщиков, прогнозировать цены и автоматизировать заказы, что способствует снижению затрат и повышению прозрачности цепочки поставок. Если же рассмотреть возможность применения ИИ непосредственно в авиадвигателестроении, можно выделить несколько основных направлений разработок: прогнозирование износа, контроль качества, диагностика состояния, испытание.

Предиктивная аналитика, прогнозирование износа:

Предиктивная аналитика, основанная на методах ИИ, представляет собой перспективное направление в области эксплуатации авиационной техники. Она позволяет прогнозировать возникновение критических ситуаций, связанных с отказами оборудования, и своевременно инициировать внеплановое техническое обслуживание. Внедрение данной технологии способствует переходу от традиционного планово-регламентного подхода к обслуживанию по фактическому состоянию, что обеспечивает раннее обнаружение дефектов, предотвращение аварийных остановок и повышение уровня безопасности полетов.

Основой для формирования предиктивных моделей оборудования служит комплекс данных, включающий эксплуатационную, проектную и конструкторскую документацию, информацию об изменении параметров оборудования в процессе нормальной эксплуатации, а также сведения о проведенном техническом обслуживании и зафиксированных отказах. Ключевые параметры, используемые для анализа, включают давление, температуру, расход топлива и рабочих жидкостей, а также математические модели, описывающие поведение систем [1].

Одним из практических примеров применения предиктивной аналитики является оптимизация процессов обслуживания авиационных двигателей. Использование искусственного интеллекта позволяет определить оптимальные моменты для проведения промывки двигателя, что способствует поддержанию температуры газов за турбиной в допустимых пределах и минимизации расхода топлива. При этом выбор между промывкой водой или специализированными химическими составами с ингибиторами коррозии осуществляется на основе анализа экономической эффективности и требований к ресурсу оборудования.

Анализ данных испытаний:

Использование нейронных сетей (НС) для анализа данных испытаний авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) является одним из перспективных направлений. Программный комплекс, разработанный на языке Python с использованием библиотек: Keras, PyTorch и Pandas, позволяет прогнозировать момент воспламенения топлива в камере сгорания и очищать данные от шума.

Программа включает модуль анализа, модуль обработки и модуль работы с пользователем. Модуль анализа обучается распознавать графики давления в камере сгорания, определяя наличие или отсутствие воспламенения. Модуль обработки удаляет лишние «всплески» давления, сохраняя общую конфигурацию графика. Модуль работы с пользователем позволяет загружать данные в формате Excel, обрабатывать их и выводить результаты в виде графиков.

Программа сокращает время обработки данных втрое по сравнению с ручной обработкой и исключает человеческий фактор, что повышает точность анализа. Однако для обучения НС требуются значительные вычислительные ресурсы и время, что может быть ограничением на начальных этапах внедрения. В будущем рекомендуется создание собственных библиотек для повышения безопасности и эффективности программы [2].

Контроль и диагностика технического состояния:

В современных авиационных системах диагностики и контроля технического состояния газотурбинных двигателей (ГТД) активно применяются нейросетевые технологии, которые позволяют

повысить точность и эффективность выявления неисправностей на ранних стадиях, что способствует увеличению безопасности полетов. Основная проблема существующих систем контроля параметров ГТД заключается в том, что они фиксируют уже произошедшие отказы, не предоставляя возможности их предотвращения. Это связано с высокой сложностью авиационных ГТД, которые характеризуются многопараметричностью, нелинейностью процессов и многорежимностью работы. Применение НС позволяет решать задачи идентификации и классификации состояния ГТД в режиме реального времени, что особенно важно для бортовых систем диагностики. НС обладают рядом преимуществ, таких как способность решать плохо формализуемые задачи, высокая скорость обработки данных, устойчивость к повреждениям и возможность самообучения в процессе эксплуатации.

Также исследуются нейросетевые методы диагностики ГТД, но с акцентом на интеллектуальный анализ данных и использование экспертных систем. Методология FDI (Fault Detection and Identification), основана на сравнении измеренных параметров ГТД с расчетными, полученными с помощью математической модели (Рис. 1). Для решения задач диагностики используются нейронные сети, которые позволяют классифицировать состояния ГТД на основе обучающих выборок, включающих данные о дефектах и отказах. В частности, нейросетевые модели способны идентифицировать дефекты компрессора, турбины, камеры сгорания и других узлов двигателя. Важным аспектом является возможность работы нейронных сетей в условиях неопределенности, вызванной нестационарностью физических процессов в ГТД и ограниченным количеством измеряемых параметров.

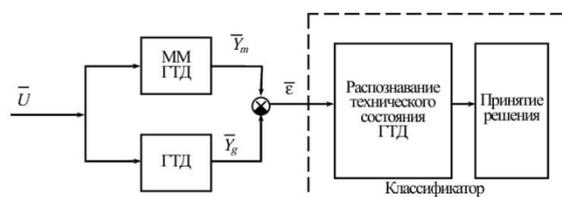


Рис.1. Реализация FDI-метода [3]

\bar{U} – вектор управляющих воздействий

\bar{Y}_m – вектор параметров, вычисленных с помощью математической модели ГТД

\bar{Y}_g – вектор выходных параметров двигателя, полученных путём измерения с помощью датчиков

$\bar{\varepsilon} = \bar{Y}_g - \bar{Y}_m$ – невязка, представляющая собой разность векторов \bar{Y}_g и \bar{Y}_m

Исследования подчеркивают необходимость перехода от традиционных методов диагностики к более интеллектуальным системам, основанным на нейросетевых технологиях. Также можно рассмотреть возможность создания бортовой системы диагностики ГТД на основе НС, которая включает этапы идентификации, обучения, проверки адекватности и аппаратной реализации. Существующая нейросетевая экспертная система «Эксперт Нейро» решает широкий спектр задач, включая классификацию режимов работы, идентификацию, контроль, диагностику и прогнозирование технического состояния ГТД. Эта система использует нейросетевые модули, базы знаний и нечеткие правила, что позволяет повысить точность диагностики и адаптироваться к индивидуальным характеристикам конкретных двигателей. [3]

Таким образом, применение нейросетевых технологий в системах диагностики авиационных ГТД позволяет не только повысить точность выявления неисправностей, но и обеспечить прогнозирование технического состояния двигателя, что является важным шагом в повышении надежности и безопасности авиационных силовых установок.

Компании, такие как GE Aerospace и Rolls-Royce, активно внедряют ИИ в процессы обслуживания и производства авиационных двигателей [4,5]. GE Aerospace использует ИИ для повышения качества обслуживания, содействия устойчивому развитию, поддержки национальной обороны и операционного совершенства. Например, проект AI-enabled Blade Inspection Tool (BIT) позволяет сократить время инспекции лопаток турбины с 3 до 15 часов по сравнению с традиционными методами.

GE Aerospace также разработала программное обеспечение Fuel Insight, которое интегрирует данные полетов с операционными данными авиакомпаний, предоставляя аналитику и рекомендации для оптимизации расхода топлива и снижения выбросов углекислого газа. Это позволяет авиакомпаниям улучшать экологические показатели и повышать эффективность эксплуатации.

Rolls-Royce разрабатывает концепцию "Интеллектуального двигателя" (IntelligentEngine), которая объединяет передовые технологии, включая IoT, ИИ и большие данные, для повышения эффективности, надежности и безопасности авиационных двигателей. Сбор и анализ данных в режиме реального времени позволяют предсказывать возможные неисправности, оптимизировать техническое обслуживание и снижать эксплуатационные расходы. Например, ИИ помогает выявлять аномалии в работе двигателей, что позволяет авиакомпаниям предотвращать поломки и минимизировать время простоя самолетов.

Кроме того, Rolls-Royce использует ИИ для улучшения проектирования двигателей. Анализ данных помогает инженерам лучше понимать, как двигатели ведут себя в реальных условиях, и создавать более

эффективные и экологически чистые решения. Это особенно важно в контексте глобальных усилий по сокращению выбросов CO₂ в авиационной отрасли.

На данный момент на предприятии «ОДК-Сатурн» осуществляется внедрение инновационного программно-аппаратного комплекса для автоматизированного контроля качества лопаток газотурбинных двигателей. Данный комплекс интегрирует в себя технологию ИИ и систему технического зрения, что обеспечивает автоматизацию процесса предварительного контроля качества деталей [6].

Ещё одним российским предприятием, работающим над внедрением ИИ является «ОДК-Авиадвигатель». Пермское предприятие внедряет ИИ для анализа испытаний лопаток авиационных двигателей. На предприятии реализуется комплекс цифровых решений: система машинного зрения, большие языковые модели и специализированные чат-боты, обученные на технической документации.

Особое внимание уделяется предиктивной диагностике агрегатов газотурбинных двигателей. Уже достигнуты практические результаты: внедрена нейросетевая модель для анализа статической прочности и циклической долговечности элементов лопаток, а также разработана система определения форм колебаний лопаток по изображениям при испытаниях [7].

Искусственный интеллект открывает новые возможности для повышения эффективности, надежности и безопасности авиационных двигателей. Применение ИИ в авиадвигателестроении позволяет автоматизировать процессы анализа данных, прогнозировать износ и отказы оборудования, оптимизировать техническое обслуживание и снижать эксплуатационные затраты. Развитие данного направления в России, включая разработку отечественных систем мониторинга и активное участие вузов в исследовательских проектах, способствует укреплению технологической независимости и конкурентоспособности отечественной авиационной промышленности.

Таким образом, интеграция ИИ в авиадвигателестроение является перспективным направлением, которое способно значительно улучшить качество и эффективность эксплуатации авиационной техники. Внедрение ИИ позволяет не только повысить точность и скорость обработки данных, но и снизить затраты на производство и обслуживание, что делает его важным инструментом для будущего развития.

Библиографический список

15. Предиктивная аналитика: как искусственный интеллект предсказывает поломку самолёта [Электронный ресурс] // МАИ; URL <https://mai.ru/press/news/detail.php?ID=182989> (дата обращения: 05.03.2025).
16. Тихомирова, М. А. Применение нейронных сетей в испытаниях авиационных газотурбинных двигателей / М. А. Тихомирова, Э. Р. Петрова // Сборник трудов научно-исследовательских работ студентов МАИ : Материалы Международной молодёжной конференции, Москва, 13–16 апреля 2023 года. – Москва: Издательство "Перо", 2023. – С. 201-208. – EDN ULMVZX.
17. Васильев, В. И. Контроль и диагностика технического состояния авиационных двигателей на основе интеллектуального анализа данных / В. И. Васильев, С. В. Жернаков // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2006. – Т. 7, № 2. – С. 71-81. – EDN NVHKKT.
18. Artificial intelligence [Электронный ресурс] // GE Aerospace; URL <https://www.geaerospace.com/sites/default/files/ai-fact-sheet.pdf> (дата обращения: 04.03.2025).
19. In a realisation of its IntelligentEngine vision, Rolls-Royce has pioneered a new technical solution – using AI and IoT together to build smarter jet engines. [Электронный ресурс] // Rolls-Royce; URL <https://rolls-royce.com/media/our-stories/discover/2020/intelligentengine-how-ai-scales-up-iot-capability-in-turbofan-jet-engines.aspx> (дата обращения: 10.03.2025).
20. ОДК внедряет искусственный интеллект на производстве авиадвигателей в Рыбинске [Электронный ресурс] // ОДК; URL <https://www.uecrus.com/press/odk-vnedrit-iskusstvennyy-intellekt-na-proizvodstve-aviadvigateley-v-rybinske/> (дата обращения: 26.02.2025).
21. ОДК применяет искусственный интеллект для предиктивной диагностики газотурбинных двигателей [Электронный ресурс] // ОДК; URL <https://www.uecrus.com/press/odk-primenyaet-iskusstvennyy-intellekt-dlya-predikativnoy-dagnostiki-gazoturbinnikh-dvigatelay-/> (дата обращения: 01.03.2025).

УДК 629.7.036

ГИБРИДНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА НА БАЗЕ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Е.И. Милешин

Самарский национально исследовательский университет имени академика С.П. Королева

В современном авиадвигателестроении основными направлениями развития являются повышение экологичности и энергоэффективности летательных аппаратов (ЛА). Это обусловлено ужесточением норм Международной организации гражданской авиации (ИКАО). Для достижения новых показателей эффективности авиационных двигателей необходимо реализовать комплекс технических решений. В

первую очередь это касается оптимизации внутренних процессов работы двигателя, а именно: улучшение термодинамических характеристик рабочего тела, используемого в рабочем цикле газотурбинного двигателя (ГТД), повышение температуры газа, повышение степени сжатия воздуха в компрессоре, оптимального соотношения степени двухконтурности и других характеристик двигателя. Увеличение данных параметров может быть реализовано при помощи изменения процессов горения и работы турбомашин.

Альтернативным направлением развития авиационных двигателей является применение гибридных силовых установок (ГСУ), в составе которых комбинируется тепловой двигатель и электрический мотор. Данная комбинация позволяет существенно повысить топливную эффективность летательного аппарата (ЛА), снизить вредные выбросы и повысить экономичность эксплуатации. Известны две схемы реализации ГСУ: параллельная и последовательная. На рис. 1 представлена параллельная схема, включающая следующие компоненты: малоразмерный газотурбинный двигатель (МГТД), мотор-генератор (М-Г), редуктор, расцепительная муфта, аккумуляторные батареи (АКБ) и полупроводниковый преобразователь.

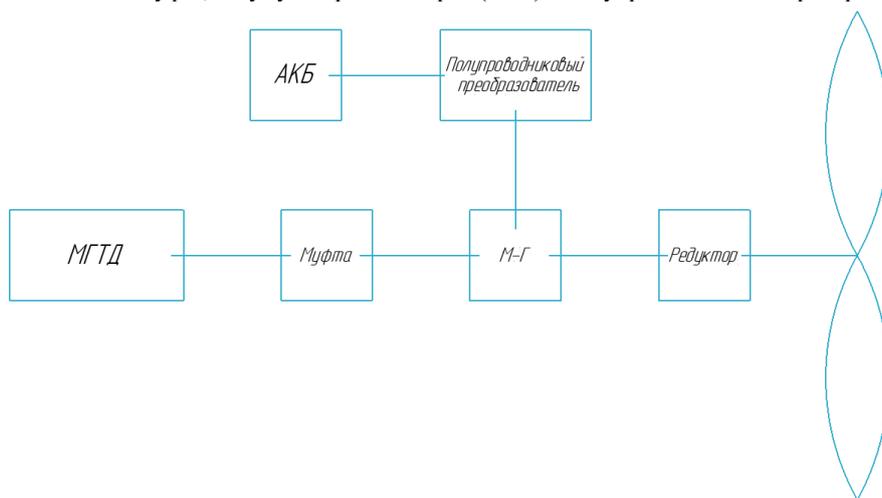


Рис. 1. Параллельная схема ГСУ

Основной особенностью данной схемы является жесткая связь МГТД и воздушного винта. На взлете МГТД и М-Г работают совместно, обеспечивая повышенную мощность. В крейсерском режиме двигатель работает в оптимальном режиме, а М-Г переходит в режим генератора, подзаряжая АКБ.

На рис. 2 представлена последовательная схема ГСУ. Она состоит из аналогичных компонентов, но М-Г установлен после редуктора.

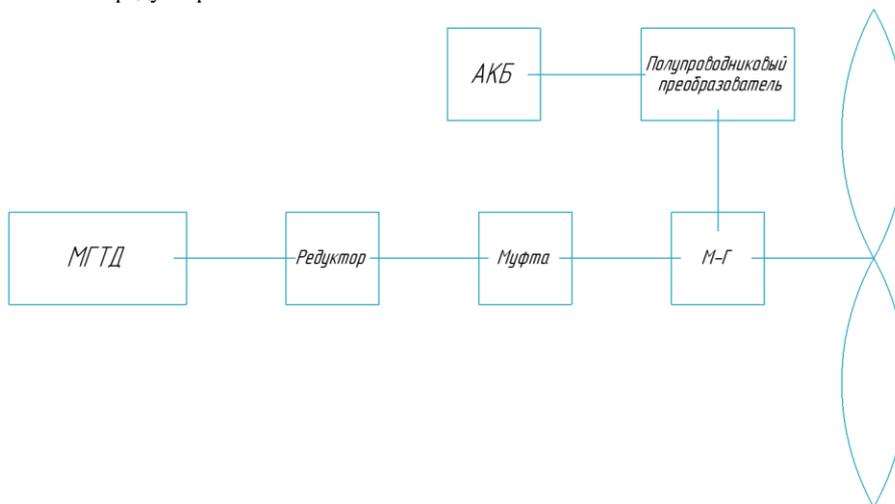


Рис. 2. Последовательная схема ГСУ

Отличительной особенностью данной схемы является отсутствие жесткой связи МГТД и воздушного винта. В случае неисправности двигателя мощность электромотора будет расходоваться только на привод воздушного винта, а свободная турбина и редуктор не будут создавать дополнительного сопротивления вращению.

Целью работы является создание расчетной модели гибридной силовой установки на базе малоразмерного газотурбинного двигателя и сравнение полученных результатов с двигателем-прототипом на примере типового летательного аппарата.

Рассмотрим преимущества и недостатки гибридной силовой установки на примере малоразмерного беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Типовой ЛА данного класса имеет размах крыльев 1,8 – 2,2 метра, длину фюзеляжа 1,5 – 1,8 метра, взлетную массу 12 – 15 кг. Максимальная полезная нагрузка составляет 2 – 3 кг. В качестве силовой установки рассмотрим турбореактивный двигатель (ТРД) JetCat P220, расположенный в хвостовой части фюзеляжа. Такой БПЛА может использоваться для разведки и наблюдения, картографирования, поисково – спасательных операций, инспекции объектов и научных исследований.

Для дальнейшего анализа при помощи программного пакета АСТРА 7.40 были сформированы расчетные модели ТРД и ГСУ. Результаты расчета приведены в таблицах 1 и 2 соответственно.

Таблица 1 – Результаты расчета ТРД JetCat P220

Параметр	Размерность	Величина
P	кН	0,22
$P_{уд}$	$\frac{\text{кН} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$	0,5058
G_B	$\frac{\text{кг}}{\text{с}}$	0,435
$G_{т.ч}$	$\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	35,5
$C_{уд}$	$\frac{\text{кг}}{\text{кН} \cdot \text{ч}}$	161,2054

Таблица 2 – Результаты расчета ГСУ на базе ТРД JetCat P220

Параметр	Размерность	Величина
N_e	кВт	51,2
$N_{e,уд}$	$\frac{\text{кВт} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$	117,812
G_B	$\frac{\text{кг}}{\text{с}}$	0,435
$G_{т.ч}$	$\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	35,5
C_e	$\frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$	0,6921
η_e	–	0,1213

Как видно из результатов расчета, ТРД и ГСУ показывают одинаковый часовой расход топлива. Однако в случае гибридной установки наличие мотора-генератора, работающего в связке с тепловой машиной, позволяет увеличить топливную эффективность за счет их совместной работы на взлете, а также «руления» на электрической тяге. Это приводит к уменьшению количества вредных выбросов в атмосферу и снижению уровня шума при взлете.

В таблице 3 представлены летные характеристики малоразмерного БПЛА для двух типов силовых установок.

Таблица 3 – Летные характеристики малоразмерного БПЛА

Параметр	Тип двигателя	Величина
$V_{п. max}, \frac{\text{км}}{\text{ч}}$	ТРД	180
	ГСУ	120
$t_{п}, \text{ч}$	ТРД	0,3-04
	ГСУ	0,6-1,0

Сравнительный анализ характеристик ТРД и ГСУ позволяет выделить ряд важных особенностей их практического применения.

Турбореактивные двигатели демонстрируют явные преимущества в ситуациях, требующих быстрого реагирования и высокой маневренности. Их отличает относительная простота технического обслуживания и более низкая стоимость производства и эксплуатации. Накопленный опыт эксплуатации обеспечивает высокую надежность и предсказуемость работы в различных условиях.

Гибридные силовые установки, в свою очередь, предлагают возможности для длительных полетов, что делает их идеальными для задач наблюдения и патрулирования. Важным преимуществом является способность к вертикальному взлету, а также повышенная гибкость в выборе режимов работы. ГСУ также демонстрируют улучшенные характеристики при работе в сложных метеоусловиях и обладают потенциалом для модульного расширения функционала.

Однако гибридные системы имеют ряд недостатков, включая более сложную конструктивную схему и значительно более высокую стоимость разработки и производства.

В контексте применения беспилотных летательных аппаратов выбор между ТРД и ГСУ зависит от конкретных задач. Для разведывательных операций ТРД обеспечивают быстрое развертывание, высокую

скорость и маневренность, в то время как ГСУ позволяют осуществлять длительное патрулирование и зависание в воздухе.

Перспективы развития обоих типов силовых установок выглядят многообещающе. Для ТРД основное внимание уделяется совершенствованию топливной эффективности, снижению уровня шума, уменьшения массы конструкции и повышению надежности. Развитие ГСУ сосредоточено на увеличении энергоемкости аккумуляторных батарей, совершенствовании систем управления, снижении массы силовой установки и улучшении интеграции компонентов.

Работа выполнена по проекту FSSS-2022-0019, реализуемого в рамках федерального проекта «Развитие человеческого капитала в интересах регионов, отраслей и сектора исследований и разработок».

Научный руководитель – к.т.н., доцент Е.П. Филинов

Библиографический список

1 Гордин М.В., Роголев Н.Д., Аверьков И.С. и др. Формирование предварительного технического облика и оценка характеристик гибридной авиационной вспомогательной силовой установки, работающей на авиационном топливе // Авиационная промышленность. – 2018. – № 3-4. – С. 10-15. – EDN VRPRVK.

2 Плевако С.Ю., Зиненков Ю.В. Перспективы гибридных силовых установок для беспилотных летательных аппаратов // Авиакосмические технологии (АКТ-2018): тезисы XX Международной научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов, Воронеж, 13–14 июня 2019 года. – Воронеж: ООО Фирма “Элистр”, 2019. – С. 161-163. – EDN CIBPN.

3 Равикович Ю.А., Холобцев Д.П., Серков В.В. Анализ схем гибридных силовых установок на базе малоразмерных газотурбинных двигателей // [Название журнала]. – [Год]. – № [номер]. – С. [страницы].

4 Авиационные газотурбинные двигатели: Справочник / Под ред. В.М. Кошкина. – М.: Машиностроение, 2015. – 600 с.

5 Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей: Учебник для вузов / В.М. Африкантов, В.М. Кудрявцева, В.И. Котельникова и др. – М.: Машиностроение, 2017. – 500 с.

6 Электрические машины: Учебник для вузов / И.П. Копылов, Б.К. Клоков, В.М. Терехов, В.Н. Гольдберг. – М.: Энергоатомиздат, 2016. – 464 с.

7 Современные технологии проектирования и производства авиационных двигателей и энергетических установок: Сборник научных трудов / Под ред. А.Д. Соловьева. – М.: МАИ, 2018. – 350 с.

8 Гибридные силовые установки для летательных аппаратов: Сборник научных статей / Под ред. Ю.А. Равиковича. – М.: МАИ, 2019. – 250 с.

9 Электромеханические системы летательных аппаратов: Учебник / В.И. Бочаров, В.В. Сухоруков, В.И. Турук. – М.: Радиотехника, 2017. – 400 с.

10 Системы управления электроэнергетическими установками летательных аппаратов: Монография / А.С. Ключев, М.Г. Юшков. – М.: МЭИ, 2018. – 300 с.

УДК 62-4

ИНТЕГРАЦИЯ МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ ДЛЯ ЗАМЕНЫ СЛОЖНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ СТРУКТУР НА ЭКВИВАЛЕНТНЫЕ МОДЕЛИ

Д.А. Кольванова, А.В. Хитрина

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

В статье предлагается модель замены свойств структур сложной геометрической формы, работающих на растяжение и сжатие, с помощью замены конфигурации на более простую форму и подбора свойств эквивалентных материалов методом оптимизации параметров в ПО ANSYS 2022 R2.

При расчете напряженно-деформируемого состояния различных структур, с помощью программных обеспечений, основными характеристиками, влияющими на точность расчетов, являются сетка и настройка параметров решения. При построении сетки могут возникнуть проблемы пересечения контуров структуры, из-за чего расчет будет неверным. Это связано с тем, что различные ПО не позволяют построить достоверную математическую модель геометрии и используют автоматическое упрощение формы, например, окружность упрощается до полигона, а коническая кривая до ломанной линии. В отличие от существующих методов, которые зачастую ограничиваются упрощением геометрии без учета комплексного влияния механических свойств материала на поведение структуры, предложенная модель обеспечивает более точное соответствие между исходной и упрощенной системами за счет интеграции методов оптимизации.

Целью настоящей работы является разработка алгоритма расчета сложной геометрической структуры объекта при помощи замены ее на более простую и последующим подбором физико-механических свойств материала – эквивалентных, таким образом, чтобы они совпадали с исходной сложной конфигурацией.

Ключевым аспектом новизны является использование алгоритмов оптимизации для определения эквивалентных физико-механических свойств материалов, что позволяет сохранить основные функциональные характеристики структуры, включая ее реакцию в процессе приложения и после снятия нагрузки, при значительном упрощении расчетной схемы.

В качестве объекта исследования был взят небольшой участок гофры, используемой для изоляции шарнирной части соплового блока от продуктов сгорания.

Гофры в ракетно-космической технике могут использоваться в различных областях, например, гофрированные трубки могут защищать электрические кабели от механических повреждений и воздействия внешней среды, для снижения вибраций и ударов в различных системах [3]. На рисунке 1 показан металлический гибкий шланг с гофрированной внутренней трубкой (сильфоном), заключенной в металлическую оплетку. Сильфон и оплетку изготавливают из нержавеющей и углеродистой стали, бронзы, никелевого и титанового сплавов.

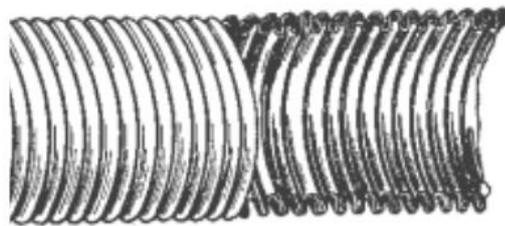


Рисунок 1- Металлический (сильфонный) шланг с оплеткой

Еще одним примером использования гофры, как конструктивного элемента, является узел качания, разработанный в НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко. Такой узел применялся для качания камеры РД-170 [4].

В патенте «SWEWEL NOZZLE CONTROL» US3090198A от 21 мая 1963 также описано применение и функциональное назначение гофры как элемента изоляции шарнирной части соплового блока от продуктов сгорания. Описанный в патенте элемент сопла представлен на рисунке 2.

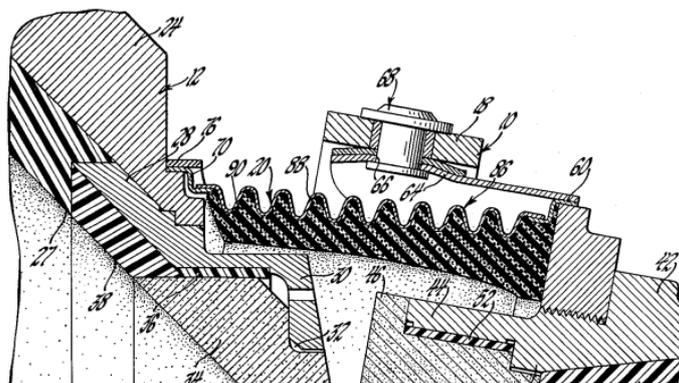
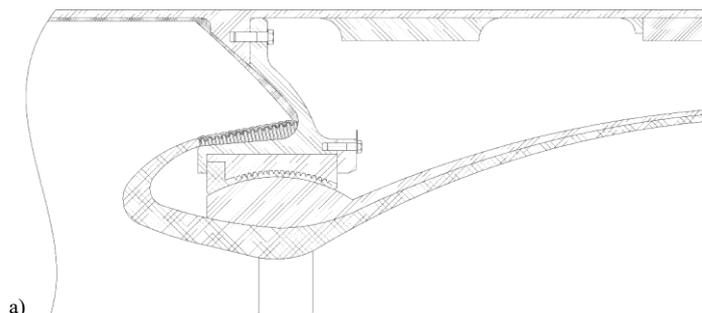


Рисунок 2 – Фрагмент рисунка 5 из патента US3090198A Н. С. ZESLOFT «SWEWEL NOZZLE CONTROL»

Газовая прокладка, показанная на рисунке 2, состоит из кольцевого гибкого сильфона, изготовленного из тонкого термостойкого металлического сплава. Противоположные края сильфона герметично приварены к подвижному и неподвижному монтажным кольцам 60 и 70 соответственно. Толстое кольцевое гибкое покрытие изоляции 90, изготовленное из силиконового уретанового каучука, вспенивается в канавках между выступами сильфона, чтобы изолировать его от сильного нагрева (6000–7000 F) выхлопных газов, проходящих через пространство 84. Сильфон, будучи гибким, может расширяться до формы, показанной на рисунке, без разрыва при поворотном движении сопла.

На основе анализа существующих технических решений, связанных с применением сильфонов и гофрированных элементов в ракетно-космической технике, в настоящей работе предложено решение, сочетающее функциональные преимущества описанный выше принципов. Разработанный элемент, интегрированный в сопловую часть двигательной установки, демонстрирует улучшенные эксплуатационные характеристики, однако расчет такой конструкции вызывает затруднения с точки зрения построения математической модели контура поверхности и количества узлов сетки.

Участок исследуемой гофры представлен на рисунке 3.



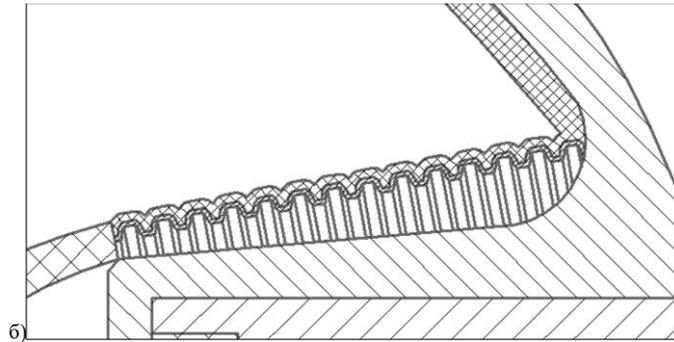


Рисунок 3 – Гофра. а – общий вид, б – узел с гофрой

Рассматривается небольшой участок гофры, его конфигурация переносится в ПО ANSYS 2022 R2 в модуле Design Modeler (Рисунок 4).

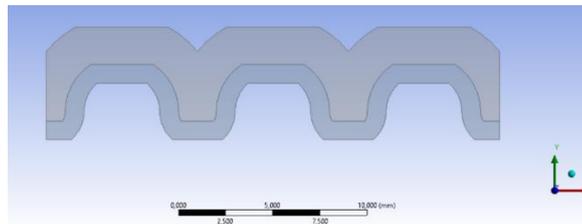


Рисунок 4 - Участок гофры

Необходимо задать исходные свойства материалов: верхняя часть исследуемой структуры представляет собой теплозащитное покрытие, нижняя часть – металлическую гофру. В базу данных физических и механических свойств материалов и входных параметров математических моделей внесены параметры для конкретного расчета. Свойства материалов представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Свойства материалов

Сталь		
Название характеристики	Обозначение характеристики	Значение
Плотность	Density	7850 кг/м ³
Модуль Юнга	Young's Modulus	2E+11 Па
Коэффициент Пуассона	Poisson's Ratio	0,3
Теплозащитное покрытие		
Название характеристики	Обозначение характеристики	Значение
Плотность	Density	950 кг/м ³
Модуль юнга	Young's Modulus	1,1E+9 Па
Коэффициент Пуассона	Poisson's Ratio	0,42

В модуле Static Structural настраивается сетка и параметры системы решения. Сетка и настройки представлены на рисунках 5 и 6.

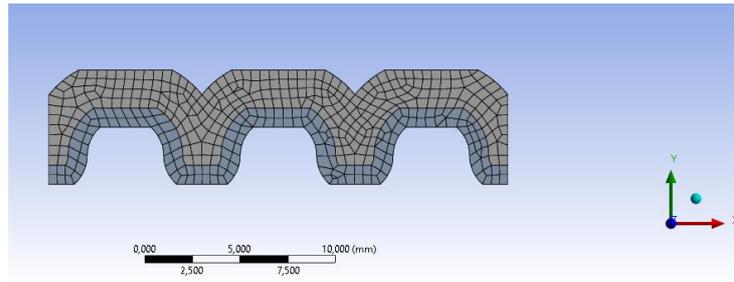


Рисунок 5 – Сетка участка гофры

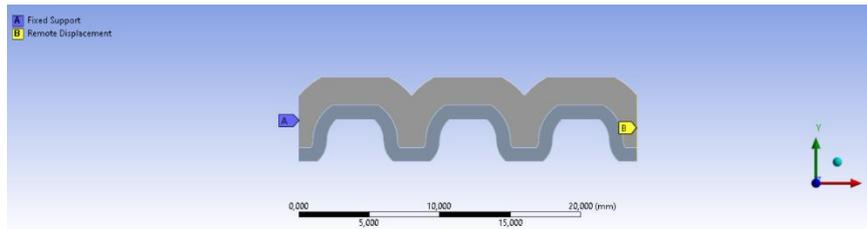


Рисунок 6 – Настройка граничных условий. А – закрепление гофры, В – перемещение поверхности при сжатии и растяжении на 1,25 мм

В качестве варьируемых параметров были выбраны максимальное и среднее значения деформации гофры. В первом случае гофра работает на сжатие, это обеспечено перемещением правой границы В в противоположном направлении по оси X на 1,25 мм, во втором случае она работает на растяжение, перемещение направлено по оси X на 1,25 мм. Важно сохранить перемещения на растяжение и сжатие равными, так как стандартные материалы одинаково воспринимают нагрузки с обоих направлений действия силы. Результаты расчета сложной структуры на растяжение и сжатие представлены на рисунках 7 и 8.

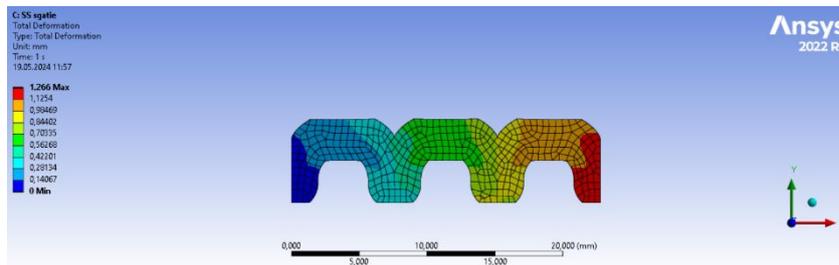


Рисунок 7 – Результат расчета на сжатие

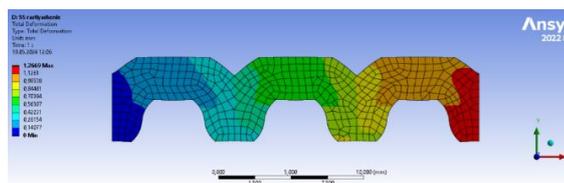


Рисунок 8 – Результат расчета на растяжение

Для дальнейшего анализа предлагается создать упрощенную геометрическую модель, представляющую собой аналог гофры в виде двух пластин, состоящих из разных материалов. Характеристики материалов в этом расчете не имеют значения, так как они будут оптимизированы. Для расчета примем значения, указанные в таблице 1. Упрощенная геометрия представлена на рисунке 9.

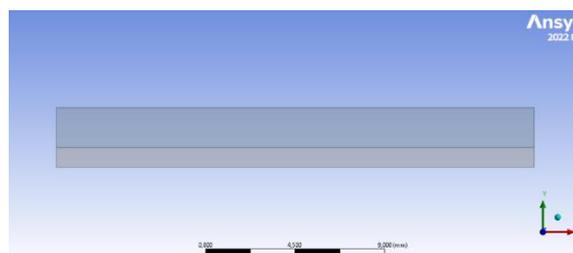


Рисунок 9 – Упрощенная геометрия

Повторно заданы исходные свойства материалов из таблицы 1. В качестве варьируемых параметров стали выбраны коэффициент Пуассона и модуль Юнга. ТЗП в данном случае будет иметь свойства вязкоупругого материала, поэтому в качестве варьируемых параметров выбирается начальный модуль сдвига μ_0 и параметр несжимаемости D_1 . Окно модуля представлено на рисунке 10.

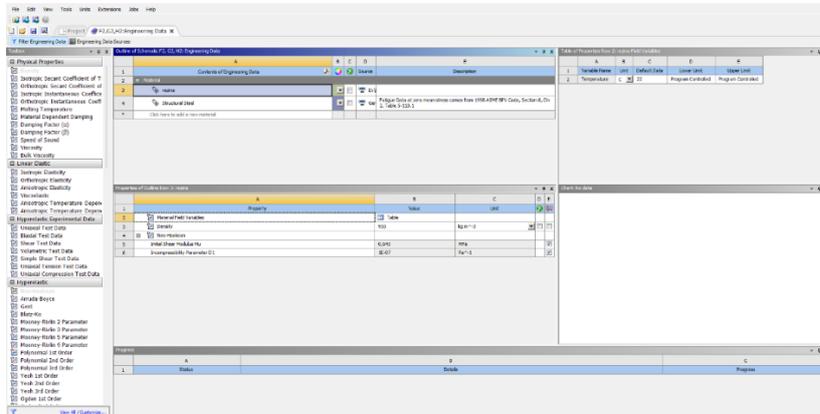


Рисунок 10 – Модуль Engineering Data упрощенной геометрии

Последним шагом подготовки к оптимизации будет моделирование тех же перемещений на растяжение и сжатие, сохранив этом граничные условия и перемещение равным 1,25 мм, как в предыдущем расчете. В качестве варьируемых параметров так же выбираем максимальное и среднее значения деформации. Результаты расчетов на сжатие и растяжение представлены на рисунках 11 и 12.

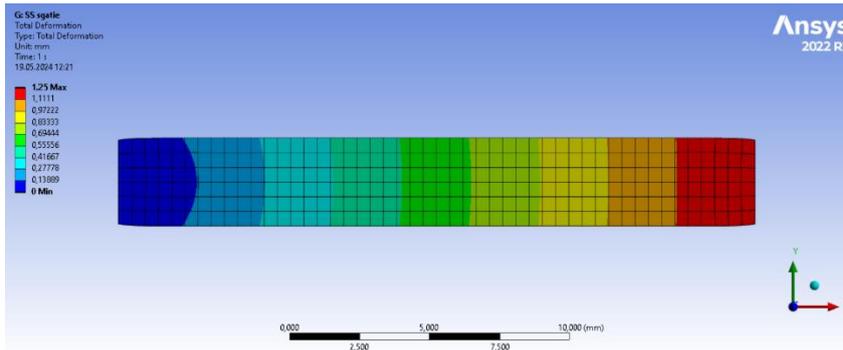


Рисунок 11 – Результаты на сжатие упрощенной геометрии

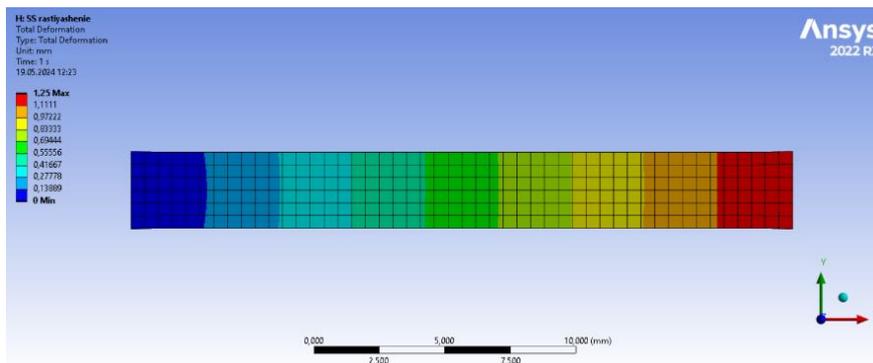


Рисунок 12 – Результаты на растяжение упрощенной геометрии

Выбор и обоснование оптимальной структуры технического изделия принято называть структурной оптимизацией. Методы структурной оптимизации интенсивно развиваются в последние годы и обычно формулируются как задачи дискретной оптимизации. Дискретная оптимизация приводит к достаточно трудоемким и сложным процедурам принятия решения. В инженерной практике приходится иметь дело с ограниченным числом возможных структур технического изделия. Часто на практике выбор оптимальной структуры проводят путем сравнительного рассмотрения ограниченного и заранее выбранного набора альтернативных вариантов.

Количественный анализ при параметрической оптимизации требует построения расчетных зависимостей, моделирующих функционирование технического изделия и позволяющих оценить процесс его функционирования по количественному значению критерия эффективности.

В программе ANSYS используются два метода оптимизации: метод аппроксимации и метод первого порядка. Методы оптимизации производят минимизацию целевой функции. В программе доступны два метода: метод аппроксимации (subproblem approximation method) и метод первого порядка (first order method). Метод аппроксимации – это метод нулевого порядка, обеспечивающий эффективное решение большинства конструкторских задач. Метод первого порядка основан на оценке чувствительности проекта к изменению определенных факторов и более подходит для решения задач, требующих высокой точности [2]. Поэтому в работе был выбран второй метод оптимизации, как наиболее подходящий. Исходные данные для оптимизации представлены на рисунке 13.

ID	Parameter Name	Value	Unit
Input Parameters			
ED plast (F1)			
P5	Young's Modulus	2E+11	Pa
P6	Poisson's Ratio	0,3	
P13	Initial Shear Modulus Mu	0,645	MPa
P14	Incompressibility Parameter D1	1E-07	Pa^-1
Output Parameters			
SS egate (C1)			
P3	Total Deformation Maximum	1,266	mm
P4	Total Deformation Average	0,6535	mm
SS rastyashene (D1)			
P9	Total Deformation Maximum	1,2669	mm
P10	Total Deformation Average	0,65197	mm
SS egate (G1)			
P1	Total Deformation Maximum	1,25	mm
P2	Total Deformation Average	0,62855	mm
SS rastyashene (H1)			
P11	Total Deformation Maximum	1,25	mm
P12	Total Deformation Average	0,62575	mm
New output parameter			
New name		New expression	
Charts			

Рисунок 13 – Окно Parameter Set, где P5 и P6 – характеристики стали, P13 и P14 – характеристики ТЗП, P3 и P4 – значения деформации исходной гофры на сжатие, P9 и P10 – значения деформации исходной гофры на растяжение, P3 и P4 – значения деформации исходной гофры на сжатие, P1 и P2 – значения деформации упрощенной гофры на сжатие, P11 и P12 – значения деформации упрощенной гофры на сжатие.

Для проведения оптимизации необходимо настроить модуль Response Surface Optimization и выбрать количество расчетных точек, а именно 8. После автоматической генерации параметров, была проведена сама оптимизация, благодаря которой были сгенерированы новые значения коэффициента Пуассона и модуля Юнга стали и начальный модуль сдвига μ и параметр несжимаемости D1 ТЗП. Полученные значения после оптимизации представлены на рисунке 14.

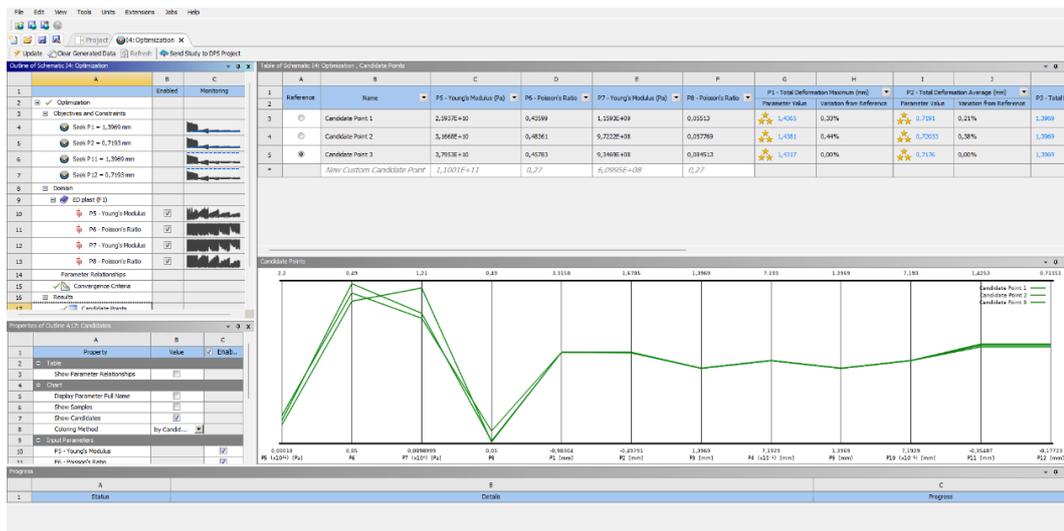


Рисунок 14 – Результат оптимизации

Значения, имеющие 3 звезды, удовлетворяют всем ограничениям и могут быть использованы в качестве достоверных результатов для замены характеристик материала.

После получения эквивалентных свойств материалов были проведены повторные расчеты на растяжение и сжатие гофры, с новыми оптимизированными параметрами. Для оценки достоверности полученных результатов были приложены равные силы, а не перемещения. Результаты эксперимента представлены на рисунках 15-18.

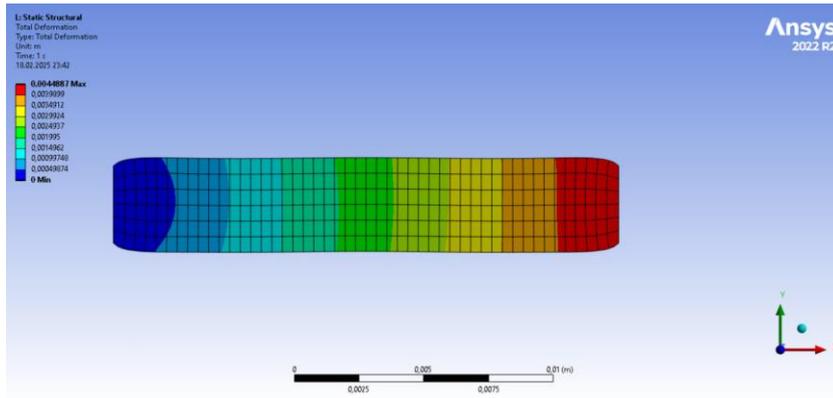


Рисунок 15 – Результаты на сжатие упрощенной геометрии с новыми свойствами материалов, сила 2000 Н

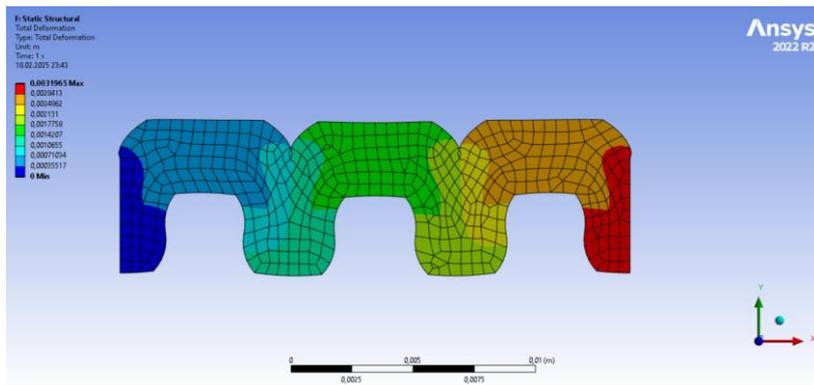


Рисунок 16 – Результаты на сжатие исходной геометрии, сила 2000 Н

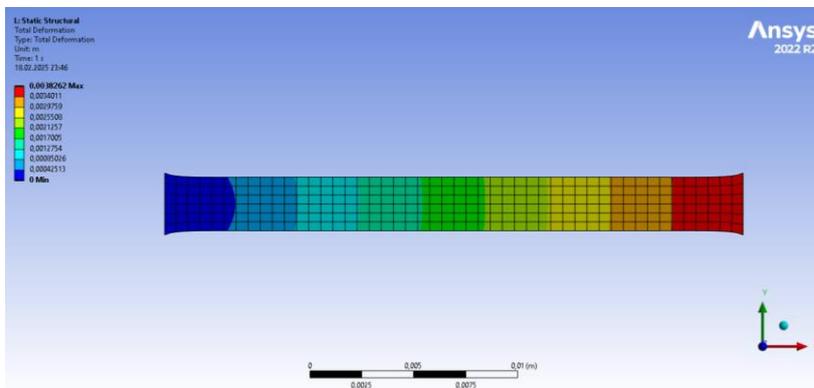


Рисунок 17 – Результаты на растяжение упрощенной геометрии с новыми свойствами материалов, сила 1000 Н

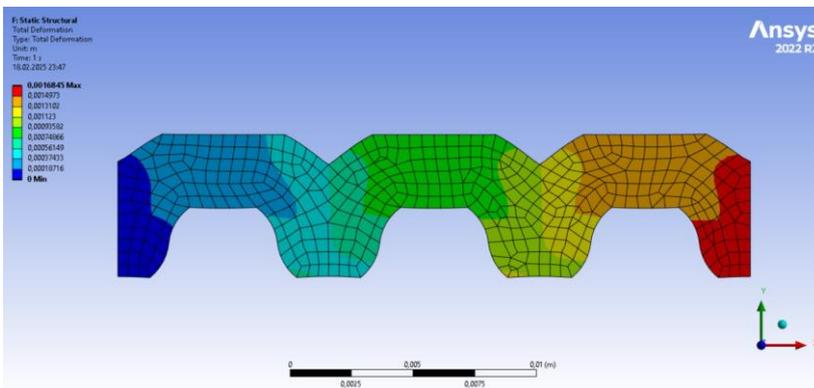


Рисунок 18 – Результаты на растяжение исходной геометрии, сила 1000 Н

Полученные перемещения гофры близки к упрощенной структуре из двух пластин, что подтверждает работоспособность представленного метода расчета для структур больших габаритов (более 10 см), в структурах меньших габаритов реакция материала на растяжение и сжатие будет различной, поэтому для необходимо использовать две разных пары параметров.

Таким образом, предложенная модель не только расширяет методологическую базу для анализа и проектирования сложных структур, но и открывает новые возможности для применения численных методов в инженерных расчетах, обеспечивая баланс между точностью и эффективностью.

Научный руководитель - А.А. Сятчихин

Библиографический список

1. Федорова Н. Н., Вальгер С. А., Данилов М. Н., Захарова Ю. В. Основы работы в ANSYS 17. – М.: ДМК Пресс, 2017.– 210 с.: ил.
2. Шкварцов, В.В. Алгоритм оптимального проектирования: учебное пособие / В.В. Шкварцов; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2014. – 66 с.
3. Добровольский, М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования : учебник для высших учебных заведений / М. В. Добровольский ; под ред. Д. А. Ягодникова - 3-е изд., доп. - Москва : Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. - 461, [3] с. : ил.
4. Антонов Р.В., Гребенкин В.И., Кузнецов Н.П. и др. Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет. Москва-Ижевск: НИЦ Регулярная и хаотическая динамика, 2006.
5. SWEWEL NOZZLE CONTROL, Harry C. Zeisloft, Brookfield, Wis., assignor to General Motors Corporation, Detroit, Mich., a corporation of Delaware (1963, May 21). United States Patent Office US3090198A [Online]. Available: <https://patents.google.com/patent/US3090198A/en> (accessed: 19.02.2025).

УДК 621.7.074

РАЗРАБОТКА, ИЗГОТОВЛЕНИЕ И ИСПЫТАНИЕ ЛИТЕЙНОЙ ОСНАСТКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ «МОНАШКА ВЕРХА» И «МОНАШКА НИЗА»

А.А. Кочнев

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

Аддитивные технологии открывают новые горизонты в области производства литейной оснастки. Применение данных технологий позволяет значительно сократить сроки изготовления и повысить сложность геометрических форм. Детали «Монашка верха» и «Монашка низа» являются частью литейной оснастки, их назначением является фиксация песчаных стержней во время их установки.

Цель работы: разработка 3D моделей деталей «Монашка верха» и «Монашка низа», изготовление деталей на 3D-принтере, испытание деталей на производстве для возможности внедрения деталей в производственную часть.

Аппаратная часть:

В качестве аппаратной части был выбран 3D-принтер Creality K1 Max[1]. Устройство обладает высокой точностью и качеством печати, что является главным требованием для деталей, которые будут использоваться на производстве.

Одним из важных этапов изготовления детали на 3D-принтере является правильный выбор материала для филамента из которого будет изготавливаться деталь. Основными требованиями к деталям литейной оснастки, изготавливаемой с использованием аддитивных технологий, является:

- термостойкость, деталь «Монашка» будет подвержена высоким температурам во время заливки металла песчаную форму;
- твердость, на этапе утрамбовки литейной оснастки деталь «Монашка» подвергается физическим нагрузкам;
- минимальная пластичность, деталь «Монашка» не должна деформироваться и сохранять свои размеры и форму.

После проведения анализа поддерживаемых материалов 3D-принтером Creality K1 Max, выбор был остановлен на PETG пластике[2]. PETG – полиэтилентерефталат-гликоль, высокопрочный, износостойкий материал, обладающий высокой температурой плавления, стойкостью к большинству химических реагентов и ультрафиолету.

Программная часть:

В качестве САПР был выбран КОМПАС-3D.

На основе действующих чертежей «Монашки верха» и «Монашки низа» были разработаны 3D-модели деталей. Данные 3D-модели масштабировались на 0,4%, так как после изготовления деталей на 3D-принтере с использованием PETG происходит усадка данного пластика, которая составляет от 0,2 до 0,4%.

После данные 3D-модели сохранялись в stl формате, для дальнейшего использования в программе для создания G-кода для 3D-принтера, с установкой минимальных значений аппроксимации, это необходимо для обеспечения высокого качества поверхности после сохранения модели в stl формате.

В качестве программы для создания G-кода 3D-принтера использовалось официальное программное обеспечение Creality Print.

В Creality Print загружались stl модели «Монашки верха» и «Монашки низа». В программе производился выбор 3D-принтера и материала филамента. После выбирались параметры печати:

- высота слоя, детали «Монашка верха» и «Монашка низа» имеют конические поверхности, при печати деталей на 3D-принтере эти поверхности будут иметь ступени, которые негативно скажутся на установке деталей и потребуют дополнительной механической обработки, поэтому высота слоя выбиралась минимальная, а именно 0,1;

- скорость печати, один из основных параметров, который влияет на качество печати всей детали, при установке высоких скоростей печати образуются вибрации, которые могут привести к дефектам поверхности, поэтому скорость печати устанавливается минимальная.

После установки всех параметров печати, производилась печать деталей.

Результаты испытаний:

На рисунке 1 представлены 3D-модели, созданные в САПР КОМПАС-3D деталей «Монашка низа» и «Монашка верха».

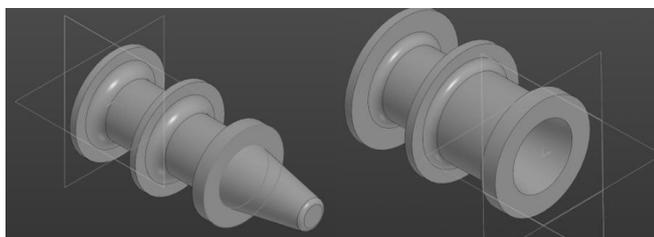


Рисунок 31 – 3D-модели «Монашка низа» и «Монашка верха»

На рисунке 2 представлены результаты печати деталей «Монашка низа» и «Монашка верха».



Рисунок 32 – Детали «Монашка низа» и «Монашка верха»

На рисунке 3 изображены детали «Монашка низа» и «Монашка верха», которые были установлены в литейную оснастку.

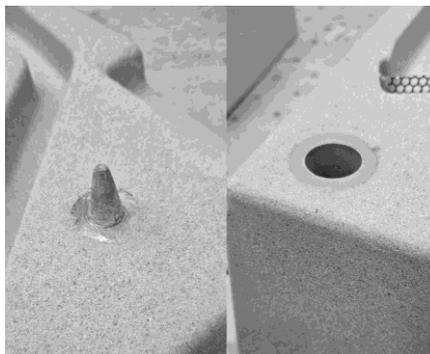


Рисунок 33 – Испытание «Монашки низа» и «Монашки верха»

В результате испытаний деталей, созданных с использованием аддитивных технологий, «Монашка верха» и «Монашка низа» было доказана возможность использования данных деталей из PETG материала на литейном производстве.

Научный руководитель – заместитель декана, доцент кафедры Е.В. Егоров

Библиографический список

- 3DTool: [Электронный ресурс]. URL: <https://3dtool.ru> (дата обращения: 10.03.2025).
- iQB technologies: [Электронный ресурс]. URL: <https://iqb.ru> (дата обращения: 11.03.2025).

УДК 534.8:535.5

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ТИТАНА VT1-0 С TiO₂ ПОКРЫТИЕМ, ПОЛУЧЕННЫМ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКОЙ НА ОБРАЗЦАХ СО СВАРКОЙ

М.А. Преображенская, Е.В. Дегтярев

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

Аннотация

Представлены результаты исследования влияния отжига на свойства и структуру образцов из VT1-0, изготовленных из прутков со сварным швом, полученным аргоно-дуговой сваркой. Установлено, что сварка не ухудшает механические свойства титана также как и отжиг, проведенный при температуре 675 °С; свойства в исходном состоянии и после отжига находятся в пределах свойств, определяемых ГОСТом 26492-85. Исследование микроструктуры проводилось методами оптической и сканирующей микроскопии. Показано, что структурно-фазовый состав поверхностного слоя и титана VT1-0 изменяется после отжига и при деформации, увеличивается количество темноокрашенных оксидов Ti₂O₃, изменяется форма и размер TiO₂.

Введение

Титан, как конструкционный материал, востребован в тех отраслях промышленности, где вес и размер изделия являются важными параметрами: в авиации, космонавтике, кораблестроении, автомобилестроении благодаря хорошей коррозионной стойкости, небольшой плотности, высокой удельной прочности, хладостойкости, а также хорошим технологическим свойствам [1-8]. Некоторое ограничение в использовании Ti связано с невысоким уровнем прочности 450-570 МПа [1]. Термической обработкой (ТО) Ti не упрочняется. Холодная пластическая деформация (ХПД) с $\epsilon \sim 50-60\%$ позволяет повысить прочность до $\sim 800-850$ МПа; дальнейшее увеличение степени деформации не эффективно. Аналогичный уровень прочности достигается применением технологии селективного лазерного сплавления, ускоренное охлаждение металла на стадии кристаллизации способствует протеканию превращения с образованием дисперсных наноразмерных кристаллов α' фазы [8]. Значительное количество исследований проводится для разработки технологий, обеспечивающих повышение механических свойств VT1-0. Одним из перспективных подходов к повышению механических свойств конструкционных материалов, в том числе Ti, является формирование в них ультрамелкозернистой (УМЗ) структуры с размером зерен менее 1 мкм. По сравнению с крупнозернистыми аналогами УМЗ материалы обладают существенно более высокими значениями статической и циклической прочности, твердости и износостойкости, что дает возможность снизить габариты деталей при сохранении их эксплуатационных качеств [2-7]. Основные исследования по дальнейшему повышению уровня прочности проводятся с использованием технологий, обеспечивающих значительное измельчение зерен титана путем многократного чередования ХПД и рекристаллизационного отжига. При суммарной степени деформации $\epsilon \sim 400\%$ можно получить размер зерен ~ 10 нм, уровень прочности титана повышается до ~ 1450 МПа, $\delta = 5-7\%$ [4].

Диоксид титана благодаря своим полупроводниковым свойствам, доступности и простоте синтеза стал одним из самых перспективных фотокатализаторов [9, 10] и нашел применение в солнечной энергетике при создании т.н. сенсibilизированного TiO₂ - солнечного элемента. Для этого необходимы самоорганизованные оксидные пленки двух типов: пористые и трубчатые с различными морфологическими характеристиками, которые могут быть созданы на поверхности целого ряда металлов (Ta, Nb, Al, Ti, W, Zr, Hf и др.) и их сплавов электрохимическим анодированием в растворах электролитов [9]. Считается, что причиной формирования таких структур является синергия процессов роста и растворения оксидной пленки, реализующаяся под действием электрического поля [9]. Однако широкое применение TiO₂ в качестве фотоактивного материала ограничено проблемами: низкой фоточувствительности TiO₂ в видимой области спектра вследствие большой ширины его запрещенной зоны ($\sim 3,2$ эВ - соответствует УФ свету). Это не позволяет использовать устройства на основе TiO₂ при естественном или искусственном освещении, что неизбежно приводит к увеличению материальных затрат на их производство. Оксиды TiO₂ используются и как компонент при производстве композиционных материалов, поглощающих радиоволны [10,11]. Получение так называемых «черных» оксидов титана, обладающих расширенным до видимого света спектральным диапазоном поглощения света является перспективным, но технологический процесс

их получения сложен [12]. В производстве заготовок и изделий из Ti отжиг чередуется с ХПД; после сварки отжиг применяют как завершающую обработку для уменьшения остаточных напряжений ($\sigma_{ост}$), из-за большой длительности отжига на поверхности заготовки образуется слой оксидов TiO₂. Целесообразно исследовать влияние отжига и деформации на структуру и свойства ВТ1-0 и свойства поверхностного слоя, в котором присутствуют оксиды титана с темной окраской.

Материал, технологии обработки и методы исследования. Исследовали влияние отжига на свойства образцов на статическое растяжение, изготовленных из прутков ВТ1-0 (прутки сварены). Механические свойства прутков в исходном состоянии находятся в пределах свойств: $\sigma_B = 355-540$ МПа; $\delta = 19-20$ %; $\psi = 38-50$ %, определяемых ГОСТом 26492-85. Сварка не вызвала значительного изменения механических свойств (табл. 1). Однако, сварка повышает уровень остаточных напряжений, для снижения которых в схеме технологических процессов, включающих сварку, предусмотрен отжиг. Часть образцов предварительно подвергнута: отжигу; температура отжига для ВТ1-0 после проведения аргонодуговой сварки принята равной (675 ± 15) °С. В соответствии с требованиями РД5.95040-89 образцы после сварочных работ были помещены в печь, нагретую до 350 °С. После постепенного нагрева до 675 °С, образцы выдерживались на данной температуре в течение часа с последующим охлаждением.

Механические свойства определяли при испытании пятикратных цилиндрических образцов на статическое растяжение по ГОСТ 1497-84 на машине Shimadzu AGX-100кН. Погрешность определения нагрузки при испытаниях не превышает 1 %, а напряжения ($\sigma_B, \sigma_{0,2}$) – 5 МПа. Анализ микроструктуры проводили на оптическом и сканирующем микроскопах (РЭМ) Tescan Mira «TESCAN», определение размеров и количества зерен титана проводилось с помощью программного обеспечения.

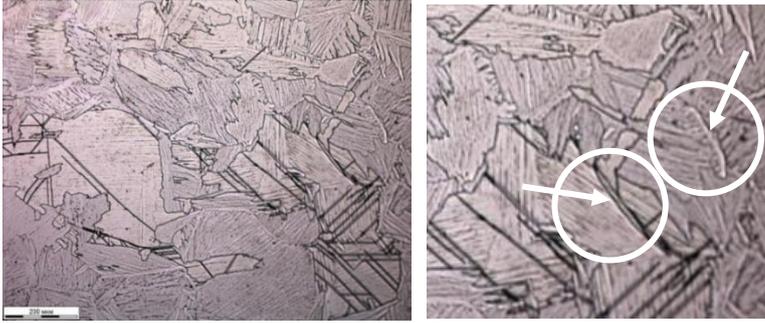
Результаты исследования и их обсуждение. Результаты механических испытаний образцов на статическое растяжение из ВТ1-0 в исходном состоянии и после отжига приведены в табл.1. Механические свойства ВТ1-0 при статическом растяжении после отжига существенно не меняются по сравнению с исходными свойствами титана. Для исследования микроструктуры изготовили шлифы на торце головок и из рабочих частей образцов на разном расстоянии от зоны разрушения.

Таблица 1
Механические свойства ВТ1-0 после отжига, ААО1 и ААО2.

№ режима/ образца	Вид обработки	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_B , МПа	δ , %	ψ , %	Фазы в структуре титана	
						Торец	Рабочая часть
1/1	Исходное состояние	337	408	29	63	α Ti+ TiO ₂ P	α Ti+ TiO ₂ P*
1/2		340	418	33	65	+ Ti ₂ O ₃	+ Ti ₂ O ₃
2/3	Отжиг	309	398	34	63	TiO ₂ P +	α Ti+ TiO ₂ P*
2/4		331	411	31	63	α Ti	+ Ti ₂ O ₃

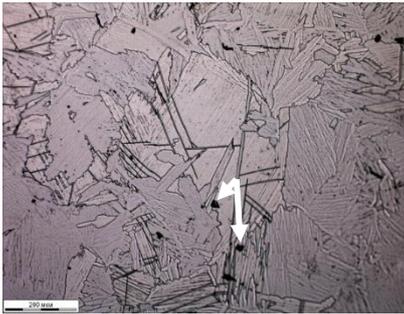
TiO₂P (рутил) - светлая фаза в виде пластинок, Ti₂O₃ фаза - произвольной формы, черного цвета; TiO₂P* - светлая фаза в виде глобулей.

Микроструктура титана ВТ1-0 (исходное состояние) и после испытания образцов на статическое растяжение представлена на рис. 1; размер зерен и их количество приведено на рис. 2. Микроструктура торца - преимущественно α фаза пластинчатой формы и двойники отжига (рис. 1, а1). На торце (рис. 2, а, б) в исходном состоянии для титана характерен значительный разброс размеров зерен: менее 50 мкм имеют ~ 65 %; 100 – 150 мкм и более ~ 15 % зерен; деформация измельчает зерна, в зоне деформации до 80 % зерен имеют размер менее 40 мкм, значительно уменьшается и разброс размеров зерен (рис. 2, в).

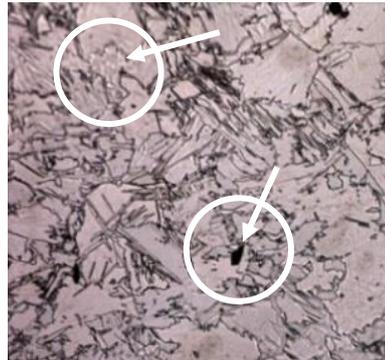
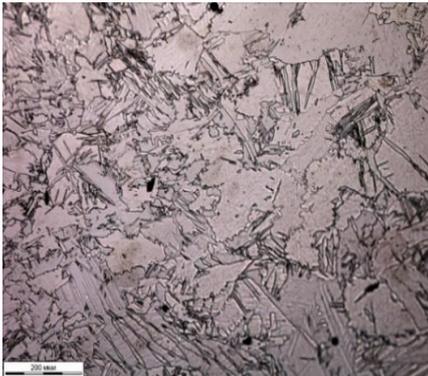


2.

a)

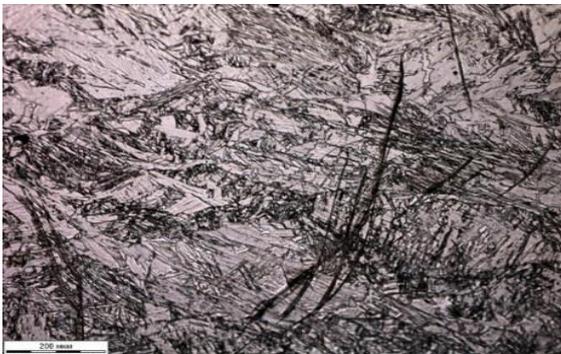


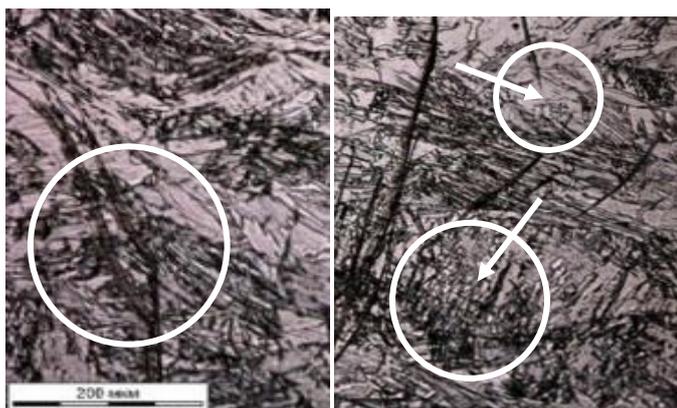
b)



2.

c)





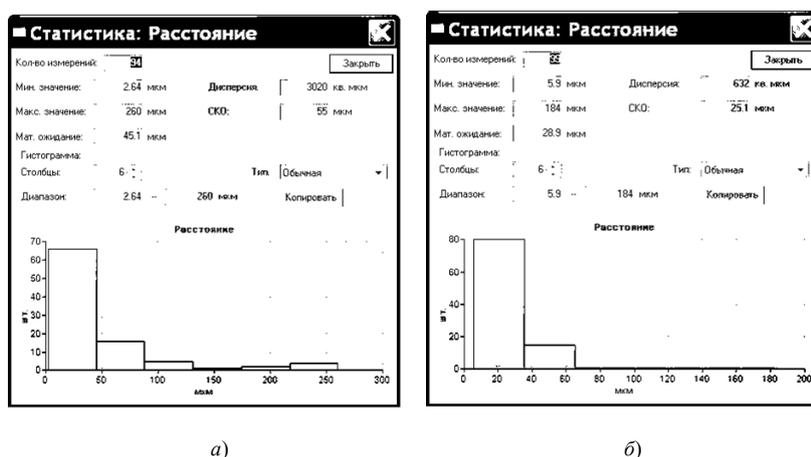
2.

з)

Рис.1. Микроструктура образца на статическое растяжение из титана VT1-0 в исходном состоянии: а, б - торец; в, з - рабочая часть образца

В структуре материала торца наблюдается в небольшом количестве светлая фаза (рис. 1, а2) пластинчатой формы – рутил (TiO_2P - указана стрелками) и фаза темно окрашенная, размером $\sim 10-20$ мкм (рис. 1, б - указана стрелками); в зоне деформации светлая фаза присутствует в основном в виде дисперсных глобулей (рис. 1, в) – рутил (TiO_2P^*). Ближе к зоне разрыва (рис. 1, в, з) увеличивается число двойников деформации, измельчаются зерна, но сохраняются также и слабо деформированные зерна (рис. 1, а, б), что свидетельствует о неравномерности деформации, реализуемой не только скольжением, но и поворотом отдельных блоков, включающих как мелкие интенсивно деформированные зерна, так и зерна большого размера [13].

В рабочей зоне VT1-0 (рис. 1, в, з), как и в исходном состоянии, присутствует темно окрашенная фаза глобулярной или произвольной формы (предположительно Ti_2O_3), этот оксид имеет темную (черную, фиолетовую) окраску. По сравнению с зоной торца увеличивается количество этой фазы и её размер (с 20 до ~ 50 мкм). Светлая фаза присутствует в структуре в виде тонких пластинок и дисперсных глобулей (рис. 1, з1, з2). Наличие в структуре VT1-0 фаз: α -Ti и соединение Ti_2O_3 установлено в работе [14] методом рентгенофазового анализа.



а)

б)

Рис.2. Размеры зерен прутка из титана VT1-0 (сварка) в исх. состоянии а - торец; б - рабочая часть образца

Микроструктура образца из титана VT1-0 после отжига представлена на рис. 3, а, б) - торец; в) - рабочая часть образца. На поверхности торца при отжиге образовался слой оксидов Ti аморфной фазы (рис. 3, а, б). Отжиг проводили при 675 ± 15 °C, что выше температуры, при которой происходит кристаллизация оксидов с образованием в зависимости от условий отжига кристаллических модификаций TiO_2 : анатаза (α - TiO_2) или p перехода в TiO_2 (рутил). Следовательно, фаза с мелкими зернами, образовавшаяся на поверхности - это кристаллический TiO_2 (рутил) как более стабильная фаза. Фаза Ti_2O_3 (черная, темно фиолетовая) присутствует в структуре на торце в виде мелких глобулей (рис. 3, б), расположенных по границам и зернам рутила, что и определяет темно фиолетовую окраску поверхностного

слоя (рис. 3, *a*) и светло сиреневую (рис. 3, *б*). Слой оксида распределен неоднородно (рис. 3, *a*, *б*, *в*), что подтверждается неравномерным травлением поверхности шлифа (рис. 3, *в*). В рабочей части образца структура ВТ1-0 в исходном и отожженном состояниях практически аналогична, в том числе и по величине размеров зерен (рис. 3, *б*, *в*, *г*), однако, в структуре Тi после отжига кроме α -Тi, присутствует оксид Ti_2O_3 в большем количестве, что определяет и более явно выраженный сиреневый цвет фона микроструктуры (рис. 3, *в*).

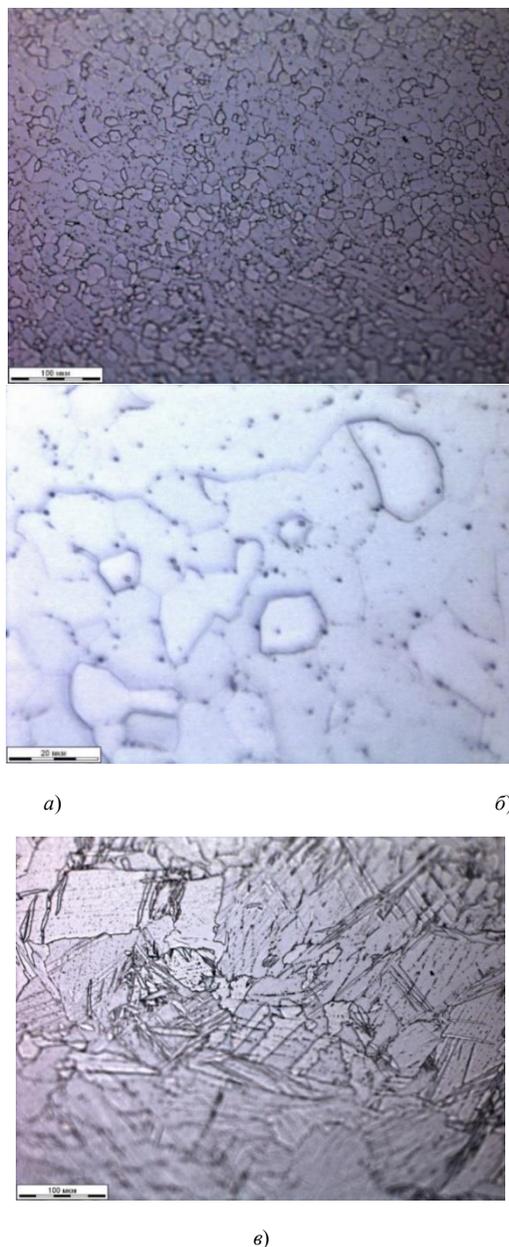


Рис.3. Микроструктура титана ВТ1-0 после отжига образца на статическое растяжение:
a, *б* - торец; *в*, *г* - рабочая часть образца.

Заключение

В процессе отжига на поверхности ВТ1-0 образуется слой оксида TiO_2 (рутил), неоднородной по толщине. Для слоя оксида характерна хорошая адгезия к титану. В структуре поверхностного слоя ВТ1-0 присутствуют: α фаза-Тi, TiO_2 -рутил (светло окрашенная фаза) и Ti_2O_3 фаза черного цвета или темно фиолетового. При деформации измельчается пластинчатая фаза TiO_2 -рутил, приобретая зернистую форму. Также количество её увеличивается с увеличением степени деформации. После отжига на торце размер фазы Ti_2O_3 находится в пределах ~ 1 мкм, и увеличивается до ~ 20 мкм в зоне деформации. Целесообразно

исследовать свойства ВТ1-0 после отжига для оценки фоточувствительности оксидов $TiO_2 + Ti_2O_3$ на поверхности титана в видимой области спектра и ширины его запрещенной зоны.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Г.А. Воробьева.

Библиографический список

1. Каблов Е.Н. Авиокосмическое материаловедение. Все материалы. // Энциклопедический справочник.2008.№3. С.29-41.
2. Лопатин Н.В., Дьяконов Г.С., Женебцов С.В., Салищев Г.А. Структура и механические свойства наноструктурного листа из титана ВТ1-0, полученного холодной прокаткой. // Научные ведомости. Серия Математика. Физика. 2010. №11(82)
3. Шаркеев Ю.П., Братчиков А.Д., Колобов Ю.Р., Ерошенко А.Ю., Легостаева Е.В. Наноструктурный титан биомедицинского назначения // Физическая мезомеханика. - 2004 -Т. 7. - Спец. выпуск.- Ч. 2. - С. 107-110.
4. Sharkeev Yu., Kolobov Y., Legostaeva E., Shashkina G., Bratchikov A., Eroshenko A., Khlusov I. The ultrafin-grained titanium-calcium-phosphate coating biocomposite material for medical applications / 7th International Symposium INSYCONT'06. Energy and environmental aspects of tribology. - 2006- P.329-339.
5. Ерошенко А.Ю., Шаркеев Ю.П., Толмачев А.И., Коробицын Г.П., Данилов В.И. Структура и свойства объемного ультрамелкозернистого титана, полученного абс-прессованием и прокаткой // Перспективные материалы. - 2009. - Спец. Выпуск. №7.С.107-112.
6. Шляров В.В., Загуляев Д.В., Серебрякова А.А. Анализ изменения микротвердости, скорости ползучести и морфологии поверхности разрушения титана ВТ1-0, деформируемого в условиях действия постоянного магнитного поля 0,3 Тл // Frontier Materials and Technologies. 2022. № 1. С. 91–100.
7. Бурлаков И.А., Бач В.Ч., Петров А.Н., Логинов Б.А. Эволюция микроструктуры технического титана ВТ1-0 при интенсивной пластической деформации. // Цветные металлы . 2019. №6.
8. Грязнов М.Ю., Шотин С.В., Чувильдеев В.Н. и др. Улучшение физико-механических характеристик нелегированного титана ВТ1-0 и исследование влияния на них режимов селективного лазерного сплавления. // Журнал технической физики, 2023, том 93, вып. 206. с.56
9. Комаров А.С. Диоксид титана. Фотокаталитические свойства. // Теория и практика современной науки". №3(3). 2015. с.86-90.
10. Бойправ О.В., Богуш Н.В., Лыньков Л.М. Радиоэкранирующие свойства композитов на основе диоксида титана. // Доклады БГУИР.2017,№8(110). С.110-116.
11. Девин К.Л., Агафонова А.С., Соколов И.И. Перспективы применения радиопоглощающих материалов для обеспечения электромагнитной совместимости бортового радиоэлектронного оборудования. // Труды ВИАМ.2020№8(90). с.94-101.
12. Яковлева Н.М., Кокатев А.Н., Чупахина Е.А. др. Наноструктурирование поверхностей металлов и сплавов. // Конденсированные среды и межфазные границы .т.18.2016.№1. с.6-27.
13. Шавшуков В.Е. Взаимодействие зерен и распределение мезодеформаций в поликристаллических материалах. с.76 // Тезисы докладов Международной конференции «Физическая мезомеханика. Материалы с многоуровневой иерархически организованной структурой и интеллектуальные производственные технологии», 11-14 сентября 2023 года. Томск, Россия. – 676 с.
14. Павленко А.В., Малюгина С.Н., Казаков Д.Н. и др. Ударно-волновые и реологические свойства титана и титановых сплавов. // Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский Научно-Исследовательский Институт Технической Физики им. академика Забабахина, Снежинск, Россия.

УДК 629.7.018

КОНСТРУКЦИЯ СТЕНДА ДЛЯ ПРОВЕРКИ ИСПРАВНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

К.В. Верещагин

Московский авиационный институт

Современные образцы ракетно-космической техники представляют собой сложную техническую систему, от эффективности системы управления (СУ) которых напрямую зависит успешность выполнения изделием поставленной задачи. В связи этим, необходимость построения испытательных средств, позволяющих быстро и результативно произвести функциональные испытания вышеназванной СУ является актуальной задачей.

Испытательные стенды для экспериментальной отработки летательного аппарата в земных условиях предназначены для создания максимально приближенных к реальным, характеристик, которые могут влиять на ЛА в процессе выполнения задач. Рассматриваемыми факторами, оказывающие воздействие на полёт, в случае стенда регламентного контроля являются информационные сигналы и показатели, которые система управления собирает с устройств. Корректность и точность передаваемых параметров оказывает решающее значение при навигации и следованию маршрутному пути. Исходя из этого, исправность и правильность передаваемых команд в процессе обмена между бортовой аппаратурой и её абонентами является ключевой характеристикой исправности как отдельных приборов, так и всей системы в целом.

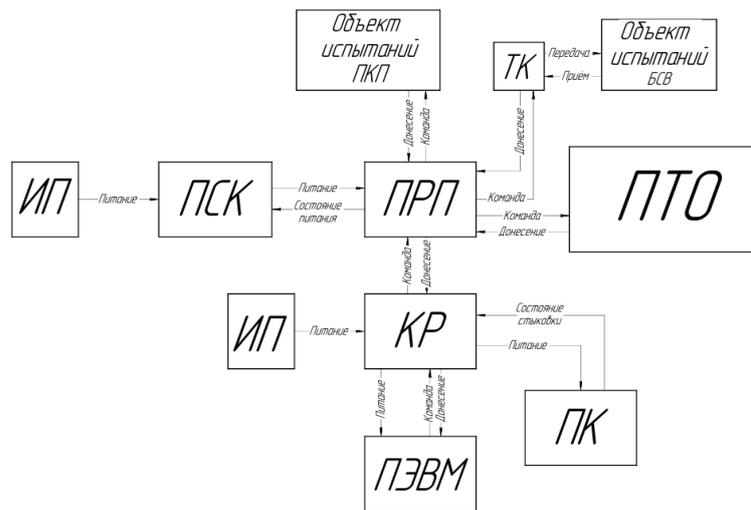


Рисунок 34 – Функциональная схема стенда.

На рисунке 1 представлена структурная схема стенда для проведения регламентных проверок, в состав которого входят:

- 1) источник питания – 1 (ИП);
- 2) источник питания – 2 (ИП);
- 3) прибор силовых коммутаций (ПСК);
- 4) коробка распределительная (КР);
- 5) прибор регламентной проверки (ПРП);
- 6) персональная электронно-вычислительная машина (ПЭВМ);
- 7) пульт контроля (ПК);
- 8) прибор технического обслуживания (ПТО);
- 9) технологическая коробка (ТК).

Составные части (СЧ) стенда располагаются на подвижных стойках, пульт контроля и персональная электронно-вычислительная машина располагаются на рабочем месте оператора (РМО), представляющего из себя стул и рабочий стол. Все блоки, входящие в состав стенда, заземлены с помощью шин заземления.

Стенд регламентного контроля обеспечивает следующие процессы:

- 1) проведение самодиагностики СЧ стенда посредством прибора технического обслуживания и локализация места отказа с точностью до неисправного блока;
- 2) необходимую индикацию о правильной стыковке приборов между собой, наличии связи между ними и наличии дежурного и основного питания на блоках;
- 3) проведение регламентной проверки исправного состояния объекта контроля (ОК), локализацию и индикацию отказных частей испытуемого объекта с точностью до донесенной команды;
- 4) автоматическое прекращение проверки при возникновении внештатной (аварийной) ситуации;
- 5) автоматическое обесточивание СЧ стенда и ОК при отказе;
- 6) исключение выхода из строя, возникновения внештатной, аварийной ситуации при обнаружении неисправностей, ошибочных действий личного состава или аппаратурных ошибок;
- 7) автоматический учёт наработки объекта контроля и расхода ресурса;
- 8) выведение результатов проверки на ПЭВМ с точностью до исполняемой команды;

Работа стенда заключается как в магистральном информационном обмене информацией между ПЭВМ и приборной аппаратурой, так и внемагистральным сообщением команд и донесений.

Программы работы стенда записаны на ПЭВМ в виде специализированного ПО. Управление осуществляется путём выбора режима проверки на ПЭВМ и дальнейшим нажатием необходимых кнопок на пульте контроля стендом, на котором находятся индикаторы состояния стыковки между приборами, выбранный режим регламентной проверки, а также наличие основного и дежурного питания.

Индикация на ПК осуществляется с помощью диодов. При наличии стыковки между приборами, на ПК отправляется команда о загорании соответствующего индикатора.

После выбора режима регламентной проверки, команда из ПЭВМ поступает на прибор регламентной проверки (ПРП), где преобразуется и вводится в мультиплексный канал информационного обмена (МКИО).

Через мультиплексный канал информационного обмена проходит следующая информация:

- Наличие стыковки между приборной аппаратурой стенда;
- Необходимый регламентный набор команд проверки на объект испытаний;
- Результат успешного/не успешного донесения команды на объект контроля.

Из мультиплексного канала ПРП преобразует команды для их дальнейшей отправки на ПЭВМ, а также на ПК, где происходит необходимая индикация состояния приборов.

Мультиплексный канал информационного обмена (МКИО) представляет собой специальную информационную линию связи между аппаратурной составляющей стенда.

Обмен информацией по мультиплексному каналу информационного обмена осуществляется асинхронно, методом двухсторонней поочередной передачи информации по принципу «команда-ответ».

Информация передается по линии передачи информации (ЛПИ) последовательным цифровым кодом в виде сообщений, состоящих из командных слов (КС), слов данных (СД) и ответных слов (ОС).

ЛПИ состоит из магистральной шины, выполненной из специального кабеля, а также согласующихся резисторов. К магистральной шине подключается ряд устройств, в состав которых входит оконечное устройство (ОУ) мультиплексного канала, служащие для сопряжения устройств с МКИО.

Каждый абонент имеет определенный адрес. Адрес задается в ПЭВМ программным путём. Для устройств, не являющихся абонентами, адрес задается с помощью внешних перемычек в замыкателях специальных адресных разъемов.

Управляет обменом информации по заданному алгоритму ПЭВМ, в котором используются два независимых информационных канала, один из которых применяется при работе с объектом регламентной проверки, второй – при взаимодействии с СЧ стенда.

Рабочее место оператора включает в себя пульт контроля и перестыковочную панель.

В зависимости от режима работы и проверяемого объекта оператор собирает схему, обеспечивая необходимую коммутацию СЧ стенда и проверяемого объекта путём подсоединения соответствующих кабелей и замыкателей.

Изделие ПСК предназначено для выполнения следующих функций:

- 1) Приема от СЭС УПП, коммутации и распределения электропитания с последующей выдачей на ОК.
- 2) Раздельной коммутаций цепей электропитания
- 3) Приема и обработки внешних команд
- 4) Формирования и выдачи донесений.

Персональная электронно-вычислительная машина, включенная в состав стенда регламентного контроля беспилотного летательного аппарата, отвечает за выбор режима проведения проверки, отправку команд на прибор регламентной проверки, получение обратных донесений, информацию об отказных частях стенда, а также за оформление результатов проверки.

Программное обеспечение стенда регламентного контроля предназначено для мониторинга состояния подключения к устройству, управления режимами работы и контроля состояния СЧ стенда, расшифровки и демонстрации получаемых данных для обеспечения корректной работы с устройством.

Прибор регламентной проверки (ПРП) предназначен для работы в составе стенда и выполнения следующих функций:

- Обмен информацией с ПЭВМ по интерфейсу CAN;
- Обмен информацией с ПЭВМ по МКИО;
- Раздельная коммутация цепей питания объекта испытаний
- Прием и обработка донесений от объекта испытаний
- Формирование и выдача команд в объект испытаний
- Контроль исходного состояния проверяемого изделия
- Определения типа изделия
- Контроль разобщенности цепей -28,5 В питания изделий от корпуса.

Изделие ПК (пульт контроля) предназначено для выполнения следующих функций:

- 1) Прием и индикация внешних донесений;
- 2) Обеспечение раздельной коммутации питания на два канала внешнего устройства.

Коробка распределительная (КР) – прибор, входящий в состав стенда регламентного контроля и предназначенный для выполнения следующих задач:

- приема от системы внешнего электроснабжения, распределения и выдачи на СЧ стенда сети электропитания постоянного тока напряжением 27 В
- сопряжения внешних устройств с СЧ стенда
- распределения команд, донесений, линий магистральных последовательных интерфейсов между СЧ стенда и внешними устройствами.

В составе стенда данный прибор принимает электропитание от источников питания и выдает соответствующее конструкторской документации напряжение на все приборы, входящие в состав стенда.

Прибор технического обслуживания (ПТО) входит в состав стенда регламентного контроля и предназначен для контроля и проведения регламентных работ.

ПТО представляет собой имитатор цепей питания, команд и донесений изделия.

Технологическая коробка (ТК) является прибором, осуществляющим следующие задачи:

- Обеспечивать взаимосвязь между стендом регламентного контроля и бортовым специальным вычислителем с помощью интерфейсов, заложенных в аппаратную основу устройства;
- Преобразовывать команды от прибора регламентной проверки для их дальнейшей передачи на объект испытаний;
- Декодировать донесения от БСВ и расшифрованные результаты передавать по обратному каналу связи с их последующей выдачей и фиксацией на ПЭВМ;
- Поддерживать все режимы технического обслуживания стенда;
- Отправлять сигналы о успешной (неуспешной) стыковке объекта испытаний на пульт контроля;
- Иметь с СЧ стенда идентичные условия эксплуатации и методики испытаний и контроля.

На данный момент поставлена задача разработки программного обеспечения, с помощью которого проводится регламентные проверки объектов испытаний, входящих в систему управления летательного аппарата.

Научный руководитель – к.т.н., доцент О.В. Тушавина

Библиографический список

- 1) Волков, Л. И. Надежность летательных аппаратов / Л. И. Волков, А. М. Шишкевич – М.: Высшая школа, 1975. – 320 с.
- 2) Бухтояров, В. Ф. Проблема обеспечения безопасности и охраны труда при выполнении работ в электроустановках / В. Ф. Бухтояров // Электрические станции. – 2022. – № 5(1090). – С. 56-60.
- 3) Гончарук, А. В. Разработка методики для проведения испытаний систем наведения антенн для космических аппаратов с нежесткими конструкциями / А. В. Гончарук // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2013. – Т. 1, № 9. – С. 38-39.

УДК 621.923

МЕТОД ФИНИШНОЙ ОБРАБОТКИ ВНУТРЕННИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛЕЙ МАШИН СВОБОДНЫМ АБРАЗИВОМ В КАВИТИРУЮЩЕЙ СРЕДЕ

Н.В. Аверин, А.С. Асаев

Рязанский институт (филиал) Московского политехнического университета

Повышение требований к эксплуатационным характеристикам современных машин приводит к все более широкому применению в их конструкции деталей, выполненных из материалов с особыми физико-механическими свойствами, в том числе имеющих сложную пространственную геометрию, к поверхностям которых предъявляются высокие требования по шероховатости, что определяет разработку устройств и технологий высокоэффективной финишной обработки одним из ключевых трендов развития машиностроения, так как процессы финишной обработки, как правило, трудоемки и могут занимать до 65% общей трудоемкости изготовления детали [1].

Примером указанных деталей являются суживающие устройства (критические сопла), применяемые при измерении расхода и количества газов, в том числе при проверке счетчиков расхода. Так, в соответствии с пунктом 6.1.2 ГОСТ 8.586.1-2005. «Измерение расхода и количества жидкостей и газов с помощью стандартных сужающих устройств. Часть 1. Принцип метода измерений и общие требования», сужающие устройства должны изготавливаться из коррозионно-эрозионно-стойких материалов; в соответствии с подпунктом 9.3.1.2 ГОСТ Р 8.972-2019. «Расход и количество газа. Методика измерений с помощью критических сопел» поверхность тороидального входа до участка конического расширения должна иметь шероховатость не более $15 \times 10^{-6} \times d$, где d – диаметр горловины сопла.

В таком случае, для соответствия требованиям стандарта, для сопел с контролируемым расходом газа 12.5 м³/ч, 2.5 м³/ч и 1 м³/ч (расчетные диаметры горловин сопел составляют 4.756 мм, 2.128 мм и 1.346 мм соответственно) необходимо обеспечить шероховатость криволинейной поверхности Ra 0.063, Ra 0.025, Ra 0.016 мкм соответственно. Также, высокие требования предъявляются к точности размеров и соблюдению профиля тора (отклонение от расчетных не более ±0,001d).

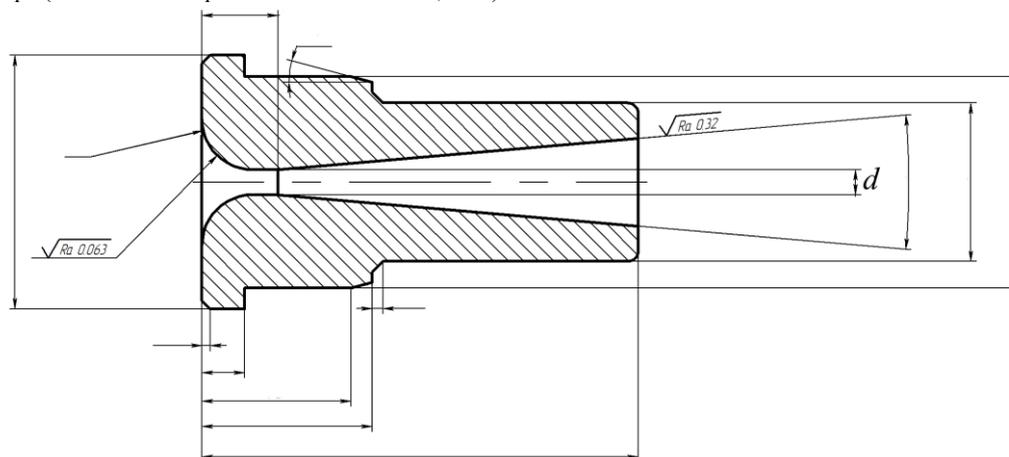


Рис. 1. Изображение сужающего устройства (сопло Лавали) для контролируемого расхода 12.5 м³/ч

На сегодняшний день разработано большое количество методов финишной обработки внутренних поверхностей деталей машин. Например, лезвийным режущим инструментом: токарная обработка с использованием быстрой серводвижущей оснастки [2], развертывание, протягивание и прошивание [3]; обработка поверхностным пластическим деформированием: дорнование [4], раскатывание шариками или роликами [5]; электрофизические и электрохимические [6] методы финишной обработки деталей. При высокой эффективности данных методов следует отметить и присущие им недостатки: необходимость иметь широкую номенклатуру инструмента при многономенклатурном производстве, невозможность обработки отверстий, расширяющихся к выходам (см. рис. 1) в 1 установ, высокую стоимость реализации.

Согласно ряду исследований, наибольшую долю (до 80% [7]) среди операций финишной обработки деталей машин занимают операции финишной абразивной обработки, среди которых наиболее полно режущие, деформирующие и выглаживающие способности абразивных зерен используются при обработке свободным абразивом [8].

Среди методов финишной обработки деталей машин представляют интерес, например, метод магнито-абразивной обработки [9], абразивно-экструзионная обработка [10], вибрационно-абразивная обработка [11]. Вместе с тем, применение МАО и АЭО для обработки внутренних поверхностей с большими перепадами сечения требуют применения дополнительных приспособлений [12, 13], ВиАО не гарантирует обеспечения стабильного достижения определенной шероховатости поверхностей при их сложном взаимном расположении [14].

Указанные недостатки существующих методов обработки свободным абразивом могут быть исключены при использовании в качестве метода передачи энергии абразивным зернам кавитационного воздействия. Так, создание в жидкости устойчивой кавитации обеспечивает равномерное распределение кавитационных полостей в объеме жидкости, которые, схлопываясь, образуют множественные локальные гидроудары с давлением до 100 МПа [15].

В настоящий момент производятся активные испытания метода финишной обработки деталей машин свободным абразивом в кавитирующей среде, где эффект кавитации продуцируется при помощи нескольких вращающихся с высокой скоростью крыльчаток (вихревая кавитация) [16, 17]. Вместе с тем, опыт применения обработки свободным абразивом с использованием эффекта вихревой кавитации показывает, что обработка глухих отверстий с $L/D > 5$ сопряжена с меньшей стабильностью обеспечения качества обработанной поверхности; использование метода для обработки длинных трубок также сопряжено с неэффективным использованием рабочего объема устройства и ресурса абразивных зерен. Многопереходная обработка требует системы замены жидкой гетерогенной технологической среды, либо применения нескольких установок.

Возможным путем повышения эффективности процессов финишной обработки свободным абразивом в кавитирующей среде как внутренних протяженных поверхностей деталей, так и внутренних поверхностей деталей, имеющих криволинейную образующую, является применение высокоамплитудных вибрационных колебаний, что было продемонстрировано в работе [18].

В результате проведения ряда экспериментов был сформулирован следующий порядок разработки операции финишной обработки деталей машин свободным абразивом в кавитирующей под воздействием низкочастотных вибрационных колебаний жидкой гетерогенной технологической среде:

1. На основании сведений об исходной и требуемой шероховатости внутренней поверхности определить количество технологических переходов и фракцию абразивных зерен. На основании работ Ш. М. Билика, В. А. Скрябина, А. Н. Хусу, Н. И. Богомолова, И. В. Крагельского, В. Ф. Новикова, В. Г. Шкурупия и

В. А. Андилаха, а также с учетом рядов предпочтительных чисел, используемых при назначении стандартных параметров шероховатости были сформулированы теоретические диапазоны применимости различных фракций абразивных зерен, которые были экспериментально подтверждены при обработке стали 20 и стали 12X18H10T в диапазонах частот 25...100 Гц, амплитуд колебаний 5...10 мм, абразивным порошком 64С различной зернистости (рис. 2).

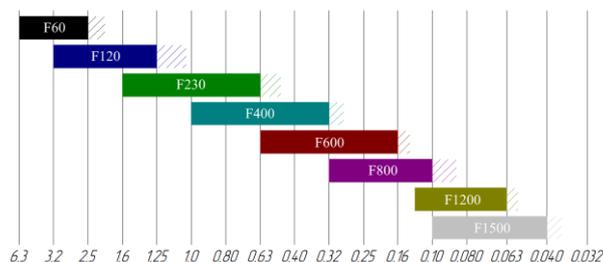


Рис. 2. Теоретические диапазоны применимости абразивных порошков различной зернистости (штриховкой отмечены области устоявшейся шероховатости)

2. В состав технологической среды должна входить жидкая несущая среда (предпочтительно, СОТС с антикоррозионными присадками; повышение вязкости несущей среды в ходе экспериментов несколько увеличивало время обработки, но и положительно сказывалось на качестве обработанной поверхности) и порядка 50-60% твердой составляющей (по объему). При вышеописанных режимах обработки в условиях эксперимента абразивный порошок 64С показал более высокую скорость обработки по сравнению с 54С и 25А. Вместе с тем, применение карбида бора, КНБ или СТМ целесообразно преимущественно при обработке деталей, имеющих высокую твердость поверхности (твердые сплавы, закаленные стали и др.).

3. Режимы вибрационного воздействия назначаются следующим образом.

3.1 Для известных массы приспособления с заготовкой и технологической средой, параметров вибрационного стенда определить максимальное обеспечиваемое $z\omega$ с учетом того, что максимальная частота колебаний ограничивается частотой Миннаэрта (собственных колебаний пузырька). На основании принятого в ряде работ размера кавитационных пузырьков $f_{\max} \approx 600$ Гц.

3.2 Для определения виброскорости, необходимой для образования кавитационных пузырьков у дна сосуда можно воспользоваться выражением, предложенным С. К. Годуновым для условий удара по сосуду с жидкостью:

$$v_s = \frac{2}{\Gamma-1} c \left(1 - \left(\frac{p_s+B}{p_0+B} \right)^{\frac{\Gamma-1}{2\Gamma}} \right), \quad (1)$$

из которой можно для заданной частоты определить необходимую амплитуду колебаний для образования кавитационных пузырьков у дна сосуда, а исходя из наличия эффекта затухания колебаний в жидкости можно определить необходимую амплитуду как:

$$z = z_2 = z_1 \sqrt{1 + e^{-\frac{w^2}{2\rho \cdot c^3} (\frac{4}{3}\eta + \xi)}} (X_2 - X_1). \quad (2)$$

Ввиду взаимозависимости z и ω удобно применять автоматизированные методы расчета оптимальных значений частоты и амплитуды. Например, автором настоящей работы разработан такой алгоритм с применением модуля «Поиск решения» MS Excel.

Произведение $z\omega$ для повышения производительности обработки целесообразно назначать максимально возможным, исходя из параметров вибрационного стенда и физико-механических свойств приспособления и заготовки; вместе с тем, повышение $z\omega$ нелинейно повышает производительность обработки, в рассматриваемых пределах обработки график подобен корневой зависимости, также предполагается наличие предела эффективности обработки, связанного со свойствами жидкости.

4. Для определения времени обработки, на основании экспериментальных данных, может быть использована следующая зависимость:

$$T = \left(15 * \sqrt{\frac{zW_n}{1,57}} \right) * k_{обр} * k_{ср} * k_{ИА} * k_{ш}, \quad (3)$$

где 15 и 1,57 – приблизительное время достижения установившегося параметра шероховатости и произведение амплитуды на циклическую частоту колебаний, при которой было достигнуто это время;

zW_n – используемое для обработки при проектировании технологического перехода значение произведения амплитуды на циклическую частоту колебаний;

$k_{обр}$ – коэффициент обрабатываемости материала;

$k_{ср}$ – коэффициент, учитывающий влияние свойств среды;

$k_{ИА}$ – коэффициент износа абразивных зерен;

$k_{ш}$ – коэффициент, учитывающий уменьшение скорости обработки со снижением шероховатости обрабатываемой поверхности.

Вместе с тем, определение указанных эмпирических коэффициентов требует большой базы опытных данных, которая в настоящий момент отсутствует. При апробации предлагаемого метода финишной обработки внутренних поверхностей деталей машин свободным абразивом в кавитирующей среде в условиях ООО «ТФП Импульс» и ООО «Кавитационные машины» время обработки назначалось опытным путем.

Для обработки деталей «Гильза» и «Сопло Лаваля» применялся электродинамический вибрационный стенд с частотой колебаний 100 Гц и амплитудой колебаний 5 мм (рис. 3 а), а также комплекты приспособлений, изготовленных методом FDM печати PETG-пластиком, а также с применением стандартных емкостей из PET-пластика (рис. 3 б, в).

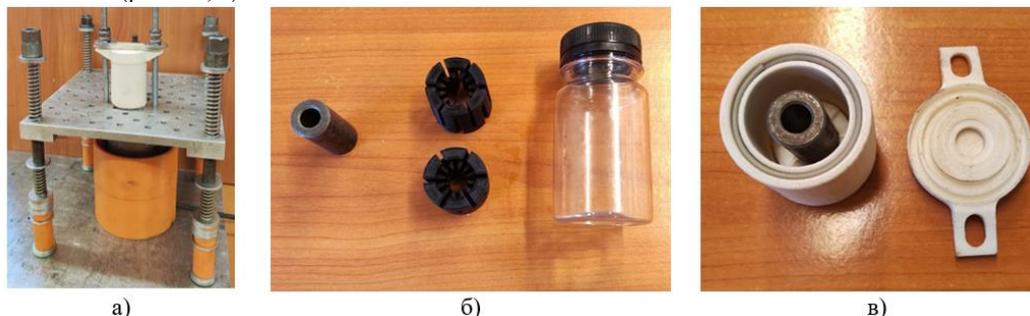


Рис. 3. Устройство и приспособления для реализации процесса обработки

В результате обработки детали «Сопло Лаваля» шероховатость диффузора Ra 0,069 (рис. 4) была достигнута в течение 75 минут обработки (исходная шероховатость Ra 0,814, наружная поверхность была защищена от контакта с технологической средой и элементами корпуса приспособления оболочкой из пластика PrintProduct TitiFlex Soft.



Рис. 4. Измерение шероховатости обработанной поверхности профилометром TIME TR220

По результатам опытного внедрения было достигнуто снижение стоимости операции финишной обработки на 15-25%; также, в целях оптимального использования технологических характеристик промышленных вибростендов были предложены схемы одновременной обработки нескольких заготовок: одинаковых заготовок в индивидуальных или совмещенном приспособлении, различных заготовок в индивидуальных приспособлениях (в т.ч. с применением различных составов жидких технологических сред).

Библиографический список

1. Ключевые тенденции развития мирового станкостроения / А. А. Кутин, М. Б. Клюев, А. С. Асаев [и др.] // Вестник машиностроения. – 2023. – Т. 102, № 7. – С. 606-613. – DOI 10.36652/0042-4633-2023-102-7-606-613.
2. Cheng K., Niu Z.-C., Wang R. C., Rakowski R., Bateman R. Smart Cutting Tools and Smart Machining: Development Approaches, and Their Implementation and Application Perspectives // Chinese Journal of Mechanical Engineering –2017. № 30. – С. 1162-1176.
3. Бекаев, А. А. Улучшение геометрических параметров качества обрабатываемой поверхности детали в процессе прошивания на основе усовершенствования конструкции режущего инструмента / А. А. Бекаев, А. В. Щедрин, В. М. Скоромнов // Известия МГТУ МАМИ. – 2008. – № 2(6). – С. 107-117.
4. Скворцов В. Ф. Дорнование глубоких отверстий малого диаметра в заготовках с бесконечной толщиной стенок / В. Ф. Скворцов, А. Ю. Арляпов, В. В. Скворцов // Известия Томского политехнического университета [Известия ТПУ]. — 2002. — Т. 305, вып. 1 : Совершенствование процессов резания и поверхностного пластического деформирования. — С. 199-206.
5. Одинцов Л. Г. Упрочнение и отделка деталей поверхностным пластическим деформированием: Справочник. - М.: Машиностроение, 1987. - 328 с.
6. Witt C.A., Neubert M. Das elektrolytische Polieren von Aluminiumwerkstoffen // Galvanotechnik. - 1981. - 72. - Nr 7. -S. 710-720.
7. Колтунов, И. И. Качество шлифования криволинейных поверхностей / И. И. Колтунов // Автомобильная промышленность. – 2007. – № 7. – С. 29-30.
8. Бурлаков, В. И. Анализ методов обработки деталей свободным абразивом // ГВУЗ «Приазовский государственный технический университет». 2017. №35. С. 132-137.
9. Барон Ю. М. Магнито-абразивная и магнитная обработка изделий и режущих инструментов. - Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1986. - 176 с.
10. Суслов А. Г. Качество поверхностного слоя деталей машин. М.: Машиностроение. 2000. – 320 с.

11. Бабичев А. П. Основы вибрационной технологии / А. П. Бабичев, И. А. Бабичев; Донской государственный технический университет. – 2-е издание, переработанное и дополненное. – Ростов-на-Дону: Донской государственный технический университет, 2008. – 693 с.
12. Ящерицын П.И. Финишная обработка деталей уплотненным потоком свободного абразива / П.И. Ящерицын, А.Н. Мартынов, А.Д. Гридин Минск: Наука и техника, 1978. - 221 с.
13. Левко, В. А. Исследование процесса абразивно-экструзионной обработки каналов с переменной формой сечения / В. А. Левко, П. А. Снетков, Е. Б. Пшенко // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. – 2011. – № 3(36). – С. 140-145.
14. Hashimoto F., Debra D.B. Modelling and optimization of vibratory finishing process. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 1996, 45(1), 303–306.
15. Kuimov D., Minkin M., Yurov A., Lukyanov A. Current State of Research on the Mechanism of Cavitation Effects in the Treatment of Liquid Petroleum Products—Review and Proposals for Further Research // Fluids. – 2023. <https://doi.org/10.3390/fluids8060172> № 8 (6). – С. 172-198.
16. Исследование отделочной обработки тракторных поверхностей лопаток турбовинтовых двигателей свободным абразивом с применением эффекта кавитации / А. С. Асаев, П. А. Дроздов, И. В. Ситников [и др.] // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. – 2024. – № 4(151). – С. 68-81.
17. Повышение эффективности финишной обработки свободным абразивом с применением эффекта кавитации на основе оптимизации конструкции ротора-активатора / А. С. Асаев, Н. В. Аверин, И. А. Мурог [и др.] // Металлообработка. – 2024. – № 5(143). – С. 50-57. – DOI 10.25960/mo.2024.5.50.
18. Investigation of the effectiveness of the method of finishing the inner cylindrical surfaces of machine parts with a free abrasive using the effect of vibration cavitation / N. V. Averin, A. E. Posalina, S. A. Atamanov [et al.] // Journal of Physics: Conference Series : II International Scientific Conference on Metrological Support of Innovative Technologies (ICMSIT II-2021), St.Petersburg, 03–06 марта 2021 года. Vol. 1889. – Krasnoyarsk: IOP Publishing Ltd, 2021. – P. 42062. – DOI 10.1088/1742-6596/1889/4/042062.

УДК 621.923

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФИНИШНОЙ ОБРАБОТКИ РЛ ТВД СВОБОДНЫМ АБРАЗИВОМ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЭФФЕКТА ВИХРЕВОЙ КАВИТАЦИИ НА ОСНОВЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КОНСТРУКЦИИ РОТОРА-АКТИВАТОРА

А.С. Асаев, Н.В. Аверин

Рязанский институт (филиал) Московского политехнического университета

Применение эффекта вихревой кавитации как интенсифицирующего воздействия на многокомпонентные абразивные среды (суспензии) является одним из перспективных направлений повышения производительности отделочной обработки. Настоящая работа направлена на исследование влияния конструктивных параметров роторов-активаторов кавитации на их износостойкость и производительность обработки в целях формирования практического материала для оптимизации конструкции устройств, применяемых для осуществления способа отделочной обработки деталей машин свободным абразивом. Примером для оптимизации является процесс финишной обработки пластики РЛ ТВД с нанесенным теплозащитным покрытием с применением эффекта вихревой кавитации.

Возрастающие требования к эксплуатационным характеристикам машин вызывают необходимость применения материалов с особыми физико-механическими свойствами для изготовления деталей таких машин, назначения высоких требований к точности и качеству изготовления их функциональных поверхностей. Примерами подобных деталей являются критические сопла, оптические изделия, лопатки газотурбинных двигателей, инструменты для пластического деформирования и другие.

Трудоемкость обработки деталей возрастает с уровнем сложности формы их функциональных поверхностей и требований к параметрам качества, в первую очередь за счет трудоемкости доступа в зону обработки абразивными режущими инструментами на жесткой или гибкой связках. Производственных условиях, учитывая большую номенклатуру деталей, выпускаемых единично, часто производится комплекс слесарных операций по доводке профиля, что обосновывает необходимость повышения эффективности методов обработки свободным абразивом. При этом применение ручных и машинно-ручных методов финишной обработки не гарантирует стабильность результатов отделочной обработки и достижения, требуемых параметров качества.

Одним из способов финишной обработки деталей машин, с помощью которого возможно обеспечение стабильности достижения требуемых параметров качества, является обработка свободным абразивом с применением эффекта вихревой кавитации, эффективность которого доказана при обработке осесимметричных деталей типа «Фланец» [1], оптических и других изделий [2].

Рассматриваемый способ заключается в активации гетерогенной жидкой технологической среды, содержащей абразивные частицы, при помощи роторов вращающихся с высокой скоростью и продуцирующих эффект вихревой кавитации, как гидродинамическое воздействие, обеспечивающее не стационарность и интенсификацию процессов обработки.

Целесообразность развития кавитационных технологий обусловлена высокой концентрацией энергии, выделяющейся в процессе коллапса каверн и вторичных вихревых течений. Локально в момент замыкания сплошности давление и температура могут достигать 100 МПа и 1000 °С соответственно. При создании и поддержании устойчивой кавитации в многокомпонентной среде постоянно зарождаются и схлопываются

ваются миллионы каверн, равномерно распределенных по объему вещества, что приводит к созданию нестационарных вихревых течений [2,3], обеспечивающих интенсификацию и равномерность абразивной обработки.

Устройство для реализации процесса отделочной обработки описано в патенте на полезную модель RU 210921 U1 «Устройство для отделочной обработки». Общей вид устройства (рисунок 1) представляет герметичный корпус, заполненный поликомпонентной средой, состоящей несущей жидкой среды и композиции абразивных материалов, в которой при помощи группы роторов, расположенных по периметру корпуса, производится эффект кавитации, обеспечивающий обработку. Обрабатываемые детали закрепляются на вращающемся столе [4].

Одним из факторов, сдерживающих внедрение кавитационных технологий отделочной обработки в промышленное производство, является низкая стойкость роторов-активатор, которые подвергаются повышенному абразивному износу. Роторы кавитационных машин изготавливаются из алюминий-магниевого сплава или сталей в зависимости от экономической целесообразности и применяемых абразивных материалов. Имеется достаточный практический и теоретический материал по прогнозированию периода стойкости роторов-активаторов в зависимости от зернистости абразива и других условий обработки. Вместе с тем, конструкции существующих роторов, не позволяют производить их из полимерных материалов, используемых в экономически доступных аддитивных технологиях производства.



Рис.1. Фото не работоспособных роторов-активаторов: а) – ротор базовой конструкции из полистирола PS 6; б) – ротор базовой конструкции из сплава АМг6

Целью настоящей работы является разработка конструкции ротора-активатора эффекта вихревой кавитации, выполненного из полистирола PS 6, и способного обеспечить механическую прочность при высоких скоростях вращения и достаточную абразивную износостойкость.

Методика проведения исследований

Моделирование конструкции и расчет прочности роторов-активаторов кавитационного воздействия производились в системе T-Flex CAD 17 на основе параметрической модели (рисунок 2) с изменяемыми параметрами внешнего диаметра ротора D , количества лопастей n , толщины лопастей t , высоты лопастей h , радиуса лопасти R и функционально заданными параметрами профиля внутренней поверхности несущего диска и направляющего кольца.

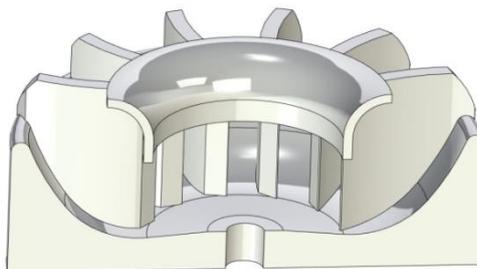


Рис. 2. Сечение модели ротора-активатора предлагаемой конструкции

С целью увеличения жесткости лопасти принято решение об изменении профиля внутренней поверхности несущего диска, периферийного и направляющего колец, представленных на рисунке 2.

Модели базовой и предложенной конструкций представлены на рисунке 3.

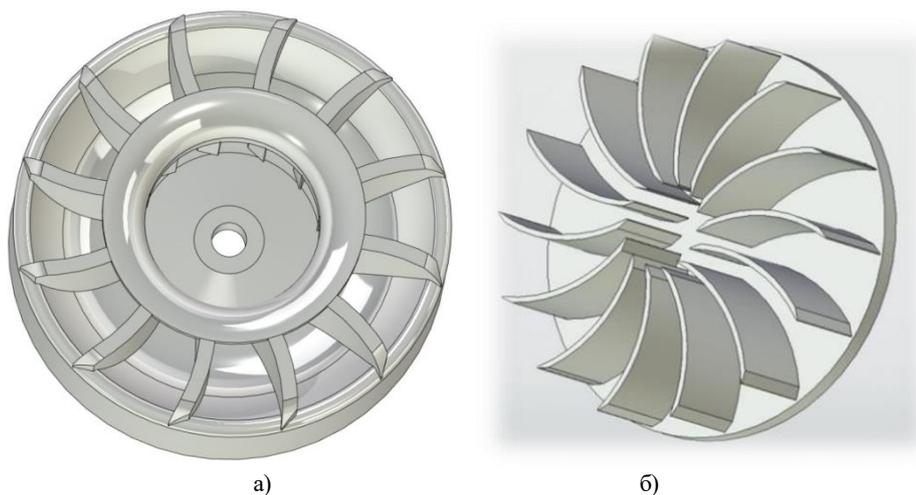


Рис. 3. Модели ротора-активатора: а) – предлагаемая конструкция; б) – базовая (исходная) конструкция

Моделирование прочностных характеристик (рисунок 4) показывает, что при применении полистирола PS 6, разрушение лопасти от действия сил перекачивающей среды и центробежных сил произойдет при скорости вращения 21 800 об/мин, а коэффициентом запаса в 2,5 раза при скорости 18 500 об/мин, которой достаточно для продуцирования эффекта вихревой кавитации, а значит и эффективной реализации процесса отделочной обработки свободным абразивом.

Моделирование пороговых значений скорости вращения ротора-активатора реализовано в аналитической системе Fluid Flow (CFX) комплекса Ansys. Основными параметрами среды, характеризующими возникновение эффекта кавитации и интенсивность перемешивания, как процесса, определяющего производительность абразивной обработки, являются среднее объемное содержание парогазовых полостей и численное значение средней абсолютной скорости среды.

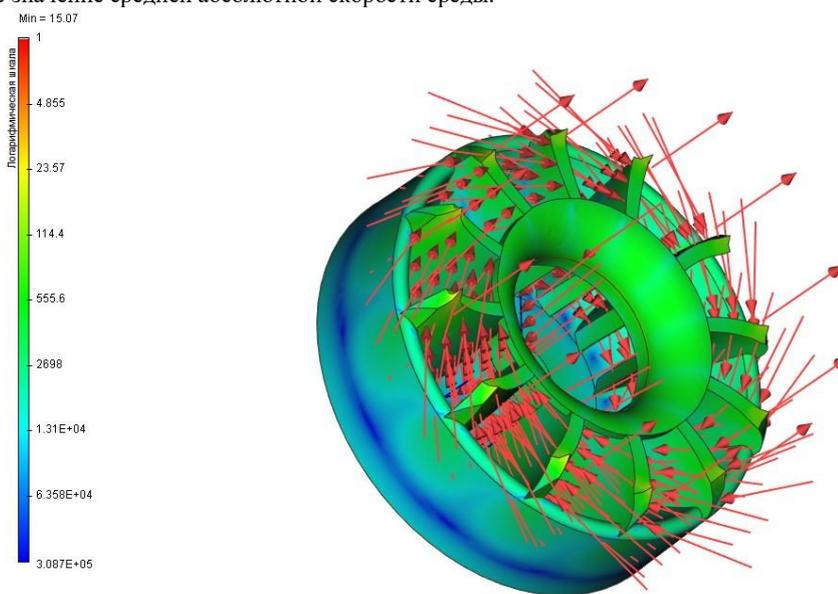


Рис. 4. Моделирование прочностных характеристик ротора-активатора предлагаемой конструкции

Результаты моделирования показывают, что данные параметры находятся в корреляционной связи друг с другом и с окружной скоростью ротора и имеют оптимальные численные значения для предложенной конструкции ротора с частотой вращения 12 700 об/мин.

Практическое исследование работоспособности ротора предлагаемой конструкции и выполненных из полистирола PS 6 реализовано на примере отделочной обработки рабочих (РЛ) лопаток турбины высоко давления (ТВД) газотурбинной установки (ГТУ) с нанесенным теплозащитным покрытием (ТЗП) из стабилизированного диоксида циркония.

Замена в установке (рисунок 5) базовых роторов-активаторов на предложенные, выполненные из полистирола PS 6 аддитивным методом, позволила при сохранении производительности процесса финишной обработки РЛ ТВД на уровне 20 минут, с выполнением требований по шероховатости поверхности Ra 2,4 мкм, обеспечить период стойкости роторов около 320 минут. Отделочная обработка проводилась в один переход в гетерогенной среде следующего состава [5,6]:

— жидкая базовая среда: вода с добавлением ПАВ, пеногасителя, цитрата натрия и фотореагента;

— абразивные порошки: карбид кремния (зеленый) F80, алмаз AC-6 280 мкм, с концентрацией твердой фазы около 40% по объему среды.

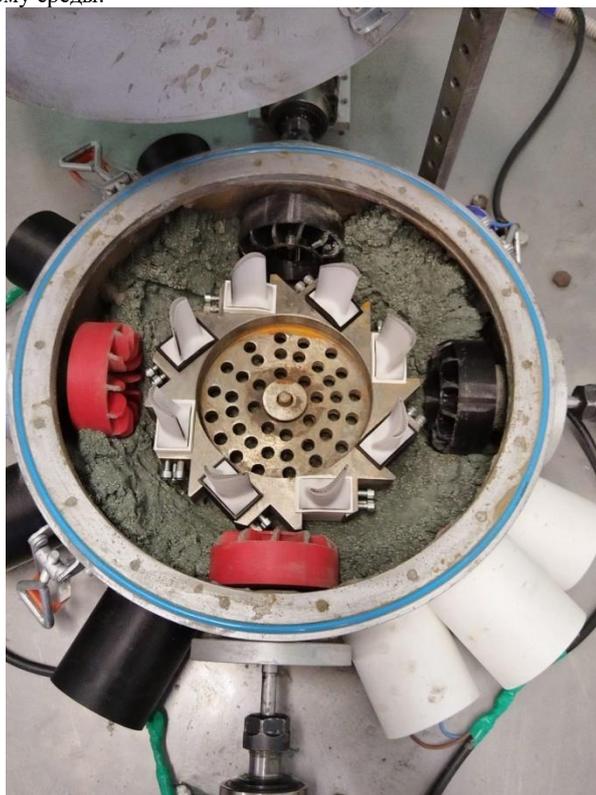


Рис. 5. Фото устройства отделочной обработки с установленными роторами предложенной конструкции

Состояние поверхности детали после обработки исследовалось с применением профилометра TR-220 с разработанной технологичной оснасткой для позиционирования РЛ.

Заключение и общие выводы

Результаты настоящего исследования могут быть использованы с целью оптимизации конструкции роторов-активаторов в устройствах, предназначенных для финишной обработки деталей машин с применением эффекта кавитации, а также для снижения кавитационного и абразивного износа центробежных насосов.

С учетом оптимизации конструкции ротора модель реализуемого процесса отделочной обработки РЛ ТВД имеет ряд технологических преимуществ: отсутствие вибраций, жесткого контакта инструмента и обрабатываемой детали, снижение влияние температурных факторов, а также сопоставимое или меньшее время обработки по сравнению с широко применяемыми процессам галтовки, ручного и электро-химического полирования. Использование кавитационных процессов позволяет обеспечить стабильность и равномерность обработки всей поверхности РЛ ТВД, а также считать разрабатываемый метод перспективным и высокопроизводительным при реализации процесса отделочной обработки.

Коллектив авторов статьи благодарит Правительство Пермского края и Фонд содействия инновациям за финансовую поддержку проекта по развитию новых методов отделочной обработки с применением эффекта кавитации поликомпонентных сред.

Библиографический список

1. Асаев, А. С. Разработка метода финишной обработки деталей машин свободным абразивом с применением эффекта присоединенной кавитации : специальность 05.02.07 «Технология и оборудование механической и физико-технической обработки» : автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук / Асаев Александр Семенович. – Москва, 2016. – 22 с.
2. Радзюк А. Ю., Истягина Е. Б., Кулагина Л. В., Жуиков А. В. Современное состояние использования кавитационных технологий (краткий обзор) // Известия Томского политехнического университета. Инжиниринг георесурсов. 2022. Т. 333. № 9. С. 209–218.
3. Сулов А.Г., Федонин О.Н., Медведев Д.М. Проектирование функционально ориентированных технологических процессов. Вестник машиностроения. 2019. № 9.
4. Патент на полезную модель № 210921 U1 Российская Федерация, МПК В24В 31/02. Устройство для отделочной обработки: № 2021136610 : заявл. 10.12.2021 : опубл. 13.05.2022 / А. С. Асаев, А. В. Иванайский, И. А. Мурог ; заявитель Общество с ограниченной ответственностью "Кавитационные машины".
5. Асаев А.С. и др.. Исследование процесса отделочной абразивной обработки внутренних поверхностей с применением эффекта вибрационной кавитации. Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. – 2021. –№4(59).
6. Ганиев Р.Ф., Лакиза В.Д., Цапенко А.С. О явлениях вибрационного перемешивания и образования периодических структур в условиях, близких к невесомости // Механика твёрдого тела. 1977. №4. С. 56-59.

ОСОБЕННОСТИ ПРОГРАММИРОВАНИЯ МНОГОКООРДИНАТНЫХ ФРЕЗЕРНЫХ СТАНКОВ С ЧПУ

М.В. Вилкина, Н. Н. Абузяров

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

Современное производство требует высокой точности и гибкости, особенно при обработке сложных деталей. В этом контексте 5-осевые станки с ЧПУ становятся неотъемлемой частью машиностроения, аэрокосмической, медицинской и автомобильной промышленности. Их основное преимущество заключается в возможности обработки заготовок со всех сторон за один установ, что значительно сокращает время на изготовление деталей и повышает точность [1]. Однако программирование таких станков представляет собой сложный процесс, требующий глубокого понимания кинематики оборудования, функций управляющих стоек и правильного выбора стратегий обработки. В данной статье мы рассмотрим особенности программирования 5-осевых станков, их разновидности и ключевые параметры выбора.

Первое, что необходимо понимать, – это виды станков, доступные для многокоординатной обработки. Первый тип – это позиционный станок. У такого станка имеется полная механическая возможность выполнения 5-осевой обработки, но контроллер не поддерживает одновременное движение всех осей, и поэтому возможна только позиционная обработка. Существуют два типа позиционных станков: 3+1 и 3+2 конфигураций. 3+1 – это четырёхосевой станок, представляющий собой обычный трёхосевой станок с дополнительным индексированным устройством, которое может фиксироваться только под определёнными углами; 3+2 – более сложный вариант, который позволяет зафиксировать поворотные оси под определённым углом и выполнять многостороннюю обработку детали [2]. Например, если у нас есть куб, который необходимо обработать со всех пяти сторон, это можно сделать с помощью конфигурации 3+2. Однако, если мы используем станок 3+1, обработка будет возможна только с четырёх сторон, поскольку пятая сторона будет находиться в положении, которое невозможно обработать из-за ограничений оси вращения.

Существуют также станки, способные выполнять одновременную обработку. Например, четырёхосевые синхронные станки, где одновременно движутся три линейные и одна поворотная ось. Такой станок можно классифицировать как 4-осевой. В 5-осевом станке одновременно движутся три линейные оси, одна поворотная ось и одна ось наклона. Это обеспечивает возможность полного управления всеми пятью осями при обработке сложных деталей. К наиболее часто используемым многокоординатным конфигурациям станков относятся: 1) 3+1 (позиционная обработка с четырьмя осями); 2) 3+2 – позиционная обработка с пятью осями; 3) 4-осевой синхронный – одновременное управление четырьмя осями; 4) 5-осевой синхронный – полное управление всеми пятью осями одновременно. При работе с оборудованием в цеху важно понимать его конфигурацию. Например, у 3+1 станков три линейные оси и одна поворотная, а у 5-осевых станков – три линейные оси и две поворотные (одна ось вращения и одна ось наклона). Следует также учитывать, что производители станков могут использовать разные обозначения осей. Стандартная номенклатура предполагает, что вращение вокруг оси X – это ось A, вращение вокруг оси Y – это ось B, вращение вокруг оси Z – это ось C. Однако производители могут изменять эти обозначения в своих контроллерах и PLC. Например, вращение вокруг оси X может обозначаться как B, и это зависит от конкретного производителя. Эти различия необходимо учитывать при программировании и настройке станков [3].

Помимо конфигураций также следует учитывать их механическую реализацию, то есть какие именно узлы станка имеют ось поворота. Традиционно различают три вида: Head-Head, Head-Table, Table-Table. Кинематика Head-Head (Шпиндель-Шпиндель) – поворотные и наклонные оси находятся на шпинделе. Данный вариант удобен для обработки крупногабаритных деталей, таких как кузовные части автомобилей или аэрокосмические компоненты. Кинематика Head-Table (Шпиндель-Стол) – одна поворотная ось реализуется шпинделем, другая – столом. Эта конфигурация широко применяется для производства изделий средних габаритов и считается более жесткой, чем предыдущая. Кинематика Table-Table (Стол-Стол) – поворотные и наклонные оси расположены в столе. Это наиболее экономичный вариант конструкции 5-осевых станков, что делает его самым распространённым. Такие станки имеют небольшие размеры, а максимальный размер обрабатываемых деталей, как правило, не превышает 800 мм, в редких случаях – 1000 мм. Из-за необходимости вращения и наклона стола размер деталей ограничен [4].

Далее рассмотрим принципиальные отличия станков 3+2 и станков симультанной 5ти осевой обработки. 5-осевые станки могут работать в двух режимах: позиционном (3+2) и симультанном

(одновременном движении всех осей). В режиме 3+2 оси поворота фиксируются перед началом обработки, что позволяет позиционировать инструмент под нужным углом и эффективно обрабатывать сложные детали без их переустановки. Однако такой подход не позволяет выполнять плавные движения инструмента относительно поверхности заготовки. В отличие от этого, симультанная 5-осевая обработка позволяет одновременно управлять всеми осями, обеспечивая высокую точность и плавность траектории инструмента. Это особенно важно при производстве аэродинамических компонентов, лопаток турбин, медицинских имплантов и пресс-форм, где для достижения заданной конструктором геометрии требуется непрерывное изменение угла наклона инструмента.

Указанные выше режимы находят свое отражение и в функционале стойки ЧПУ. Программирование режима 3+2 и симультанного 5ти осевого режима будут существенно отличаться и потребуют наличия определенного функционала стойки, на что следует обращать внимание до начала программирования и перед закупкой оборудования. Рассмотрим подробнее. Итак, режим 3+2 требует наличия функционала, называемого трансформация (поворот) системы координат или Plane Rotation. Это метод в 3+2-осевой обработке, при котором система координат инструмента вращается (изменяется угол наклона) для удобства обработки заготовки под заданным углом. Это достигается за счёт поворота поворотных осей (обычно А и В или А и С) на станке с ЧПУ. Главная система координат детали не меняется, для траекторий, программируемых в выбранной паре углов, временно назначается дополнительная система координат (СК), которая программно повернута относительно основной. При этом временная СК не привязывается к детали физически, а регулируется исключительно за счет функции Plane Rotation, то есть она не появится в списке привязок детали в соответствующем меню стойки ЧПУ.

Функционал Plane Rotation позволяет существенно упростить программирование. После ввода команды назначения повернутой СК и самого поворота осей вместо сложных 5-осевых движений используется 3-осевая обработка в локальной системе координат. Углы поворотных осей (А, В или С) фиксируются, а обработка выполняется только в X, Y и Z. Происходит оптимизация процесса резания, так как становится возможным использовать более жёсткие и короткие инструменты, уменьшая вибрации и увеличивая точность. Также улучшаются условия стружкоудаления, что критично при глубоком фрезеровании. На рис.1 показана программная реализация команды Plane Rotation для разных ЧПУ.

Fanuc	Siemens	Heidenhain
T2 M6 (TOOL 2 - DIA 6.) M41 M43 G0 G54 G90 A-90. C-90. G68.2 P1 X12.5 Y0. Z-12.5 I- 90. J0. K-90. G53.1 F5000. M40 M42 X0.6 Y0.4 S4000 M3 G43 H2 Z25. Z2.	T1M6 S1800 M3 D1 ; ACHSWINKEL C180 A-90 M582 M492 CYCLE800(1,"TISCH_AC",0,57,0,- 75,-32.5,90,0,180,0,0,0,-1) M583 M493 G0 X-185 Y0 G0 Z10	TOOL CALL 17 Z S2000 L M140 MB MAX R0 FMAX L X-360 Y+250 FMAX M91 M3 PLANE SPATIAL SPA+0 SPB+90 SPC+316 TURN FMAX SEQ+ TABLE ROT L X-10.681 Y+10.819 FMAX M13

Рис. 1. Программирование команды Plane Rotation для разных ЧПУ

Симультанный 5ти осевой режим характеризуется не только возможностью отработки всех 5ти видов перемещений в одном кадре управляющей программы, но и наличием у ЧПУ функции RTCP (Rotating Tool Center Point), или управление расчетной точкой инструмента. RTCP позволяет компенсировать смещение инструмента при его повороте, обеспечивая точное соответствие траектории обработки. Без RTCP инструмент поворачивался бы относительно неподвижной точки, что приводило бы к погрешностям. Работа RTCP заключается в том, что ЧПУ автоматически пересчитывает координаты движения инструмента с учётом его длины и углов наклона. В разных системах ЧПУ RTCP реализуется с использованием различных команд. Для Heidenhain это команды M128/M129, для Siemens - TRAORI / TRAFFOFF, а для Fanuc - G43.4 (G43.5) / G49. На рис.2 Представлено сравнение функций Plane Rotation и RTCP. Также стоит отметить, что все станки, поддерживающие полную симультанную обработку, по умолчанию также поддерживают функцию трансформации СК [5].

Функция	Plane Rotation (Вращение плоскости)	RTCP (Rotation Tool Center Point)
Тип обработки	3+2 осевая (фиксированные углы)	Полная 5-осевая обработка
Компенсация длины инструмента	✗ Нет	✓ Да

Изменение угла во время обработки	✗ Нет (только фиксированные углы)	✓ Да (динамическое изменение)
Программирование координат	В локальной системе после поворота	В глобальной системе, но ЧПУ пересчитывает TCP
Часто используемые команды	G68 (Fanuc), PLANE SPATIAL (Siemens)	G43.4 (Fanuc), TRAORI (Siemens)
Применение	Упрощение обработки при наклонённых плоскостях	Высокоточная 5-осевая обработка сложных форм

Рис. 2. Основные отличия Plane Rotation и RTCP

Необходимо отметить, что программирование непрерывной симультанной обработки является довольно сложной математической задачей, поэтому все расчеты производят в САМ системах, поддерживающих данный режим обработки. САМ система позволяет рассчитывать оптимальные траектории обработки и учитывать кинематические особенности станка. При этом она должна поддерживать два режима выводу координат траектории в управляющую программу: с использованием RTCP (управляющая программа содержит команды, учитывающие перемещение инструмента относительно точки контакта с деталью) и без использования RTCP (метод чистых углов, когда оператор вручную задаёт высоту поворотного центра и положение заготовки, а система рассчитывает траекторию исходя из фиксированных углов поворота). Использование RTCP значительно упрощает программирование, особенно при работе с крупными сериями деталей.

Рекомендуется использовать Plane Rotation при программировании в 3+2 обработке, если инструмент остаётся под фиксированным углом, также, если нужна простая обработка наклонных поверхностей с 3-осевым перемещением и станок не поддерживает режим RTCP или не требуется динамическая коррекция инструмента. Напротив, функция RTCP должна быть применена для полноценной 5-осевой обработки сложной геометрии, когда требуется динамическое изменение углов инструмента во время резания и требуется автоматическая коррекция длины инструмента для высокой точности. На рис.3-а показаны примеры изделий, обработка которых доступна в режиме 3+2, на рис.3-б – в 5ти осевом симультанном режиме.

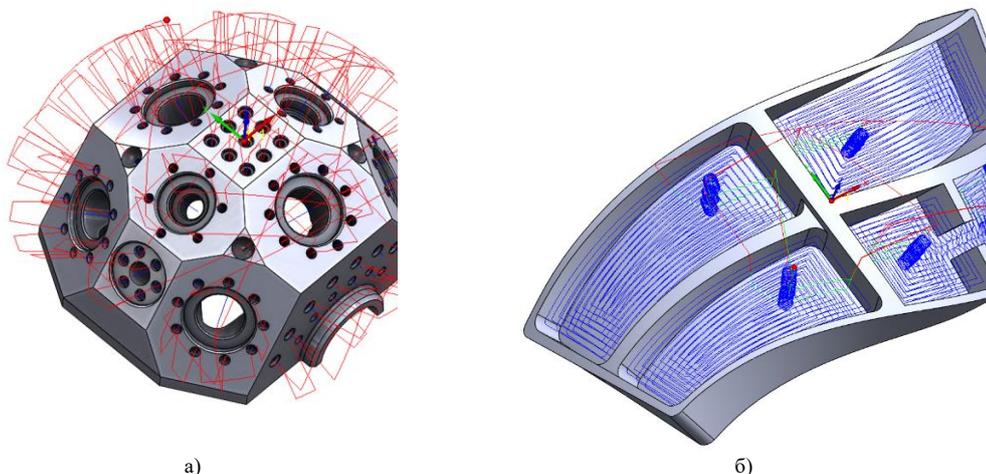


Рис. 3. Примеры изделий: а) обработка в режиме 3+2; б) обработка в симультанном режиме

Программирование 5-осевых станков – сложный, но крайне важный аспект современного производства. Выбор между 3+2 и симультанной обработкой зависит от типа деталей и требований к точности. Функция RTCP играет ключевую роль в обеспечении точности траектории инструмента, снижая вероятность брака и сокращая время на настройку станка. Важно учитывать особенности стойки ЧПУ и поддерживаемые функции при выборе оборудования, чтобы обеспечить максимальную производительность и качество обработки. Применение современных САМ-систем, позволяет автоматизировать процесс программирования и повысить эффективность работы 5-осевых станков, обеспечивая стабильное качество деталей в массовом и единичном производстве.

Библиографический список

1. Быстров, В. Г. Моделирование и макетирование в промышленном дизайне : учебник / В. Г. Быстров, Е. А. Быстрова. — Екатеринбург : УрГАХУ, 2021. — ISBN 978-5-7408-0301-2. — Текст : электронный // Лань : электронно-

библиотечная система. — URL: <https://e.lanbook.com/book/250844> (дата обращения: 06.02.2025). — Режим доступа: для авториз. пользователей. — С. 148.

2. Лукина, С. В., Иванников, С. Н., Манаенков, И. В. Повышение эффективности многокоординатной обработки путем оптимизации компоновки многоосевой станочной системы // Вестник машиностроения. — 2013. — № 10. — С. 45–50. — URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/povyshenie-effektivnosti-mnogokoordinatnoy-obrabotki-putem-optimizatsii-komponovki-mnogoosевой-stanochnoy-sistemy> (дата обращения: 06.02.2025)

3. Исмаилова, Е. Ю. Анализ погрешностей многокоординатной обработки на станках с числовым программным управлением // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. — 2011. — № 3 (27). — С. 148–153. — URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/analiz-pogreshnostey-mnogokoordinatnoy-obrabotki-na-stankah-s-chislovyim-programmym-upravleniem> (дата обращения: 06.02.2025)

4. Жидяев, А. Н. Наладка и обработка на станках с ЧПУ: учебное пособие. — Самара: Самарский университет, 2020. — 120 с. — ISBN 978-5-7883-1234-5. — URL: <https://repo.ssau.ru/bitstream/Uchebnye-izdaniya/Naladka-i-obrabotka-na-stankah-s-ChPU-ucheb-posobie-Tekst-elektronnyi-87345/1/Жидяев%20А.Н.%20Наладка%20и%20обработка%20на%20станках%202020.pdf> (дата обращения: 06.02.2025)

5. Манаенков, И. В. Повышение эффективности многокоординатной обработки путем управления объемной точностью формообразующей станочной системы при проектировании: дис. ... канд. техн. наук. — Москва, 2017. — 214 с. — URL: <https://www.dissercat.com/content/povyshenie-effektivnosti-mnogokoordinatnoy-obrabotki-putem-upravleniya-obemnoi-tochnostyu-fo> (дата обращения: 06.02.2025)

УДК 621.914.5

ОСОБЕННОСТИ ПРОГРАММИРОВАНИЯ УГЛОВЫХ ОПРАВОК НА ФРЕЗЕРНЫХ СТАНКАХ С ЧПУ

М.В. Вилкина, А.Г. Дунаевский

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

Решение задачи увеличения технологических возможностей оборудования с ЧПУ позволяет эффективно переориентировать производство, расширить номенклатуру изделий и адаптироваться к условиям сокращения ресурсов и ограниченных возможностей по приобретению новых станков. Одним из средств, позволяющих достичь повышения производительности в этих условиях на трехосевых фрезерных станках с ЧПУ является использование угловых оправок [1]. В недавнем прошлом, в более благоприятных экономико-политических обстоятельствах, внедрение такой оснастки не было популярным решением, так как качественное, стандартное оборудование с подготовкой под четвертую ось было широко доступно по цене и наличию. В современных условиях с возросшими потребностями к объему выпуска и внедрению большого количества новых изделий увеличивается актуальность применения оснастки, расширяющей возможности как имеющегося оборудования, так и доступного для приобретения в настоящих условиях [2]. В данной статье рассматриваются вопросы, возникающие при программировании обработки инструментом, установленным в указанный тип оснастки (рис.1).

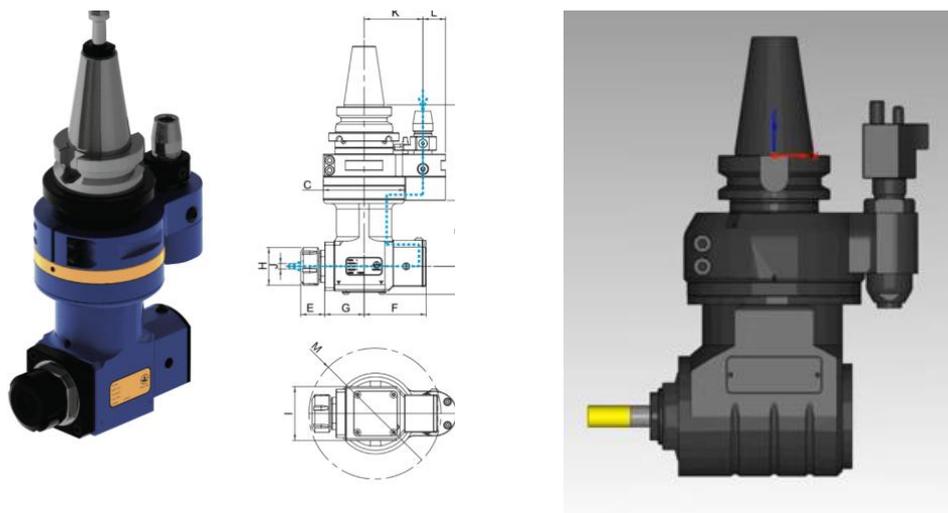


Рис. 1. Конструкция угловой фрезерной оправки

Использование угловых головок на фрезерных станках с ЧПУ (рис.2) открывает новые возможности для обработки сложных поверхностей и выполнения операций под различными углами, не требуя переналадки заготовки [3]. Это позволяет значительно сократить время производства, увеличить точность и гибкость обработки. Однако настройка и программирование таких головок требуют глубокого понимания работы с системой координат станка, правильного выбора плоскостей обработки и особенностей использования соответствующих G-кодов.

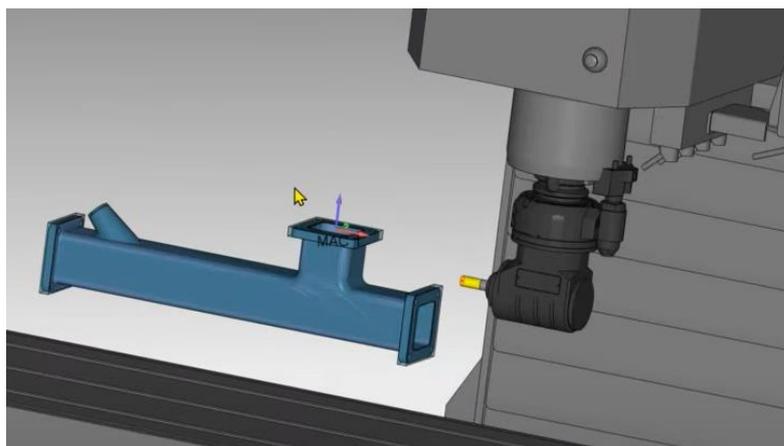


Рис. 2. Использование угловой оправки для обработки элемента

В системах ЧПУ существует три основных плоскости обработки, которые определяют траекторию движения инструмента. Плоскость XY, обозначаемая G17, является стандартной и используется по умолчанию на большинстве фрезерных станков. Она предполагает горизонтальное движение инструмента. Однако в случае, когда требуется использовать угловую головку для обработки в других направлениях, применяются плоскости XZ и YZ, обозначаемые как G18 и G19 соответственно (рис.3). Переход к этим плоскостям обработки позволяет инструменту двигаться в других ориентациях, что является основополагающим для работы с угловыми головками.

G18	; Выбор плоскости XZ
G90	; Режим абсолютных координат
G0 X0 Z0	; Позиционирование инструмента
G43 H1	; Компенсация длины инструмента
M3 S1200	; Включение шпинделя с частотой 1200 об/мин
G99	; Возврат к R-плоскости после цикла
G81 R5.0 Z-20.0 F150	; Цикл сверления: R=5 мм, глубина Z=-20 мм, подача 150 мм/мин
G80	; Отмена циклов
M5	; Остановка шпинделя
G17	; Возврат к плоскости XY
M30	; Конец программы

Рис. 3. Пример кода для сверления угловой оправкой

Прежде чем приступить к программированию операций с угловой головкой, необходимо выполнить её механическую установку. Она должна быть надёжно закреплена на шпинделе станка, чтобы избежать люфтов и неточностей в процессе обработки. После этого требуется корректно настроить систему координат станка с учётом смещения инструмента. Это особенно важно, так как угловая головка изменяет положение оси инструмента относительно стандартного шпинделя. Для компенсации этих изменений используются корректирующие команды, которые задают длину и смещение инструмента [4].

Важной частью настройки является выбор правильной плоскости обработки. Например, если угловая головка расположена так, что инструмент работает в плоскости XZ, необходимо задать команду G18. Аналогично, если инструмент ориентирован для работы в плоскости YZ, используется команда G19. Это гарантирует, что система ЧПУ интерпретирует движения инструмента правильно, обеспечивая точное выполнение траекторий.

Процесс программирования угловой головки начинается с выбора соответствующей плоскости обработки и указания её в начале управляющей программы [5]. После этого задаются параметры перемещения инструмента, такие как координаты начального положения, компенсация длины инструмента и траектория движения. Например, для выполнения сверления под углом необходимо не только задать правильные координаты, но и учесть смещение, вызванное длиной угловой головки. Это достигается с помощью команды G43, которая компенсирует длину инструмента. Важно также указать правильный режим подачи, чтобы обеспечить плавность обработки и избежать повреждений детали или инструмента [6].

При работе с угловыми головками оператору рекомендуется проводить предварительную проверку программы. Это можно сделать с помощью пошагового выполнения программы, чтобы убедиться, что траектории инструмента соответствуют ожидаемым. Кроме того, если система ЧПУ поддерживает

функцию симуляции, её использование позволяет визуализировать траекторию движения инструмента и предотвратить возможные столкновения. Эти меры являются обязательными при работе с угловыми головками, так как ошибки в настройке или программировании могут привести к повреждению оборудования или заготовки.

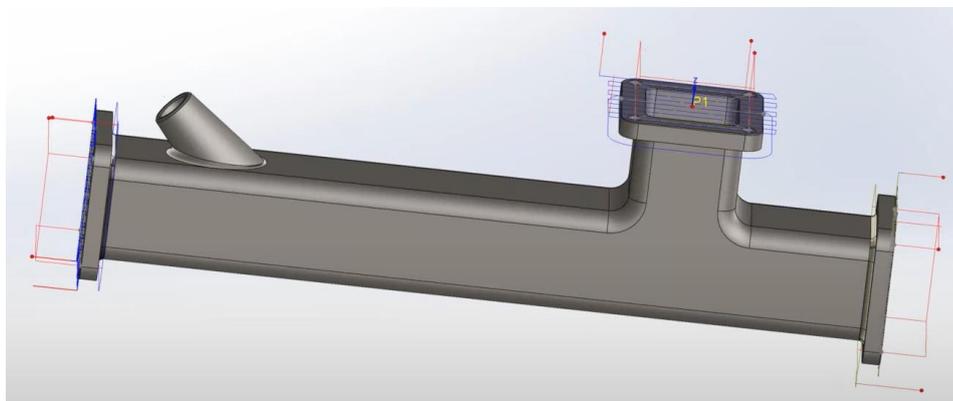


Рис. 4. Тестовые траектории

Рассмотрим стандартный случай программирования угловой оправки, показанный на рис.4. Управляющая программа для левого бокового элемента должна быть описана в плоскости YZ (G19), так как плоскость обработки повернута относительно главной плоскости станка на 90 градусов. Это стандартный поворот и G19 будет поддерживаться ЧПУ, что означает также возможность вывода траектории с использованием круговой интерполяции (G2/G3) и коррекции на радиус фрезы (G41/G42). Рабочая программа для описанного примера показана на рис.5.

```

M3 S3500
G54
G19 G0 G90 X-460. Y-30.
M8
G43 H6 Z-37.3
(-----)
(F-CONTOUR1-2 - PROFILE)
(-----)
M3 S4000
G0 X-460. Y-30. Z-37.3
X-437.
G1 X-423. F300
G42 D6 G1 Y-16.8 F800
G2 Y-30. Z-50.5 J-13.2
G3 Y-39.5 Z-60. K-9.5
G1 Z-120.
G3 Y-30. Z-129.5 J9.5
G1 Y30.
G3 Y39.5 Z-120. K9.5
G1 Z-60.
G3 Y30. Z-50.5 J-9.5
G1 Y-30.
G2 Y-43.2 Z-37.3 K13.2
G40 G1 Y-30.
G0 X-460.
M99
%
```



Рис. 5. УП и траектория для левого элемента

Однако, как будет выглядеть код управляющей программы, если позиционировать изделие под углом в плоскости XY стола станка? Рассмотрим пример на рис.6. Плоскость обработки правого торца повернута под углом 30 градусов относительно примера, описанного выше. В таком случае угловая оправка также индексируется на это значение, при этом довольно проблематично определить плоскость резания.

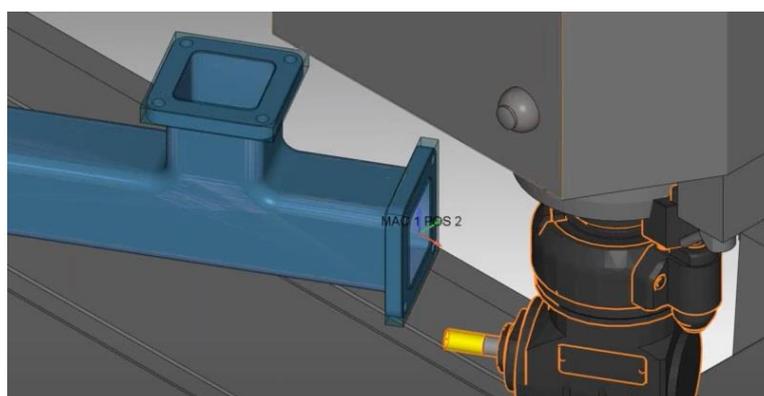


Рис. 6. Плоскость обработки не совпадает со стандартными положениями

Как можно видеть на рис.6 система координат MAC1 POS2 хотя и смещена относительно главной системы координат детали, но имеет то же направление осей, что и система координат станка. Дело в том, что на простых трехкоординатных станках с ЧПУ без подготовки под поворотные оси отсутствуют программные функции поворота рабочей плоскости PLANE ROTATION (G68.2 для FANUC), поэтому программирование осуществляется без коррекции на радиус инструмента (рис.7). Круговая интерполяция также не будет поддерживаться стойкой и дуги придется аппроксимировать линейными перемещениями (G1). Это увеличивает размер УП. Однако, компенсируется отсутствием дополнительных установов и повышением точности позиционирования и взаимного расположения элементов.

```
O2 (F-CONTOUR1-1)
M3 S3500
G54
G0 G90 X231.506 Y99.019
M8
G43 H3 Z-142.7
(-----)
(F-CONTOUR1-1 - PROFILE)
(-----)
M3 S4000
G1 X231.506 Y99.019 Z-142.7 F10000
X211.588 Y87.519
X199.463 Y80.519 F300
X195.863 Y86.755 F800
X195.918 Y86.66 Z-141.45
X196.081 Y86.379 Z-140.237
X196.346 Y85.919 Z-139.1
X196.706 Y85.296 Z-138.072
X197.149 Y84.527 Z-137.184
X197.663 Y83.637 Z-136.465
X198.232 Y82.652 Z-135.934
X198.838 Y81.602 Z-135.609
X199.463 Y80.519 Z-135.5
X200.809 Y78.188 Z-135.265
```

Рис. 6. Код УП для траектории вне стандартных рабочих плоскостей

Существует ещё один важный аспект работы с угловыми головками — понимание ограничений станка. Некоторые станки могут иметь ограничения по углам наклона инструмента или длине инструмента, используемого с угловой головкой. Поэтому перед началом работы необходимо проверить технические характеристики оборудования и убедиться, что угловая головка соответствует требованиям конкретного станка.

Использование угловых головок также требует регулярного обновления программного обеспечения станка. Новые версии могут включать дополнительные функции для работы с угловыми головками или улучшения в обработке сложных траекторий. Техническое обслуживание и калибровка оборудования также играют ключевую роль в обеспечении надёжной и точной работы.

Таким образом, использование угловых головок на фрезерных станках с ЧПУ является эффективным способом расширения их возможностей. Однако успешная интеграция требует комплексного подхода, включающего правильную настройку оборудования, выбор плоскостей обработки, использование соответствующих G-кодов и тщательную проверку управляющих программ. Следуя этим принципам, можно значительно повысить производительность и качество обработки, минимизируя риски и затраты. Это делает угловые головки незаменимым инструментом для современных производственных процессов, где гибкость и точность играют ключевую роль.

Библиографический список

1. Астера. Угловые фрезерные головки и оправки для станков [Электронный ресурс] // Astera.ru; URL: <https://astera.ru/articles/uglovyye-frezernye-golovki-i-opravki-dlya-stankov/> (дата обращения: 25.01.2025)
2. Gisstec. Angle Heads for CNC
3. Machining Centers: The Ultimate Guide [Electronic resource] // Gisstec.com; URL: <https://gisstec.com/angle-heads-for-cnc-machining-centers-the-ultimate-guide/> (дата обращения: 25.01.2025).
4. JTEKT Machinery. What to Consider When Adding Angle Heads [Electronic resource] // Jtektmachinery.com; URL: <https://jtektmachinery.com/news-events/what-to-consider-when-adding-angle-heads> (дата обращения: 25.01.2025).
5. Задел. Каталог угловых фрезерных головок для станков с ЧПУ [Электронный ресурс] // Zadelrf.ru; URL: <https://zadelrf.ru/category/frezernaja-osnastka/golovki-uglovyye/> (дата обращения: 25.01.2025).
6. Gisstec. Angle Heads for CNC Machining Centers: The Ultimate Guide [Electronic resource] // Gisstec.com; URL: <https://gisstec.com/angle-heads-for-cnc-machining-centers-the-ultimate-guide/> (дата обращения: 25.01.2025).

7. Haas Automation Inc. Setting up a Right-Angle Head; G17, G18, G19 Explained [Electronic resource] // HaasCNC.com; URL: <https://www.haascnc.com/video/tipoftheday/uro3etg18bs.html> (дата обращения: 25.01.2025).

УДК: 678.074

ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ НАПЫЛЯЕМОГО ПОЛИУРЕТАНОВОГО ПОКРЫТИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

В.А. Ленина, О.О. Веклич, Н.Ю. Хмелевской, А.С. Дубова

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

Ракетно-космическая техника требует использования материалов, способных выдерживать экстремальные условия эксплуатации, такие как высокие температуры, механические нагрузки и агрессивные среды. Летательный аппарат может быть спроектирован и изготовлен в полном соответствии с требованиями, предъявляемыми к прочности материалов и конструкции, но длительно эксплуатироваться без ЛКП он не может. Поверхность его металлических деталей подвергается сложному воздействию многих факторов, среди которых: широкий диапазон температурных перепадов воздушной атмосферы (от $-70 \dots +80$ °С, а в местах крепления двигателей – еще больше), интенсивная солнечная радиация, повышенная доля ультрафиолета и многое другое^[1].

Разнообразием условий и факторов внешней среды, а также видов контакта между материалами различных деталей в действующих конструкциях объясняется сложность исследований в области лакокрасочных полимерных покрытий (ЛКП). Среди них выделяются работы в области таких покрытий, как атмосферостойкие, антикоррозионные, эрозиянностойкие, радиопрозрачные и др^[1].

В данной статье будет уделено внимание оценке прочности напыляемого полиуретанового покрытия, чтобы в дальнейшем обосновать целесообразность применения ЛКП данного типа.

Покрытия на основе полиуретана занимают особое место среди полимерных покрытий благодаря своим уникальным свойствам и широкому спектру применения. Полиуретановые покрытия удовлетворяют ужесточенным требованиям к декоративным свойствам и эксплуатационной стойкости покрытий. Примерами зарекомендовавших себя покрытий на отечественном производстве являются эмаль УР-1161 и акрилуретановая эмаль АК-1206^[1].

Напыляемые полиуретановые покрытия обладают рядом специфических механических и термических свойств, которые могут варьироваться в зависимости от конкретной формулы и добавок. Тем не менее, ниже приведены типичные значения для этих свойств, которые используются для описания напыляемых полиуретановых покрытий^[2]:

- Модуль упругости (E). Обычно находится в диапазоне от 300 до 1000 МПа, в зависимости от жесткости и состава полиуретана;
- Коэффициент Пуассона (ν). Обычно варьируется от 0.2 до 0.4;
- Модуль сдвига (G). Может быть рассчитан через модуль упругости и коэффициент Пуассона по формуле: $G = \frac{E}{2(1+\nu)}$;
- Массовая плотность (ρ). Часто находится в диапазоне от 900 до 1300 кг/м³;
- Предел прочности при растяжении (σ_t). Обычно достигает значений от 20 до 30 МПа;
- Предел прочности при сжатии (σ_c). Может варьироваться от 20 до 50 МПа;
- Предел текучести (σ_0). Зависит от формулы, но часто находится около 10–20 МПа;
- Коэффициент теплового расширения (α). 200×10^{-6} °С⁻¹;
- Теплопроводность (k). Обычно в диапазоне от 0.15 до 0.25 Вт/(м·К);
- Удельная теплоемкость (c). Может варьироваться от 1.5 до 3.0 кДж/(кг·К);
- Коэффициент демпфирования (ξ). Часто имеет значения в пределах 0.01–0.3, в зависимости от условий эксплуатации и конкретного применения;

Эти значения могут варьироваться в зависимости от производителей и конкретных формул, поэтому для точных расчетов всегда рекомендуется обращаться к техническим характеристикам производителя или проводить экспериментальные исследования.

Проведение расчета прочности покрытия по методу конечных элементов (МКЭ) в SolidWorks требует выполнения нескольких этапов, которые охватывают подготовку модели, настройку анализа и интерпретацию результатов^[4].

Проводилась оценка прочности покрытия с учетом трещины на покрытии и без нее. Была построена трещина с простой геометрией. При этом трещина воздействовала только на полиуретановое покрытие. Пример трещины на полиуретановом покрытии показан на рис. 1.



Рис.1. Трещина с простой геометрией в полиуретановом лакокрасочном покрытии

1. Подготовка модели

На этом этапе важно убедиться, что модель, которая используется для анализа, соответствует требованиям для анализа методом конечных элементов.

Также был проведен выбор материалов для изучения, помимо полиуретанового покрытия. В качестве металлической подложки был выбран технологический сплав титана Ti-8Al-1Mo-1V.

Для лучшей адгезии полиуретанового покрытия с титановой подложкой необходимо провести выбор правильной грунтовки. Ключевыми аспектами выбора грунта являются его совместимость с титановыми сплавами и полиуретановыми покрытиями, а также способность создавать прочный и долговечный контакт.

Одним из наиболее эффективных подходов является использование грунтовок на основе эпоксидной или полиуретановой смолы. Эпоксидные грунтовки хорошо воспринимают адгезию на титане благодаря своим механическим свойствам и способности образовывать прочные связи с металлическими поверхностями. Они обеспечивают надежную защиту от коррозии и могут использоваться в качестве основы для полиуретанового покрытия. Важно выбирать грунтовую смолу с хорошими адгезионными свойствами и устойчивостью к химическим воздействиям^[3].

Перед нанесением грунта крайне важно тщательно подготовить поверхность титана. Это может включать механическую обработку (шлифовку, пескоструйную обработку) и очистку от загрязнений, таких как масла и грязь. Использование химической обработки, например, анодирования или фосфатирования, также может быть полезным для улучшения адгезии.

Механические свойства подложки и грунта задавались численными значениями в SolidWorks. Особенно важно было задать модуль Юнга, предельные напряжения и коэффициент Пуассона для каждого материала.

На этапе подготовки модели были выполнены проверка геометрии и упрощение модели, чтобы исключить сложные элементы. Полученная упрощенная исследуемая 3D модель показана на рис.2. Модель с трещиной показана на рис.3.

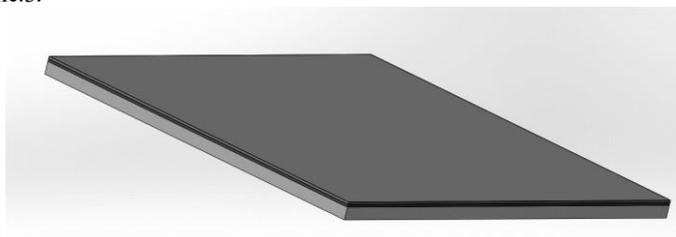


Рис.2. Упрощенная модель для оценки прочности по МКЭ



Рис.3. Смоделированная трещина в полиуретановом покрытии

Параметры модели:

- Размер каждого слоя: 50×50 мм.
- Толщина сплава Ti-8Al-1Mo-1V – 15 мм;
- Толщина грунта – 3 мм;
- Толщина напыляемого полиуретанового покрытия – 3 мм.

Параметры трещины:

- Длина – 140 мм;
- Средняя толщина – 2 мм;
- Глубина – 3 мм.

2. Настройка параметров анализа.

Был выбран статический анализ, так как его достаточно для оценки прочности покрытия.

3. Создание сетки в SolidWorks Simulation.

Были задан параметр, такой как размер элемента. Чем меньше элемент, тем больше точность анализа.

4. Задание условий нагрузки и закреплений

Это ключевой этап, на котором необходимо задать все внешние нагрузки и способы крепления. Закрепления было задано фиксированным. Нагрузки заданы через силу, имитирующую растяжение (10000 Н).

При задании условий нагрузки и закреплений на модели, обязательно учитывалось расположение трещины. Нагрузка может вызывать концентрацию напряжений вокруг трещины, что может влиять на результаты анализа. Схема приложения сил на растяжение и закрепление представлены на рис.4. Схема приложения аналогичных сил на покрытие с трещиной показано на рис.5.

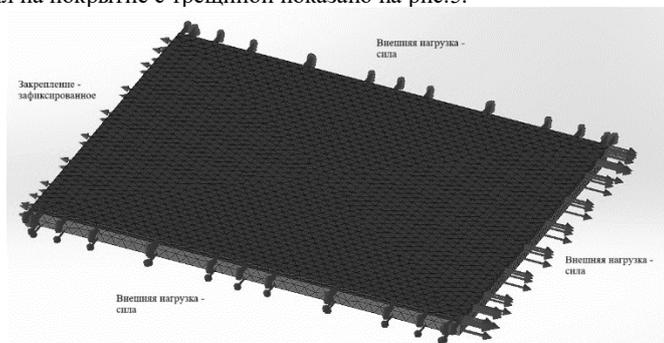


Рис.4. Схема приложенных сил и закрепление

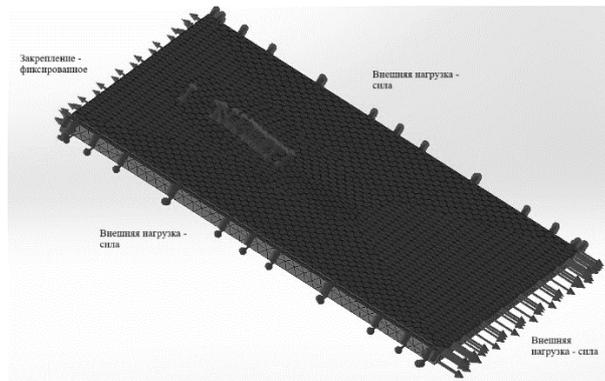


Рис.5. Схема приложения сил и закрепления на модель с трещиной

5. Получение результатов

Особое внимание уделено зонам вокруг трещин, чтобы проверить, как изменяется распределение напряжений и деформаций.

Метод конечных элементов в SolidWorks позволяет получить детализированные результаты по прочности покрытия, что критически важно для дальнейшего использования. Каждый этап, от подготовки до анализа результатов, играет важную роль в успешности всего процесса.

Напряжения без трещины и с трещиной показаны на рис.6 и рис.7 соответственно.

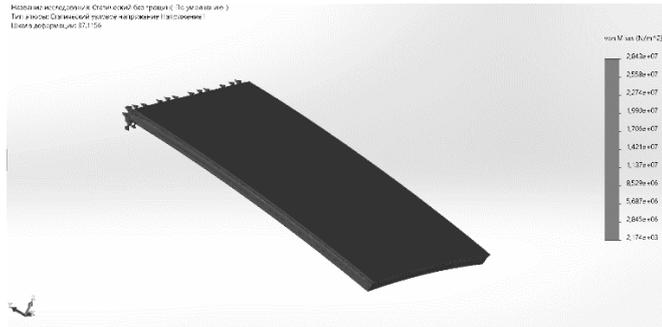


Рис.6. Статическое узловое напряжение в модели без трещины

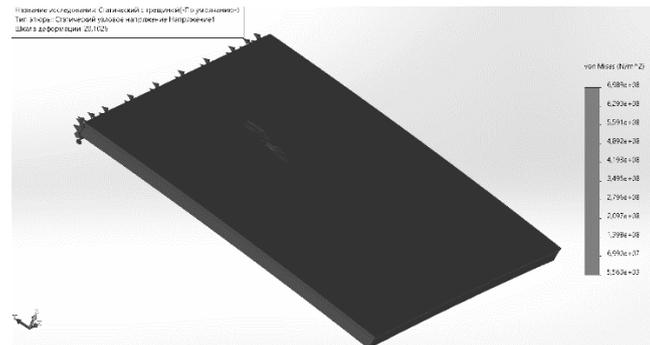


Рис.7. Статическое узловое напряжение в модели с трещиной

Максимальное напряжение в зоне трещины составляет 4.5×10^8 Н/м². Без трещины же максимальное напряжение в полиуретановом покрытии составляет 2.17×10^8 Н/м². Трещина выступает как концентратор напряжений, что означает, что в этом месте материал становится более уязвимым к разрушению. Это может привести к тому, что даже при относительно небольших приложенных нагрузках трещина будет стремиться увеличиваться, так как локальные напряжения могут превышать предел прочности материала.

Деформация модели без трещины и с трещиной демонстрируется на рис.8 и рис.9 соответственно.

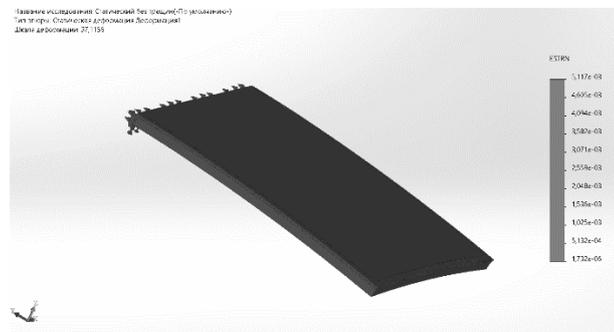


Рис.8. Статическая деформация модели без трещины

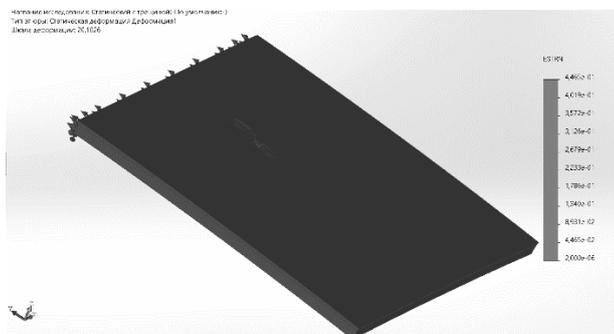


Рис.9. Статическая деформация модели с трещиной

Деформация модели без трещины присутствует по контуру модели и составляет 3.1×10^{-3} . Деформация в модели с трещиной присутствует в зоне ее образования и составляет 3.1×10^{-1} . Прежде всего, стоит отметить, что деформация в модели с трещиной в десять раз превышает деформацию в модели без трещин. Это указывает на то, что наличие трещины значительно снижает жесткость и прочность материала, сосредоточив больше энергии нагрузки в области трещины. Локальное увеличение деформации в зоне трещины является признаком того, что материал в этом месте более подвержен дополнительным нагрузкам и может легко прогрессировать к разрушению.

Кроме того, такая разница в эквивалентной деформации может сигнализировать о том, что трещина влияет на распределение напряжений внутри материала.

Напыляемое полиуретановое покрытие обеспечивает надежную защиту ракетно-космической техники от целого ряда внешних воздействий, благодаря своим механическим, антикоррозионным и химическим свойствам, а также высокой адгезии, гибкости и экологичным характеристикам. Это делает его целесообразным выбором для комплексной защиты высокотехнологичных объектов в условиях космических полетов и запуска.

Однако наличие трещин не только повышает риск дальнейшего разрушения материала, но и существенно снижает его эксплуатационные характеристики. Конструкция не сможет эффективно выдерживать эксплуатационные нагрузки при наличии трещины, так как она может достичь предела прочности значительно быстрее по сравнению с целостной моделью. Важно проводить регулярный мониторинг состояния таких материалов и, если необходимо, принимать меры к предотвращению дальнейшего расширения трещин или повреждений, чтобы сохранить эксплуатационные характеристики и предотвратить катастрофические отказы.

Научный руководитель – заведующий кафедрой А2, к.т.н., доцент А.Ю. Андрушкин

Библиографический список

1. Е.Н. Каблов. Материалы для авиакосмической техники // «Все материалы. Энциклопедический справочник», №5. ВИАМ, 2007 г.
2. Полиуретановые износостойкие покрытия // Научно-технический центр резинотехнических изделий и полимеров; URL: <https://ntcrti.ru/poleznye-materialy/poliuretanovye-iznosostoykie-pokrytiya> (дата обращения: 20.02.2025).
3. Эпоксидный грунт для машиностроения: рейтинг производителей // Технологии покрытия: продажа ЛКМ и окрасочного оборудования; URL: <https://lkm.space/blog/epoksidnyj-grunt-dlya-mashinostroeniya> (дата обращения: 22.02.2025).
4. Что делать, когда приходится считать прочность детали? // Цифровой прогресс; URL: <https://dipro.ru/vvedenie-v-metod-konechnykh-elementov/> (дата обращения: 19.01.2025).

УДК 621.515.5; 004.942; 519.6

ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ РАБОЧЕГО КОЛЕСА КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

А.С. Полевая¹, А.П. Байнов², Л.С. Лаврищева², Н.Н. Староверов²

¹. Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

². ООО «ЛС-Технологии»

Отрасль турбомашиностроения многогранна: турбины, компрессоры, насосы и другие турбомашинны применяются и играют важную роль практически во всех сферах промышленности и экономики. Постоянный рост требований к эффективности и надёжности турбомашин, а также сокращения сроков их разработки требует применения наиболее эффективных подходов к проектированию. Одним из таких подходов является трёхмерная параметрическая оптимизация, проводимая с применением методов вычислительной гидродинамики.

Однако создание цифровой параметрической трёхмерной модели со сложными криволинейными поверхностями сопряжено с рядом трудностей, таких как необходимость работы с исходным математическим описанием изделия, большое количество управляемых параметров, возникновение осцилляций и зазоров на геометрии. Распространённые САД-системы и средства генерации 3D-моделей турбомашин используют неэффективные подходы для параметризации поверхностей и элементов. Зачастую для описания геометрии лопаток используют кривые Безье и сплайны низкого порядка, которые не предоставляют необходимой гибкости и надёжности при перестроении геометрии. При одновременном изменении по нескольким величинам велик риск возникновения осцилляций на поверхности модели, показанных на рис. 1.

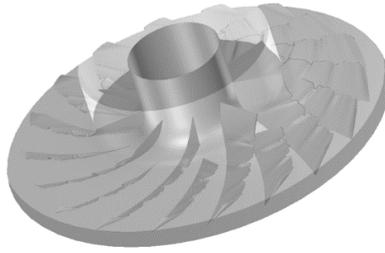


Рис. 1. Осцилляции на лопатках при изменении параметров геометрии компрессора в Ansys BladeGen

Многолетние исследования [1, 2, 3] в области проблем параметризации геометрии сложных криволинейных форм в различных отраслях промышленности привели к необходимости разработки собственного геометрического ядра Flypoint Parametrica, которое на фундаментальном уровне обеспечивает свободу при выборе управляемых параметров 3D-модели, предоставляет инженерам полный контроль над формой изделия и позволяет работать с геометрией модели в реальном времени и широком диапазоне параметров, не допуская возникновения артефактов. В рамках развития возможностей геометрического ядра мы обобщили подходы к параметризации геометрии, широко зарекомендовавшие себя в авиа- и судостроении, на трехмерную геометрию турбомашин.

Объектом исследования в данной работе является центробежный компрессор низкого давления (КНД) со сплиттерной лопаткой. Его первичный облик был получен в ходе этапа предварительного проектирования по инженерным методикам и проверен с применением средств численного моделирования.

Разработанный подход к математическому описанию геометрии КНД подразумевает параметризацию меридионального сечения и переменной профилировки лопаток. Меридиональное сечение определяется кривыми втулки и периферии, описываемыми с помощью неоднородных рациональных В-сплайнов (NURBS). Меридиональный навал задается с помощью деформационных кривых, накладываемых на прямолинейные участки на входной и выходной кромках, что позволяет сократить число управляемых параметров при определении геометрии меридионального сечения. Профилировка лопаток определяется набором профилей, расставленных по слоям (относительным радиусам), каждый из которых определяется распределениями толщины и тангенциальной координаты (углом α) по нормированной (обезразмеренной) хорде каждого профиля. На исходное распределение толщины может быть наложена деформационная кривая, позволяющая локально изменять толщину лопатки не более чем в 4 точках по нормированной хорде каждого профиля. Работа с распределением тангенциальных координат по хорде позволяет явно определять лопаточные углы α_1 и α_2 на входе и выходе лопатки для каждого профиля, оставляя другие участки средней линии профиля свободными для деформирования в процессе оптимизации. В данной работе распределение тангенциальных координат по хорде управлялось одной дополнительной контрольной точкой NURBS-кривой.

Сплиттерная лопатка строилась по топологии и распределениям, идентичным с основной лопаткой, со смещением начальной координаты носика каждого профиля на заданное расстояние вдоль оси турбомашин в меридиональной плоскости. Подрезка входных кромок профилей выполнялась по эллиптической кривой, выходных – прямолинейным участком на основании фактических пространственных координат профилей при их интерполяции на криволинейные поверхности, полученные при повороте линий течения в меридиональном сечении.

Итоговая 3D-геометрия формируется сплайн-поверхностями и представлена на рис.2.

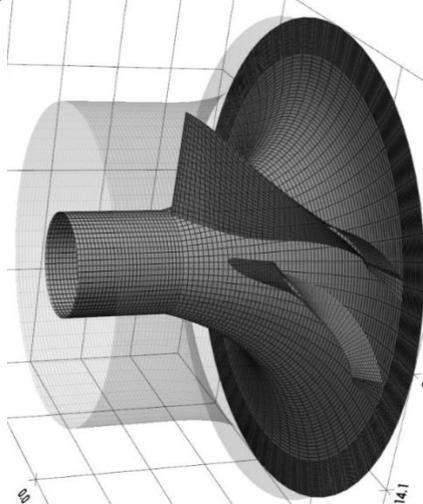


Рис. 2. Сформированная трёхмерная геометрия компрессора низкого давления

В данной работе оптимизация проводилась только для профилировки, меридиональное сечение, включая кривые втулки и периферии, оставалось неизменным. В качестве управляющих параметров для каждого профиля в данной работе рассматривались:

- Входной и выходной углы, α_1 и α_2 ;
- Угол установки, γ ;
- Положение управляющей точки NURBS-кривой распределения тангенциальной координаты по нормированной хорде, θ .

Таким образом на две лопатки (основную и сплиттерную) с идентичной профилировкой, составленной из двух профилей (на втулке и периферии), получается 8 управляющих параметров.

Важным этапом решения задач трехмерной параметрической оптимизации является автоматизация всех элементов расчетного процесса, исключая всякое интерактивное участие инженера на любом этапе расчета. Для автоматизации процедуры расчетов были написаны сценарии для расчетных пакетов в составе программного комплекса Ansys. После обновления параметрической модели турбомшины происходит экспорт всех необходимых данных в генератор структурированной сетки Ansys TurboGrid. Все настройки и процесс генерации сетки были также автоматизированы в сценарии на языке CCL (CFX Command Language – язык команд CFX). Полученная сетка передается в препроцессор Ansys CFX Pre, где с помощью отдельного сценария CCL производится автоматическая настройка граничных условий, параметров расчета и контрольных данных. При завершении всех подготовительных этапов начинался расчёт в Ansys CFX, результаты которого автоматически выгружались в постпроцессор Ansys CFD-Post, где также на основе сценария CCL производился автоматизированный анализ аэродинамических характеристик и экстракция выходных параметров оптимизации. Итоговые характеристики новой геометрии передаются в оптимизатор Ansys optiSLang, в котором осуществляется непосредственный анализ целевой функции на экстремум и производится генерация нового вектора управляющих параметров модели. В результате оптимизационный цикл замыкается.

Расчётная модель представляет собой сектор, содержащий одну основную и сплиттерную лопатку (рис. 3). Параметры генерации расчетной сетки настроены таким образом, чтобы безразмерный параметр Y^+ строго принимал значения до 1 на всех поверхностях расчетной модели.

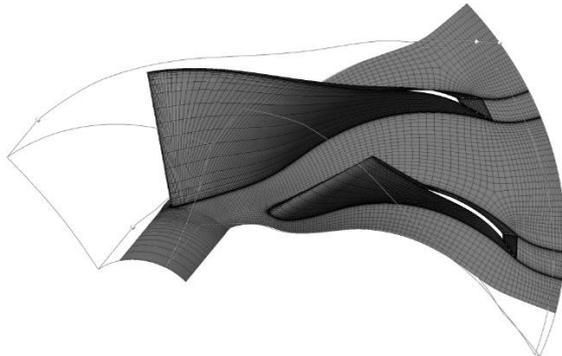


Рис. 3. Осесимметричная часть компрессора, используемая в расчёте

Геометрия строилась и рассчитывалась без учёта радиальных зазоров у втулки и периферии рабочего колеса. Численное моделирование осуществлялось в стационарной постановке с использованием уравнений Навье–Стокса, осреднённых по Рейнольдсу и замкнутой моделью турбулентности $k-\omega$ SST Ментера.

На входе в расчетный домен были заданы референсные значения давления и температуры. На выходе установлен скорректированный массовый расход газа. На стенках геометрической модели было задано условие прилипания. На левой и правой границах расчётной области установлено условие периодичности. Все условия для проведения численного моделирования указаны в таблице 1. В качестве выходных параметров в расчете рассматривались давление, температура, значение скорости, осредненное по выходному сечению расчетного домена, степень повышения давления, а также КПД компрессора как мера его аэродинамической эффективности. Размерность исходной расчётной сетки составила 240 тыс. ячеек.

Таблица 1 – входные данные при расчёте модели.

Решатель	RANS
Модель турбулентности	$k-\omega$ STT
Среда	Воздух (идеальный газ)
Скорректированный массовый расход	0,484
Давление	101353 Па (на входе)
Температура	288,15 К (на входе)
Частота вращения	155733 об/мин

Расчёт проводится в решателе Ansys CFX. После его завершения были определены характеристики модели (таблица 2), которые в последствии будут использованы в качестве ограничений при настройке оптимизатора.

Таблица 2 – данные полученные после расчёта исходной модели.

Характеристика	Значение
Давление	251370 Па
Температура	387 К
Скорость	240,9 м/с
Степень повышения давления	2,48
КПД	88,6%

В оптимизационной задаче целевой функцией была выбрана максимизация КПД компрессора. На получаемые характеристики моделей было установлено ограничение по степени повышения давления так, чтобы оно было не меньше исходного.

Оптимизация проводилась в два этапа: анализ чувствительности с построением адаптивной метамодели оптимального прогноза и далее – оптимизация по метамодели на базе алгоритма NLPQL с последующей валидацией результатов.

В процессе анализа чувствительности были выявлены зависимости между входными и выходными параметрами. Эти зависимости отображены в виде значений коэффициента прогноза, демонстрирующего степень нелинейного влияния параметров друг на друга, в процентах в ячейках матрицы чувствительности.

Согласно данным, полученным из матрицы чувствительности для ключевых параметров, показатель КПД (efficiency) обусловлен на 32,6% и 24,8% входными углами передней кромки лопатки (α_{1_1} и α_{1_2} соответственно). Степень повышения давления также на 13,1% и 11,7% зависит от входных углов передней кромки лопатки, и в тоже время на 9,9% определяется влиянием угла установки у втулки (γ_{1_1}).

Поверхность отклика для КПД компрессора низкого давления как трехмерная функция зависимости от ключевых, наиболее значимых параметров, представлена на рис.4. Показатель качества прогноза для коэффициента полезного действия КНД составляет 62%, что является приемлемым результатом для метамоделирования. Такое значение связано с ощутимым уровнем шума исследуемых функций, однако ниже будет продемонстрировано, что 62% достаточно, чтобы провести успешную оптимизацию.

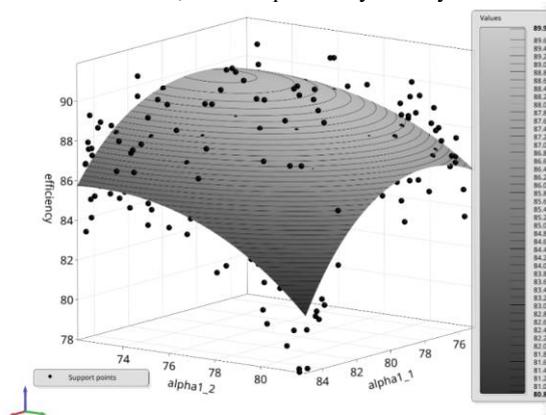


Рис. 4. Поверхность отклика для коэффициента полезного действия компрессора

Оптимизация заняла 25 часов на 250 итераций. По её итогу удалось получить перспективный дизайн лопаток компрессора, его сравнение с исходной формой до оптимизации показано на рисунке 5.

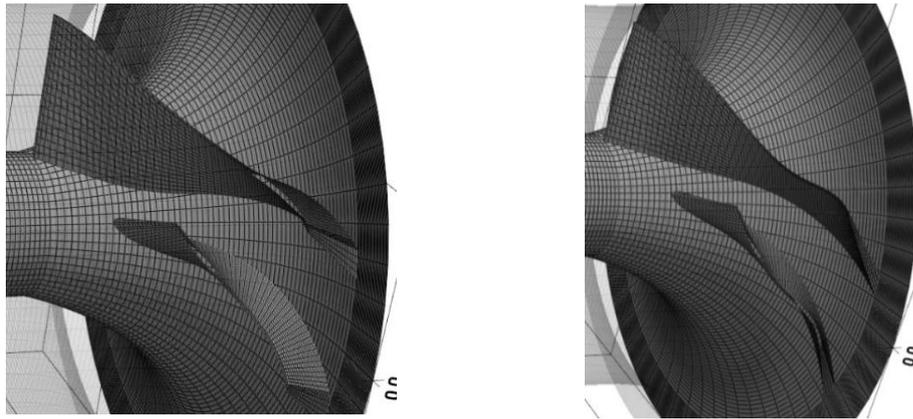


Рис. 5. Сравнение исходной геометрии КНД (слева) и оптимизированной (справа)

Характеристики оптимизированного варианта соответствуют всем ограничениям и представлены в таблице 3.

Таблица 3 – сравнение характеристик исходной формы с оптимизированной.

Характеристика	Исходное значение	Оптимизированное значение
Давление	251370	253638 (+0,9%)
Температура	387	386 (-0,3%)
Скорость	240,9	233,5 (-3,1%)
Степень повышения давления	2,48	2,50(+0,8%)
КПД	88,6%	90,3%(+1,9%)

Итогом оптимизации стало повышение коэффициента полезного действия КНД на 1,9%. На это повлияло увеличение степени повышения давления на 0,8% и незначительное снижение температуры потока на выходе на 0,3%.

В таблице 4 представлены сравнения значений исходных управляемых параметров и полученных в ходе оптимизации. На рисунках 6 и 7 показаны графики сравнения тангенциальной координаты θ по относительной координате по длине профиля у втулки и периферии соответственно.

Таблица 4 – изменения управляемых параметров до и после оптимизации.

№	Обозначение параметра	Начальное значение	Оптимизированное значение	Сравнение
1	Alpha1-1	80	77,91	-2,6%
2	Alpha1-2	77	72,93	-5,3%
3	Alpha2-1	40	35	-12,5%
4	Alpha2-2	35	34,67	-0,9%
5	Gamma1	52	54,82	+5,4%
6	Gamma2	49,44	48,91	-1,1%
7	Theta-deform1	0,35	0,315	-10%
8	Theta-deform2	0,35	0,385	+10%

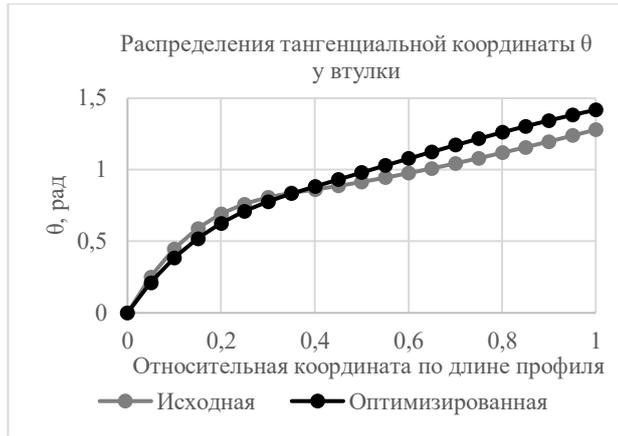


Рис. 6. График значений θ исходной и оптимизированной геометрии у втулки по относительной координате по длине профиля.

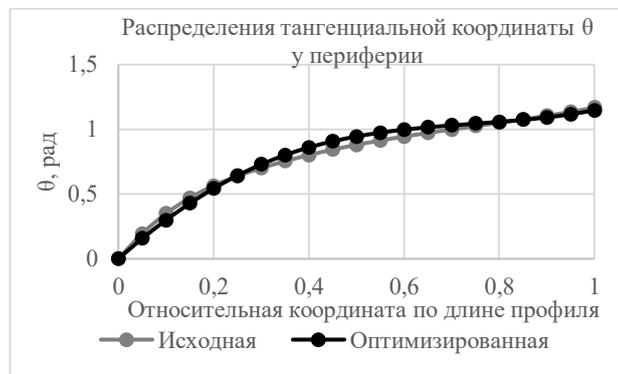


Рис. 7. График значений θ исходной и оптимизированной геометрии у периферии по относительной координате по длине профиля.

Сравнение полей распределения давления в межлопаточном сечении у втулки и периферии представлены на рисунках 8 и 9. На них видно, что давление на передней кромке лопаток уменьшилось, что создает дополнительное разрежение на входе в межлопаточный канал и положительно влияет на течение в компрессоре.

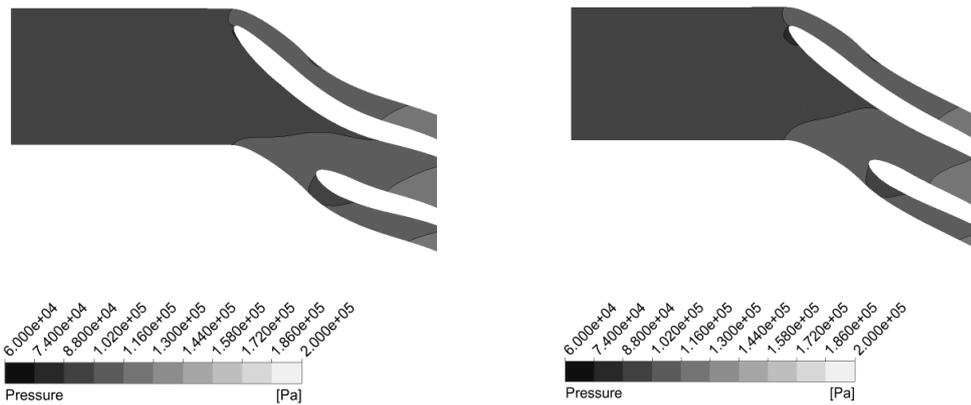


Рис. 8. Распределение давления у втулки в исходной геометрии (слева) и оптимизированной (справа)

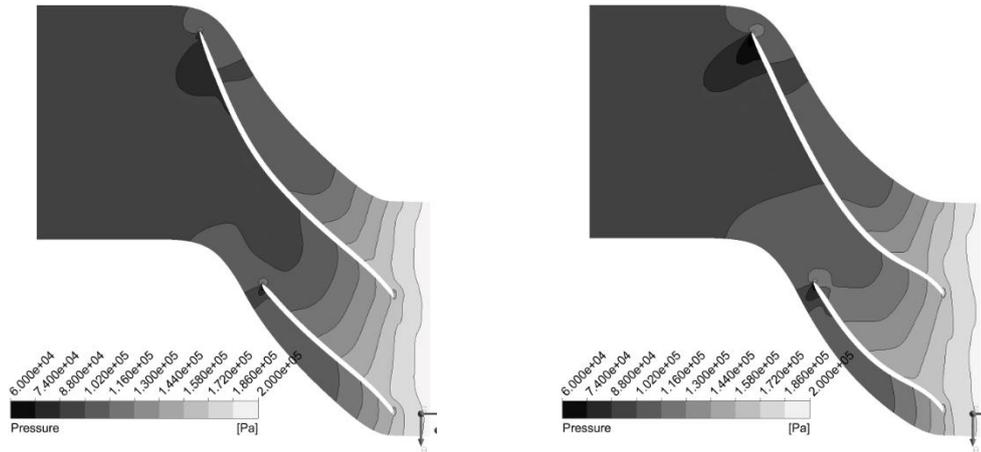


Рис. 9. Распределение давления у периферии в исходной геометрии (слева) и оптимизированной (справа)

Распределение скоростей вблизи периферии показаны на рисунке 10. По ним видно, как в оптимизированном варианте благодаря изменённой геометрии лопаток изменилась структура течения. В частности, снизилась интенсивность поджатия потока на задних кромках, ввиду уменьшения скорости на выходе на 3,1%.

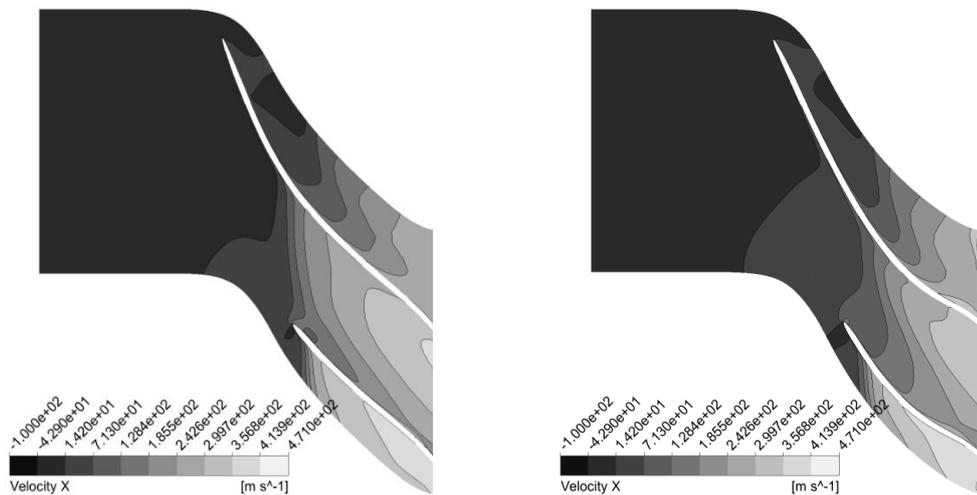


Рис. 10. Распределение скоростей у периферии в исходной геометрии (слева) и оптимизированной (справа)

При рассмотрении изменения полей кинетической энергии турбулентности на рисунке 11, можно видеть, что поток в результате оптимизации стал менее турбулентным, что также повлияло на изменение скорости на выходе и значение итогового КПД.

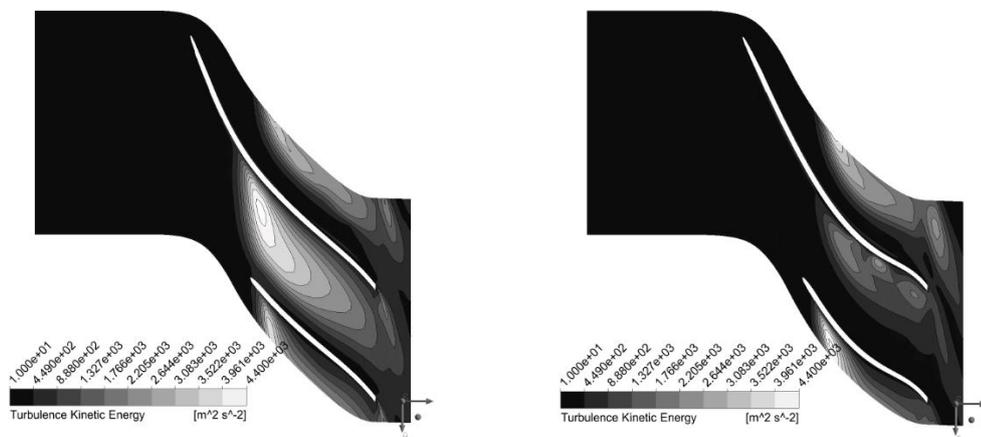


Рис. 11. Распределение кинетической энергии турбулентности в межлопаточном канале в исходной геометрии (слева) и оптимизированной (справа)

В данной работе продемонстрирован новый подход к созданию трёхмерной параметрической модели компрессора низкого давления и управлению его формой в широком диапазоне параметров без риска возникновения осцилляций. Используя всего 8 управляемых параметров, удалось провести автоматизированную оптимизацию без потери математического описания с учётом всей сложности её топологии.

Реализована технология трёхмерной параметрической оптимизации, где был настроен и автоматизирован каждый шаг расчетного процесса: создание параметрической модели, её отправка в генератор структурированной сетки, передача сетки в решатель и настройка граничных условий, параметров расчёта и вывод получаемых данных, их аэродинамический анализ.

В итоге трёхмерной параметрической оптимизации удалось увеличить степень повышения давления на 0,8%, а температура на выходе уменьшилась на 0,3%. Всё это в сумме позволило повысить КПД компрессора на 1,9%, с соблюдением всех наложенных ограничений.

Научный руководитель – к.ф.-м.н. Л.С. Лаврищева, к.т.н. Н.Н. Староверов

Библиографический список

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

2. *Лаврищева Л.С., Новоселов В.Н.* Оптимизация формы гребного винта в однородном потоке: Труды Крыловского государственного научного центра – 2018; специальный выпуск 1

3. *Быковская Е.Д., Лаврищева Л.С., Староверов Н.Н., Трубицын И.И.* Технология трехмерной параметрической оптимизации внешних обводов мотогондолы авиационного двухконтурного турбореактивного двигателя с использованием Flupoint Parametrica и LS-Tech Framework: Сборник трудов 10 российской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике»: – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2024. – 522 с.

УДК 629.7.01

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СВАРКИ ТРЕНИЕМ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

О.С. Матвеева, К.О. Рожкова, Д.А. Ушаков, А.С. Матвеев

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

Сварка трением (СТ) представляет собой инновационный метод соединения материалов, принципиально отличающийся от традиционных технологий сварки плавлением (дуговая, лазерная, электронно-лучевая) и сварки давлением (холодная, диффузионная). В основе процесса лежит генерация тепла за счет механического трения между свариваемыми поверхностями с последующей пластической деформацией в твердой фазе. Это исключает образование жидкой фазы, что минимизирует дефекты, характерные для расплавных методов, такие как поры, трещины и оксидные включения. В результате динамической рекристаллизации в зоне контакта формируется мелкозернистая структура (1–5 мкм), лишенная крупных дендритов и классических зон термического влияния (ЗТВ). Данная технология активно внедряется в авиадвигателестроении, где требования к массе, прочности и температурной стабильности соединений достигают экстремальных значений.

Без постоянного развития технологий сварки, таких как сварка трением (СТ), авиастроение не сможет двигаться вперед. Современные авиационные конструкции требуют легких, прочных и надежных соединений, которые могут обеспечить только передовые методы сварки. Инновации в этой области позволяют создавать более эффективные и безопасные летательные аппараты, что делает развитие сварочных технологий критически важным для будущего авиации.

Одним из ключевых факторов, значительно влияющих на структуру шва и формирование соединения при сварке трением с перемешиванием (СТП), является конструкция инструмента. Элементы инструмента, такие как рабочий стержень и опорный бурт, взаимодействуют с материалом, который нагревается до пластического состояния благодаря силам трения, и формируют потоки пластического течения. Инструмент, особенно его рабочий стержень, подвергается значительным термомеханическим нагрузкам. На разогретый рабочий стержень одновременно воздействуют крутящий момент и знакопеременные циклические изгибающие силы (Рис.1)

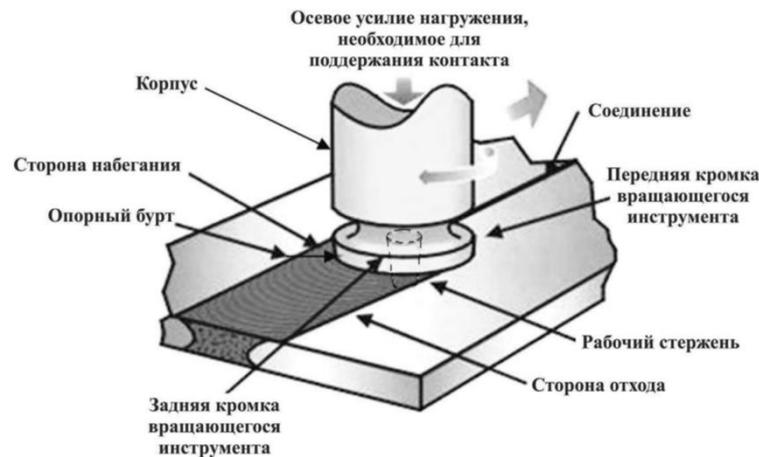


Рис.1. Схема сварки трением [1]

Ключевым преимуществом сварки трением является отсутствие классической ЗТВ, характерной для сварки плавлением. В традиционных методах, таких как TIG (англ. Tungsten Inert Gas – сварка вольфрамом в среде инертного газа) или MIG (англ. Metal Inert Gas) — сварка металлическим электродом в среде инертного газа) (Рис.2), неравномерный нагрев приводит к формированию области с измененной микроструктурой, где укрупнение зерен, остаточные напряжения и дефекты (поры, горячие трещины) снижают механические свойства соединения. В СТ температура в зоне контакта не превышает 0,8 от точки плавления материала, а локальный нагрев сопровождается интенсивной пластификацией, разрушающей поверхностные оксидные пленки, такие как Al_2O_3 на алюминиевых сплавах. Это обеспечивает однородную мелкозернистую структуру, близкую по свойствам к основному материалу. Например, для алюминиевых сплавов 7-й серии и Al-Li предел прочности сварного шва достигает 95% от исходного значения, тогда как при дуговой сварке этот показатель редко превышает 70–80% [2].

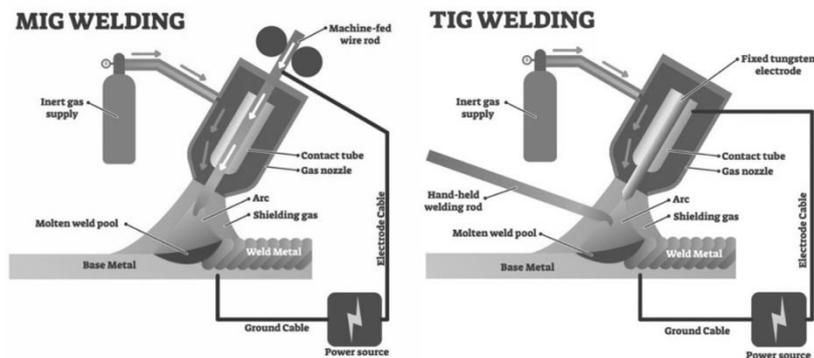


Рис.2. Методы сварки [3]

Еще одним преимуществом СТ является энергоэффективность. В отличие от методов сварки плавлением, где значительная часть энергии расходуется на нагрев и плавление материала, в СТ энергия направлена на трение и пластическую деформацию. Это снижает общее тепловложение на 30–50%, минимизируя коробление деталей. Для прецизионных компонентов авиадвигателей, таких как камеры сгорания или корпуса подшипников, где допустимы лишь микронные деформации, это свойство становится критичным [4].

СТ также демонстрирует превосходство при сварке материалов, которые сложно сваривать традиционными методами. Высокопрочные алюминиевые сплавы (Al 7xxx), титановые (Ti-6Al-4V) и никелевые суперсплавы (Inconel 718), склонные к растрескиванию при сварке плавлением, успешно соединяются методом СТ. Технология предотвращает образование интерметаллидов в разнородных соединениях, таких как Al-Ti или Ni-Ti, что особенно важно для турбинных дисков, где жаропрочные никелевые сплавы интегрируются с легкими титановыми ободами. Эксперименты показали, что такие соединения выдерживают напряжения сдвига до 350 МПа, что недостижимо для традиционных методов из-за хрупкости интерметаллических фаз [5].

Среди методов сварки давлением СТ выделяется скоростью и универсальностью. Например, диффузионная сварка требует до нескольких часов для завершения процесса, в то время как СТ занимает от до 120 секунд. Кроме того, СТ не предъявляет строгих требований к чистоте поверхностей — оксидные пленки разрушаются за счет трения, что упрощает подготовку деталей. В отличие от холодной сварки, которая ограничена простыми геометрическими формами, СТ применима для крупногабаритных конструкций, таких как авиационные панели или полые лопатки. Оборудование для СТ, хотя и дорогостоящее (CNC-машины FSW (англ. Friction Stir Welding – сварка трением с перемешиванием) стоят

до 2 млн \$), проще в эксплуатации, чем установки для диффузионной сварки, требующие вакуума или инертной атмосферы [6].

Динамическая рекристаллизация, лежащая в основе СТ, играет ключевую роль в формировании структуры соединения. В алюминиевых сплавах этот процесс происходит при температурах 350–450°C, когда деформация вызывает фрагментацию исходных зерен с последующим ростом новых, свободных от дислокаций. Для никелевых суперсплавов (Inconel 718) критичным параметром является скорость деформации: например, при скорости вращения инструмента 100–300 об/мин и поступательной скорости 20–50 мм/мин достигается равномерное зерно размером 2–4 мкм [7].

Несмотря на преимущества, сварка трением имеет ряд ограничений. Геометрические требования затрудняют ее применение для сложных профилей: метод FSW требует двустороннего доступа инструмента, что делает невозможной сварку замкнутых полостей, а радиальная СТ применима только для тел вращения (штулки, кольца). Высокая стоимость оборудования и быстрый износ инструмента, особенно при работе с тугоплавкими материалами, также остаются проблемой. Например, инструменты из карбида вольфрама (WC-Co) для сварки алюминия выдерживают до 500 метров шва, но при работе с титаном их ресурс сокращается до 50–100 метров [8]. Кроме того, скорость СТ, хотя и выше, чем у многослойной TIG-сварки, уступает точечной контактной сварке для отдельных соединений (1–5 секунд на соединение).

В авиадвигателестроении СТ используется для создания монолитных конструкций, заменяющих клепаные и болтовые соединения (Рис.3). Примером служат полые титановые лопатки, изготовленные методом FSW: их масса на 15–25% меньше цельных аналогов, что для двигателя Rolls-Royce означает экономию топлива до 300 кг в год на самолет при снижении массы всего на 1 кг. В двигателе GE9X компании General Electric титановые детали вентилятора, и первые 5 ступеней компрессора соединяются без крепежа, повышая надежность и снижая массу

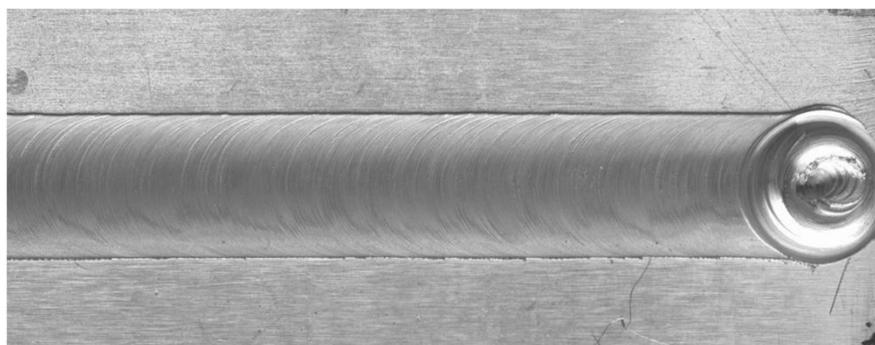


Рис.3. Внешний вид шва [9]

Технология также находит применение в других аэрокосмических системах. В космических аппаратах СТ используется для сварки топливных баков из алюминиево-литиевых сплавов, где требования к герметичности и массе делают традиционные методы менее предпочтительными. В спутниковых платформах разрабатываются гибридные методы на основе СТ для соединения панелей из углепластика (CFRP) с металлическими каркасами, что снижает массу конструкции до 40% [10]. Перспективным направлением является ремонт без демонтажа: например, восстановление посадочных поверхностей валов турбин локальной СТ, что сокращает время простоя оборудования, что невозможно традиционными методами, из-за возможных термических деформаций и ограниченного пространства.

Дальнейшее развитие СТ направлено на устранение существующих ограничений, таких как геометрические ограничения и износ инструмента, чтобы расширить её применение в различных отраслях. Ведутся исследования по оптимизации геометрии инструментов для сварки замкнутых профилей, а также разработке материалов с повышенной износостойкостью, таких как поликристаллический алмаз (PCD). Расширяется диапазон совместимых материалов: эксперименты с керамико-металлическими композитами (например, SiC-Al) показывают возможность создания термостойких соединений для гиперзвуковых двигателей [11]. Важным направлением является гибридизация процессов: комбинация СТ с аддитивными технологиями (например, Wire Arc Additive Manufacturing) позволяет формировать сложные интегральные конструкции с градиентными свойствами.

Сварка трением, не имея ключевые недостатки традиционных методов, набирает популярность для критичных узлов авиадвигателей и аэрокосмических систем. Ее преимущества — отсутствие классической ЗТВ, высокая прочность, возможность соединения разнородных материалов — обеспечивают прогресс в создании легких, надежных и энергоэффективных конструкций. Дальнейшая оптимизация оборудования, снижение износа инструмента и интеграция с новыми материалами откроют большие возможности для применения СТ в перспективных областях, таких как многоразовые космические системы и электрическая авиация.

Библиографический список

1. Карманов, В. В. Сварка трением с перемешиванием алюминиевых сплавов: сущность и специфические особенности процесса, особенности структуры сварного шва / В. В. Карманов, А. Л. Каменева, В. В. Карманов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2012. – № 32. – С. 67-80. – EDN OZOMDV.

2. Mishra, R.S., Ma, Z.Y. *Friction Stir Welding and Processing*. ASM International, 2007. DOI: 10.31399/asm.tb.fswp.9781627082836
3. <https://www.hitboxweld.com/blogs/blog/stick-tig-mig-what-kind-of-welding-are-you-prefer>
4. Threadgill, P.L., et al. *Friction stir welding of aluminium alloys*. International Materials Reviews, 2009. DOI: 10.1179/174328009X411136
5. Rai, R., et al. *Friction Stir Welding of Dissimilar Alloys*. Springer, 2017. DOI: 10.1007/978-981-10-2959-1
6. Nandan, R., et al. *Recent advances in friction-stir welding – Process, weldment structure and properties*. Progress in Materials Science, 2008. DOI: 10.1016/j.pmatsci.2008.05.001
7. Huang, Y., et al. *Friction Stir Welding of Inconel 718*. Journal of Materials Processing Technology, 2011. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2011.05.010
8. Mishra, R.S., et al. *Tool durability in friction stir welding*. Science and Technology of Welding and Joining, 2005. DOI: 10.1179/174329305X44191
9. <https://svarka-24.info/svarka-treniem-s-peremeshivaniem-konstrukcionnyx-materialov/>
10. NASA Technical Reports Server. *Friction Stir Welding in Aerospace Applications*. 2018. URL: <https://ntrs.nasa.gov>
11. Avedesian, M.M., Baker, H. *ASM Specialty Handbook: Magnesium and Magnesium Alloys*. ASM International, 1999.

УДК 620.178.15

ПОВЫШЕНИЕ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СВАРОЧНОГО ШВА МЕТОДОМ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ УДАРНОЙ ОБРАБОТКИ

Р.В. Пастухов, А.И. Кузнецов, Н.А. Усиков

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

Востребованность сварных конструкций при изготовлении изделий ракетно-космической техники (РКТ) в настоящее время не вызывает сомнений. Современные высокотехнологичные сварочные процессы позволяют коренным образом изменить способы изготовления объектов РКТ: корпусов ракетных двигателей твердого топлива, жидкостных ракетных двигателей, топливных баков, герметичных корпусов космических аппаратов, сопловых блоков. Основным технологическим методом при изготовлении стартовых ракетных комплексов также является сварка.

Постоянное конструктивное совершенствование объектов РКТ выдвигает жесткие требования к технологическому процессу их производства. Надёжность работы изделий РКТ напрямую зависит от герметичности сварных соединений. Низкое качество в сварном соединении, чаще всего, наблюдается в металле шва и прилегающих к нему участках зоны термического влияния, что обусловлено высокими остаточными напряжениями и наличием допустимых дефектов. При сварке остаточные напряжения возникают из-за перехода металла из жидкого в твердое состояние, этот переход сопровождается усадкой металла. При эксплуатации герметичной конструкции, находящейся под давлением, может произойти разгерметизация сварного соединения, что приведет к отказу изделия. Особенно способствуют образованию и развитию трещин в сварном соединении растягивающие напряжения.

Описанные факторы обуславливают актуальность задачи обеспечения надёжности РКТ за счет повышения качества сварных соединений.

Для повышения качества применяют различные методы снижения остаточных напряжений в сварных соединениях, такие как термообработка (подогрев, отпуск, отжиг) и вибрационная обработка. Эти методы имеют ряд ограничений, связанных с габаритами свариваемого изделия, применяемого способа сварки и метода снятия остаточных напряжений.

Высокой универсальностью обладает метод ультразвуковой ударной обработки (УУО), обеспечивающий эффективное снятие и стабилизацию сварочных напряжений. При ультразвуковой ударной обработке происходит пластическое деформирование поверхности металла сварного шва и зоны термического влияния, что приводит к поверхностному наклепу. Ультразвуковая ударная обработка обеспечивает смену растягивающих напряжений на сжимающие напряжения в сварном соединении.

В ряде работ [4-7] отмечено, что ультразвуковая ударная обработка повышает качество и безопасность сварного соединения за счет:

- снижения остаточных напряжений в сварном шве и зоне термического влияния;
- получения поверхностного упрочненного слоя с повышенным сопротивлением к образованию трещин;
- измельчения зёрен металла в сварном шве.

Изменение свойств сварного соединения до и после ультразвуковой ударной обработки можно оценить косвенно, по его твердости. По твердости металла сварного соединения можно определить его прочностные и пластические свойства.

Целью исследования является экспериментальная оценка повышения качества сварного соединения в результате его ультразвуковой ударной обработки для обеспечения герметичности.

1. Методы исследования

Для снятия и благоприятного перераспределения остаточных напряжений в сварном соединении был применен метод ультразвуковой ударной обработки комплексом «Шмель».

Технологический комплекс «Шмель» состоит из ультразвукового инструмента, источника питания, соединительных элементов, и предназначен для упрочняющей обработки сварных соединений металлоконструкций методом ударного деформирования на ультразвуковой частоте. Ультразвуковая ударная обработка сварного соединения должна проводиться непосредственно после сварки изделия с применением входящего в комплект данного комплекса инструмента с расположенными в ряд иглами-ударниками.

О прочностных характеристиках металла сварного соединения (предел прочности при растяжении или временное сопротивление σ_b , предел текучести σ_t , модуль упругости E , предел выносливости σ_{-1}) можно судить по измерениям его твердости. Метод измерения твердости материала широко распространен в практике, так как он отличается простотой процедуры и быстротой проведения испытаний. Главным преимуществом этого метода является непосредственное измерение твердости конкретного сварного шва без его разрушения.

Для фактической оценки твердости металла сварного соединения был применен метод Бринелля (ГОСТ 9012), основанный на внедрении в металл индентора в виде стального шарика. Использовался электронный переносной твердомер ТЭМП-2 динамического действия, предназначенный для экспрессного измерения твердости сталей, сплавов и их сварных соединений по шкалам Бринелля, Роквелла, Шора, Виккерса. Поверхность сварного соединения в месте измерения твердости обрабатывали до шероховатости 2,5 мкм [4-7].

2. Остаточные напряжения и механические свойства металла в сварном соединении

При сварке плавлением под воздействием источника теплоты расплавляются кромки основного (свариваемого) металла и электродный металл, подаваемый в сварочную ванну, которая перемещается вместе с источником теплоты. Сварочная ванна, условно может быть разделена на две части: головную и хвостовую. В головной части происходит плавление, а в хвостовой – кристаллизация металла и формирование шва.

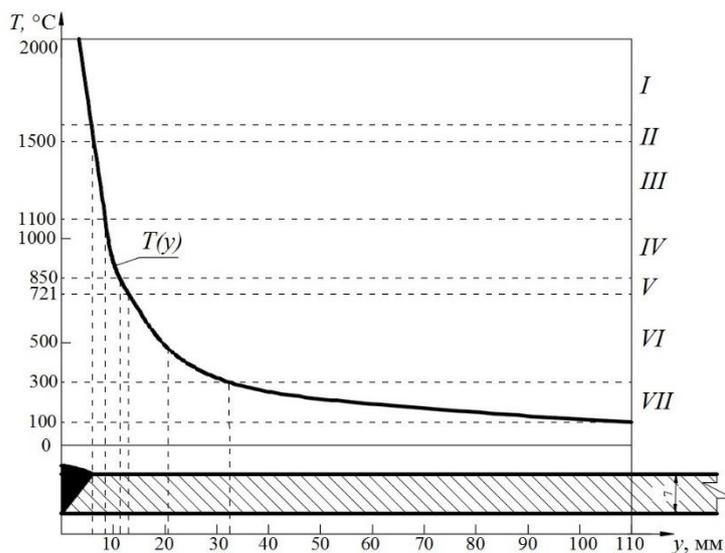


Рис. 1. Строение зоны термического влияния низкоуглеродистой стали: I – металл шва; II – участок неполного расплавления; III – участок перегрева; IV – участок нормализации; V – участок неполной рекристаллизации; VI – участок рекристаллизации; VII – участок синеломкости; T – температура металла; y – расстояние от оси сварного соединения

Вокруг нагретого металла шва возникает зона термического влияния, строение и размеры которой зависят от химического состава и теплофизических свойств свариваемого металла, мощности и скорости движения источника теплоты, степени его концентрированности, других факторов. Зону термического влияния в зависимости от структурных изменений металла, происходящих в результате его нагрева, разделяют на участки (рис. 1). Для стали границы участков устанавливают по значениям критических температур диаграммы «железо-цементит». Температуру нагрева металла от линейного быстро движущегося источника тепла можно вычислить по эмпирической формуле [3]:

$$T = \frac{0,484 \cdot \left(\frac{q_n}{2 \cdot \delta} \right)}{c_\gamma \cdot y} + 20(1)$$

где T – температура металла, °C; q_n – погонная энергия, кал/см; δ – толщина свариваемого металла, см; c_γ – объемная теплоемкость, кал/(см³·°C); y – расстояние от оси сварного соединения, см.

Расчет по формуле (1) при следующих исходных данных: $q_n=3000$ кал/см; $\delta=0,7$ см; $c_\gamma=1,14$ кал/(см³·°С) показывает, что зона термического влияния низкоуглеродистых сталей весьма велика и составляет порядка $y=110$ мм (рис. 1). Однако, оказывающие решающее влияние на качество сварного соединения изменения структуры наблюдаются в металле шва и на участках, зоны термического влияния непосредственно прилегающих к нему, $y=20$ мм. Здесь при нагревании и охлаждении проходят полиморфные превращения металла, сопровождаемые упругими и пластическими деформациями, приводящие к возникновению значительных остаточных напряжений. Обычно металл шва, участки неполного расплавления и перегрева имеют более низкие прочностные показатели по сравнению с основным металлом, так как здесь формируется крупнозернистая структура металла, испытывающего значительные растягивающие остаточные напряжения. Поэтому для повышения качества сварного соединения необходима его обработка после сварки, обеспечивающая улучшение структуры металла – формирование мелкозернистой структуры.

Распределение остаточных напряжений в сварных соединениях весьма разнообразно и трудно поддается регламентации и классификации. Более или менее стабильный характер имеют остаточные напряжения в стыковых сварных соединениях (рис. 2). Опасны растягивающие остаточные напряжения, возникающие в металле шва и прилегающих к нему участках зоны термического влияния: неполного расплавления и перегрева. Поэтому для снятия или формирования сжимающих остаточных напряжений необходима обработка металла шва и зоны термического влияния [5-7].

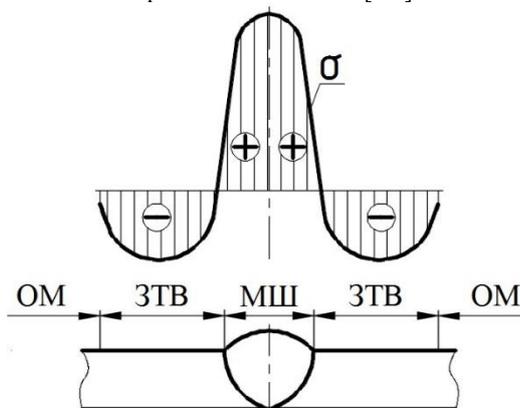


Рис. 2. Характерное распределение остаточных напряжений в поперечном сечении стыкового сварного соединения из низкоуглеродистой стали: σ – остаточные напряжения; МШ – металл шва; ЗТВ – зона термического влияния; ОМ – основной металл; плюс – растягивающие напряжения; минус – сжимающие напряжения

Ультразвуковая ударная обработка металла шва и зоны термического влияния непосредственно после сварки способствует формированию мелкозернистой структуры металла, создает сжимающие остаточные напряжения, упрочняет поверхность сварного соединения за счет наклепа.

3. Влияние ультразвуковой ударной обработки на качество металла сварного соединения

Корпус изделия РКТ можно представить в виде сварной конструкции, нагруженной внутренним давлением. Для соединения с подводными и отводящими магистралями жидкостей и газов корпус содержит разнообразные фланцы, штуцера и патрубки. Рассмотрим цилиндрический корпус с коническими переходами, выполненными обжимом торцов трубы, к которому приварены фланцы и штуцера (рис. 3). Все детали изделия изготовлены из хорошо свариваемой стали 09Г2С. Перед сваркой металл обечайки с коническими переходами по проведенным измерениям имел твердость $HV=1315$ МПа.

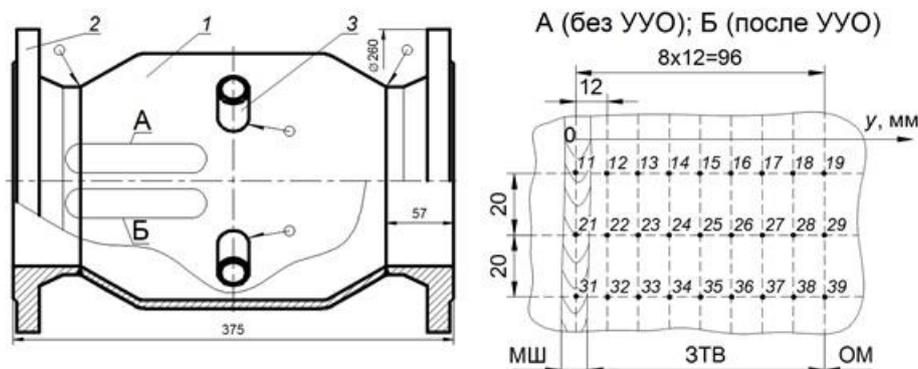


Рис. 3. Корпус: 1 – обечайка с коническими переходами; 2 – фланец; А – схема измерения твердости в области сварного соединения без ультразвуковой ударной обработки (УУО); Б – схема измерения твердости в области сварного соединения после ультразвуковой ударной обработки (УУО); МШ – металл шва; ЗТВ – зона термического влияния; ОМ – основной металл; y – расстояние от оси сварного соединения; 11-19, 21-29, 31-39 – точки измерения твердости

В результате воздействия источника теплоты в сварном соединении наблюдается изменение структуры металла, возникают остаточные напряжения, что выражается в изменении твердости металла. После ультразвуковой ударной обработки происходит улучшение структуры металла (измельчение зерен), благоприятно перераспределяются остаточные напряжения (превалируют сжимающие напряжения), создается упрочненный поверхностный слой, что также отражается на твердости металла сварного соединения. Таким образом, ультразвуковая ударная обработка повышает качество сварного соединения [4-7].

Для оценки влияния ультразвуковой ударной обработки на прочностные свойства металла проводились измерения твердости в двух областях стыкового сварного соединения фланца и обечайки корпуса: область «А» – без УУО; область «Б» – после УУО (рис. 3). Области «А» и «Б» расположены так, что включают в себя металл шва и зону термического влияния сварного соединения. Толщина металла свариваемых деталей составляла $\delta=7$ мм.

Область «Б» стыкового сварного соединения непосредственно после сварки была подвергнута ультразвуковой ударной обработке комплексом «Шмель» со следующими технологическими параметрами: частота 22 кГц; мощность 630 Вт; амплитуда 35 мкм; скорость проведения обработки 2 м/мин.

Таблица 1 – Результаты измерения твердости металла сварного соединения в областях А и Б в точках 11-19; 21-29; 31-39 (рис. 3)

№ точки	r, мм	Твердость металла сварного соединения без УУО (область А)				Твердость металла сварного соединения после УУО (область Б)			
		B1, МПа	B2, МПа	B3, МПа	B _{ср} , МПа	B1 _{ууо} , МПа	B2 _{ууо} , МПа	B3 _{ууо} , МПа	B _{ср_ууо} , МПа
1, 21, 31	1	251	263	249	254	293	301	308	301
2, 22, 32	2	296	307	324	309	315	329	313	319
3, 23, 33	4	291	334	323	316	325	314	328	322
4, 24, 34	6	293	303	329	308	338	318	304	320
5, 25, 35	8	287	290	312	296	336	319	313	323
6, 26, 36	10	307	280	296	294	321	311	332	321
7, 27, 37	12	292	277	312	294	297	333	337	322
8, 28, 38	14	294	282	313	296	338	302	328	323
9, 29, 39	16	324	317	287	309	316	331	319	322

Измерение твердости металла сварного соединения в областях «А» и «Б» проводились методом Бринелля с помощью переносного твердомера ТЭМП-2. В каждой области измерения твердости НВ осуществлялись в 27 точках (рис. 3). Точки расположены в три ряда, перпендикулярно оси сварного соединения, равномерно через 12мм. Соответственно на определенном расстоянии y, отсчитываемого от оси сварного соединения, измерения твердости металла проводились в трех точках в области «А»: НВ1, НВ2, НВ3, затем вычислялось среднее значение твердости НВ_{ср}. Аналогично измерения твердости металла осуществлялись в области «Б»: НВ1_{ууо}, НВ2_{ууо}, НВ3_{ууо}, затем рассчитывалось среднее значение твердости НВ_{ср_ууо} (табл., рис. 4).

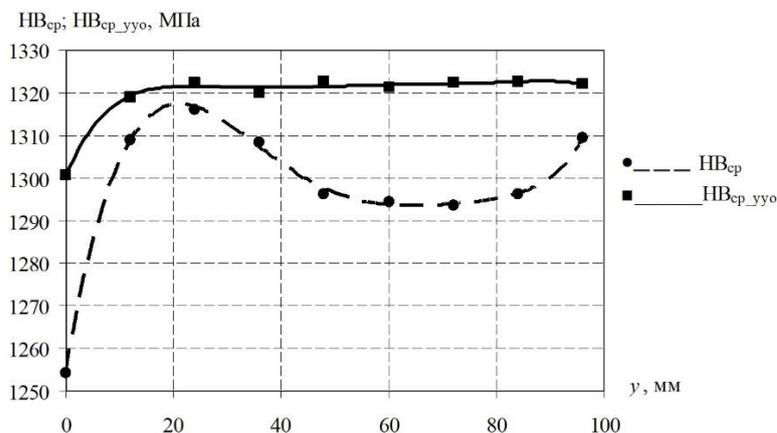


Рис. 4. Зависимость твердости металла сварного соединения в области А (без УУО) $HV_{ср}$ и в области Б (после УУО) $HV_{ср,ууо}$ от расстояния y , отсчитываемого от оси сварного соединения y (рис. 3)

Анализ результатов измерений твердости металла в области «А» (без УУО) сварного соединения показывает, что она варьируется примерно на 5% (рис. 4). Это обусловлено различной структурой металла и величиной остаточных напряжений в металле шва и зоне термического влияния. Минимальная твердость наблюдается на оси сварного соединения в металле шва $HV=1254$ МПа, затем она резко возрастает и на участке нормализации достигает максимального значения $HV=1316$ МПа, затем незначительно снижается до $HV=1294$ МПа и увеличивается, достигая твердости $HV=1309$ МПа, близкой к твердости основного металла корпуса. Полученные результаты говорят о работоспособности сварного соединения и его приемлемом качестве, при этом в металле шва могут присутствовать существенные растягивающие остаточные напряжения, представляющие опасность при эксплуатации корпуса.

Измерения твердости металла в области «Б» (после УУО) сварного соединения показывают значительное улучшение состояния металла. Обусловленное ультразвуковой ударной обработкой измельчение зерна и поверхностное упрочнение (наклеп) металла шва и зоны термического влияния обеспечивает твердость сварного соединения на уровне $HV=1320$ МПа. Только в металле шва наблюдается меньшая твердость $HV=1301$ МПа, то есть здесь твердость уменьшается на 1,5% по сравнению с зоной термического влияния.

Сравнивая измерения твердости металла стыкового сварного соединения до и после ультразвуковой ударной обработки, можно отметить, что твердость металла после обработки увеличилась на 1-4%. При этом после ультразвуковой ударной обработки твердость металла, а следовательно, его прочностные и пластические свойства распределены равномерно по сварному соединению и соответствуют свойствам (твердости) основного металла.

Таким образом, экспериментально установлено, что ультразвуковая ударная обработка повышает качество сварного соединения корпуса: улучшается структура металла и благоприятно перераспределяются остаточные напряжения.

Научный руководитель – заведующий кафедрой А2, к.т.н., доцент А.Ю. Андрияшкин

Библиографический список

1. Sornette D., Maillart T., Kröger W. Exploring the limits of safety analysis in complex technological systems // International Journal of Disaster Risk Reduction. — 2013. - Vol. 6. - P. 59-66. DOI: 10.1016/j.ijdr.2013.04.002.
2. Bauwens C.R., Chaffee J., Dorofeev S.B. Vented explosion overpressures from combustion of hydrogen and hydrocarbon mixtures // International Journal of Hydrogen Energy. - 2011. - Vol. 36, Issue 3. - P. 2329–2336. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2010.04.005.
3. Копельман, Л.А. Основы теории прочности сварных конструкций: Учебное пособие. / Л.А. Копельман. 2-е изд., испр. СПб.: Издательство «Лань», 2010. – 464с.
4. Андрияшкин, А.Ю. Экспериментальное определение прочностных и пластических свойств корпусов нефтегазового оборудования по твердости и их влияние на взрывопожарную опасность /А.Ю. Андрияшкин, Е.Н. Кадочникова, М.У. Рустамова // Проблемы управления рисками в техносфере. 2022. №2(62). – С.16-24.
5. Зарезин, В.Е. Методика улучшения качества сварных швов ультразвуковой ударной обработкой с обоснованием оптимальных параметров упрочнения поверхностного слоя // Техника-технологические проблемы сервиса. 2016. №4 – С.16-22.
6. Антонов, А.А. Снижение остаточных сварочных напряжений методом ультразвуковой ударной обработки / А.А. Антонов, А.П. Летуновский // Трубопроводный транспорт: теория и практика. 2012. № 2 (30). - С. 21-26.
7. Бикбулатова, Г.И. Методы выявления и снижения остаточных напряжений в сварных соединениях / /А.Р. Тажибаев, А.В. Тажибаева, Г.И. Бикбулатова // Современные материалы, техника и технологии. 2021. № 5 (38). - С. 45-53.

УДК 539.3; 620.171.5

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ НДС КОНСТРУКЦИЙ ПОЛЯРИЗАЦИОННО-ОПТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

Р.А. Сабитов, А.А. Лазарева, В.М. Абашев, К.А. Мазуров

Московский авиационный институт

В целях усовершенствования и развития образовательного процесса, используются современные технологии аддитивного производства. Они открывают новые перспективы в исследовании напряженно-деформированного состояния конструкций, обеспечивая возможность создания сложных геометрических моделей с заданными физико-механическими характеристиками, с применением метода фотоупругости. Поляризационно-оптический метод, или метод фотоупругости, является эффективным инструментом для визуализации напряжений в прозрачных полимерных образцах, что позволяет детально анализировать механические свойства материалов и выявлять зоны концентрации напряжений.

Использование 3D-печати в данной области существенно расширяет возможности экспериментального моделирования, обеспечивая воспроизводимость и точность создаваемых образцов. Данный подход особенно актуален как для проведения различных лабораторных работ в университетах, так и для инженерных исследований, направленных на совершенствование конструкционных решений и повышение надежности деталей, подвергаемых механическим нагрузкам.

В ходе данной работы использовалась стереолитографическая (SLA) печать, позволяющая получать модели с высокой детализацией и необходимыми оптическими характеристиками. В качестве материала выбран фотополимер Dental Clear Form 2, который демонстрирует высокую прозрачность и стабильные механические свойства, что делает его пригодным для фотоупругого анализа. Методика изготовления образцов включала моделирование в специализированном программном обеспечении, последующую печать с учетом ориентации слоев и постобработку, направленную на улучшение оптической чистоты.

Для оценки влияния анизотропии напечатанных образцов были изготовлены модели с разной ориентацией слоев наплавления, представленные на рисунках 1,2,3. Выбраны классические типы образцов, применяемые для исследования поляризационно – оптическим методом. Данные образцы являются наиболее простыми и показательными для исследования интерференционной картины полос.

1. Брусек прямоугольного типа с вертикальной ориентацией слоев.
2. Брусек прямоугольного типа с горизонтальной ориентацией слоев.
3. Диск с горизонтальной ориентацией слоев.

Размеры образцов:

1. 140x30x5 мм



Рисунок 1 – образец 1 с вертикальным расположением слоев

2. 130x20x5 мм



Рисунок 2 – образец 2 с горизонтальным расположением слоев

3. Ø 50x5 мм

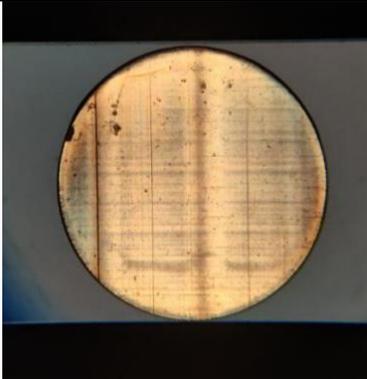
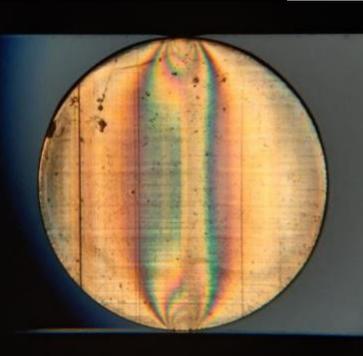
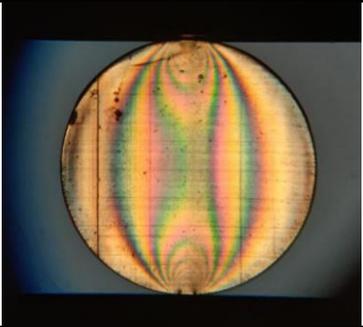
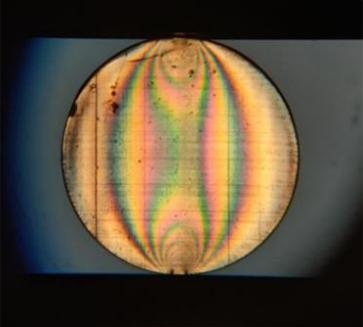
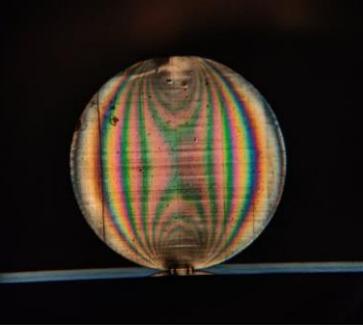


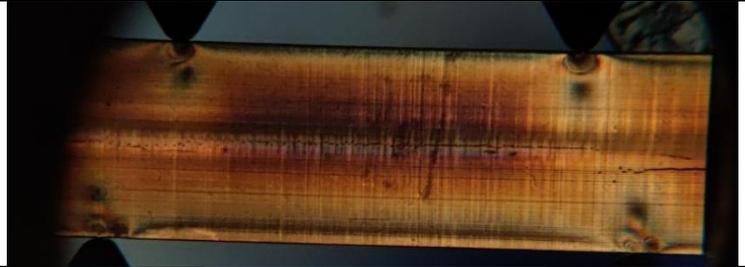
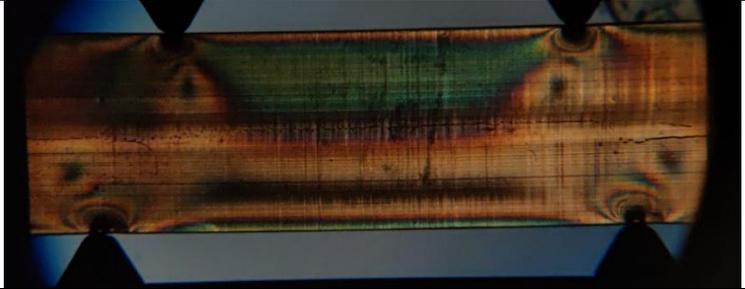
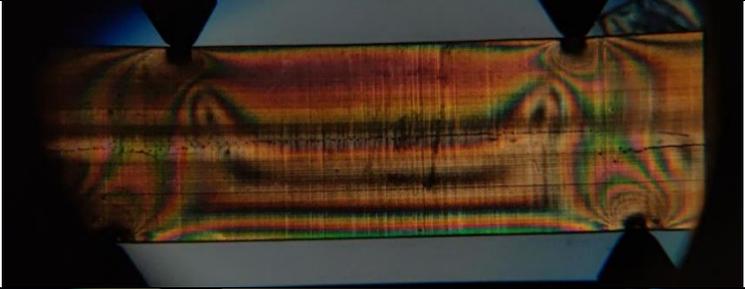
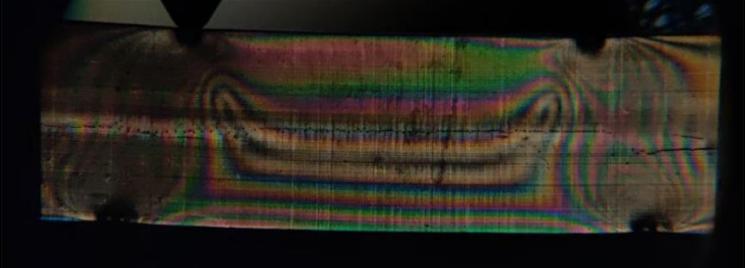
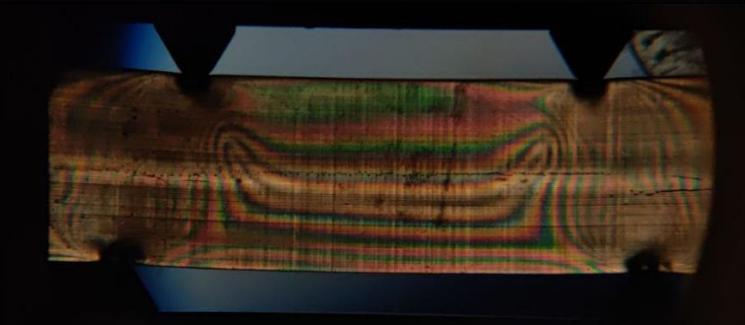
Рисунок 3 – образец 3 с горизонтальным расположением слоев

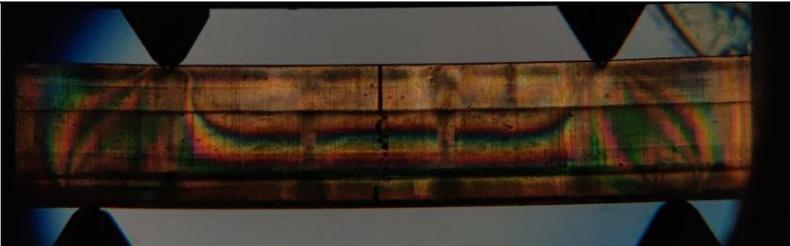
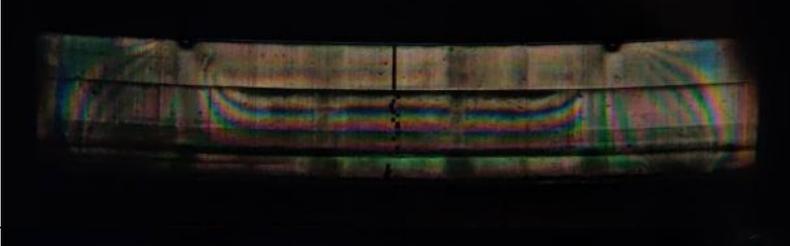
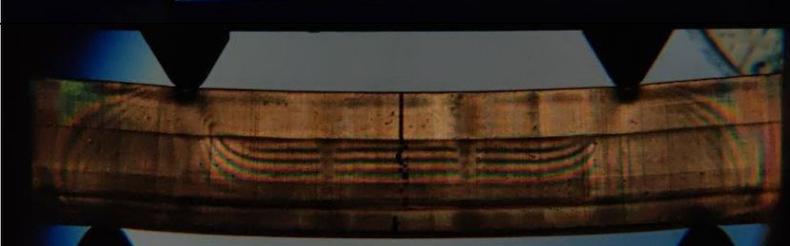
Экспериментально определялись главные направления напряжений и зоны их концентрации с использованием поляризационно-оптической установки, включающей в себя источник света, поляризаторную и анализаторную части.

Таблица 1 картина распределения полос в образцах

Нагр узка	Картина распределения
Диск горизонтальное расположение	

0 Н			
400 Н			
900 Н			
1300 Н			
1800 Н			
Брусok поперечное расположение слоев			

0 Н			
500			
1500 Н			
2500 Н			
3500 Н			
Брусок вертикальное расположение слоев			
0 Н			

500 Н	
1000 Н	
1500 Н	
2000 Н	
2500 Н	

Полученные интерференционные картины полос показали, что ориентация слоев SLA-печати оказывает значительное влияние на распределение напряжений в моделях. Образцы с продольной ориентацией слоев демонстрировали более равномерное распределение напряжений, тогда как в поперечно ориентированных моделях наблюдались выраженные зоны концентрации напряжений. Эти данные подтверждают гипотезу о важности учета направления укладки слоев при проектировании конструкций, подвергаемых эксплуатационным нагрузкам. Кроме этого, результаты исследования показывают необходимость дальнейшего изучения параметров печати, таких как толщина слоев, режимы засветки и постобработки, поскольку они могут существенно влиять на механические свойства образцов.

Применение аддитивных технологий в сочетании с методом фотоупругости позволяет эффективно анализировать напряженно-деформированное состояние конструкций и оптимизировать их параметры на этапе проектирования. Полученные результаты могут быть востребованы в таких областях, как авиастроение, машиностроение и медицина, способствуя разработке более надежных и устойчивых конструкций. В частности, в авиастроении данная методика может использоваться для анализа нагрузок в сложных силовых элементах конструкции, выявления зон перегрузки и модернизации формы деталей.

В машиностроении метод может применяться для диагностики элементов, работающих в условиях циклических нагрузок, что особенно актуально для повышения срока службы изделий. В медицинской отрасли использование 3D-печатных фотоупругих моделей открывает перспективы в проектировании имплантатов с учетом их биомеханической совместимости. Также применение новых материалов позволяет модернизировать учебный процесс с актуальными технологиями.

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

Библиографический список

1. Герасимова, Т.Е. Численная обработка результатов оптоэлектронных измерений в механике деформируемого твердого тела: поляризационно-оптические методы: учебн. пособие / Т.Е. Герасимова, П.Н. Ломиков, Л.В. Степанова. Самара: Изд-во "Самарский университет", 2015. - 48 с.
2. Сабитов Р.А., Лазарева А.А. Исследование напряженно-деформированного состояния в моделях поляризационно-оптическим методом с использованием аддитивных технологий // 23-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 18-22 ноября 2024 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2024 – 3,3 Мб [Электронное издание].
3. И.В. Соргутов. Методы фотоупругости при оценке технического состояния конструкций зданий и сооружений. — Системные технологии. — 2021. — № 41. — С. 51—54.
4. Лихачев А.В., Табанохова М.В. Новый алгоритм обработки данных метода фотоупругости. // Вестник томского государственного университета. Математика и механика. 2022. №79. С 100-110.
5. Метод фотоупругости: В 3 т. / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г. Л. Хесина. - Москва: Стройиздат, 1975. - 22 см. Т. 3: Моделирование ползучести. Исследование температурных напряжений. Т. 3 / Авт. Г.Л. Хесин, Г. С. Варданян, В. Н. Савостьянов [и др.]. - 1975. - 311 с.: ил.

УДК 621.793.72, 621.793.74

ПРИМЕНЕНИЕ ПЛАЗМЕННОГО НАПЫЛЕНИЯ В АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЯХ ИЗГОТОВЛЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

А.А. Полухин

*Ступинский филиал ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»*

Ракетно-космическая техника является одной из наиболее требовательных отраслей в отношении материалов и технологий их обработки. Детали, используемые в ракетных двигателях, космических аппаратах и других системах, должны выдерживать экстремальные температуры, механические нагрузки, радиационное воздействие и агрессивные среды. Традиционные методы изготовления таких деталей часто оказываются недостаточно эффективными, что стимулирует поиск новых технологических решений. Одним из таких решений являются аддитивные технологии, которые открывают новые возможности для создания сложных изделий из материалов с особыми свойствами. Однако их применение связано с рядом технических и технологических сложностей, требующих детального изучения и оптимизации. Основные трудности связаны с перегревом материала в зоне обработки и нестабильным тепловым режимом в процессе изготовления. Качество материала, полученного с использованием плазменной металлизации и напыления, включая его дефектность, химический состав, структуру и физико-механические свойства, напрямую зависит от термохимических и газокинетических процессов, происходящих на каждом этапе производства. Эти этапы охватывают плавление и диспергирование исходного сырья (проволоки или порошка), движение частиц в плазменном потоке с последующим осаждением их на подложку и окончательное формирование изделия. Налаженное управление процессами плазменного напыления позволит создавать новые ракетно-космические изделия, способные выдержать длительную работу при экстремальных условиях. Это также способствует снижению остаточных напряжений и деформаций, что делает производство более экономически выгодным и технологически эффективным.

Целью данной статьи направлена на анализ преимуществ и ограничений данной технологии, а также на демонстрацию ее практической значимости для повышения надежности, долговечности и эксплуатационных характеристик деталей, работающих в экстремальных условиях.

«Одной из наиболее сложных задач в аэрокосмической отрасли является производство деталей, обладающих сложной геометрией и уникальными эксплуатационными характеристиками, способных выдерживать экстремальные тепловые и механические нагрузки» [1]. В процессе аддитивного выращивания заготовок возникает необходимость создания уникальных изделий. Каждое изделие отличается от другого размером, формой и толщиной. Послойное формирование деталей в условиях переменного теплового цикла образует материалы с принципиально новой структурой и особыми свойствами. На сегодняшний день методов аддитивного производства огромное множество, среди которых наиболее широко применяются технологии SLS (селективное лазерное спекание), SLM (селективное лазерное плавление) и FDM (моделирование методом наплавления) [1].

При плавлении присадочных материалов используются различные источники тепловой энергии (лазеры, электронные лучи, электродуговые и плазменные системы). Сырьем для создания заготовок могут являться порошки разной фракции и материалов. Также в качестве материала можно использовать проволоку или комбинацию порошка и проволоки.

На рисунке 1 представлена схема процесса формирования заготовок путем распыления проволоки под воздействием низкотемпературной плазмы.

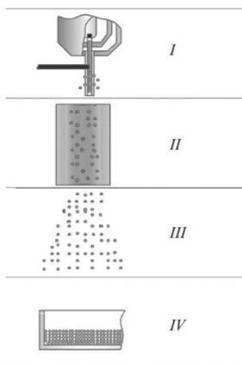


Рис. 1. Стадии плазменного распыления проволоочного материала: I – формирование дисперсных частиц; II – движение и теплообмен частиц в плазменном потоке; III – перемещение и теплообмен частиц в среде; IV – осаждение частиц на заготовку

При взаимодействии плазменной струи с присадочным материалом возникает электрическая дуга, которая разогревает проволоку, преобразуя ее в мелкодисперсные капли металла. Процесс каплеобразования зависит от физико-химических свойств материала. Разогретые и ускоренные плазменным потоком частицы перемещаются в окружающей среде до момента соприкосновения с поверхностью изделия. При контакте с подложкой частицы слипаются, образуя новый слой материала.

Нагрев и плавление проволоки происходят благодаря тепловой энергии, выделяемой электрической дугой, а также джоулеву теплу, возникающему в зоне вылета проволоки (рис. 2).

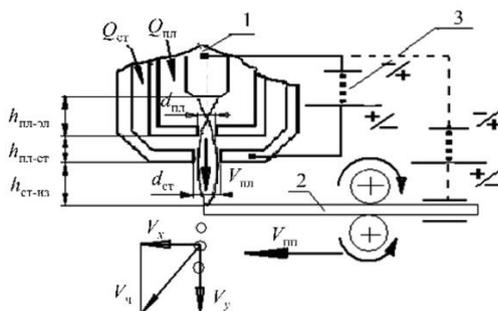


Рис. 2. Принципиальная схема взаимодействия плазменной струи и проволоки [1]

Данная технология широко используется в ракетно-космической сфере. Например, плазменное напыление можно использовать для нанесения износостойких и термостойких покрытий на сопловые лопатки, которые подвергаются воздействию горячих газов (рис. 3). После завершения процесса напыления в изготовленной детали сохраняются поры. Это связано с тем, что в ходе формирования изделия не происходит полного спекания материала [4]. Метод струйного напыления признается перспективным для изготовления керамических и композитных изделий, поскольку он позволяет создавать детали практически любой формы и размеров. Однако минусом данного метода является то, что для того, чтобы достигнуть высокой плотности изделия, требуется проведение дополнительной обработки. Для этого необходимо немало времени и дополнительные затраты на материалы.



Рис. 3. Плазменное напыление карбида кремния с армирующими волокнами на лопатки соплового аппарата и сектор газотурбинного двигателя [4].

Плазменное напыление обладает рядом технологических и экономических преимуществ [2], включая высокую производительность, возможность контролировать теплопередачу и, как следствие, управлять свойствами формируемого материала.

Плазменное напыление имеет некоторые недостатки и, в то же время, преимущества перед другими видами аддитивных технологий. При сопоставлении технологии плазменного напыления с лазерными аддитивными методами выявляется ряд недостатков плазменного подхода. К ним относятся низкий КПД

процесса, наличие остаточной пористости, а также строгие требования к степени измельчения порошкового материала [3]. Так же к недостаткам плазменного напыления при аддитивном использовании можно отнести затруднительность получения изделий со сложной криволинейной поверхностью. Точность изготовления изделия методом аддитивного плазменного напыления зависит от диаметра струи плазматрона и зачастую не бывает высокой. Несмотря на достижения в области аддитивных технологий, скорость производства деталей из порошковых материалов, например, с использованием метода селективного лазерного спекания (SLS), все еще ограничена. Это особенно заметно при работе с алюминиевыми сплавами, где ключевой задачей является формирование оптимальной микроструктуры и устранение дефектов, таких как пористость. Согласно исследованиям [3], уровень пористости зависит от свойств материала и настроек режима сплавления. В частности, для алюминиевых сплавов этот показатель может достигать 15 %, что негативно сказывается на качестве и функциональности получаемых изделий.

К преимуществам плазменного напыления также можно отнести возможность формирования изделий состоящих из разнородных материалов с разной температурой плавления, что затруднительно для метода, например, лазерного селективного спекания.

На основании данных предыдущих исследований можно сделать вывод, что на точность формирования заготовки существенное влияние оказывают не только диаметр сопла плазматрона и размер плазменного пучка, но и степень нагрева и тепловые свойства материала в процессе напыления. В ходе нанесения слоев металла происходит постепенный нагрев изделия, что сложно предсказать и учесть в расчетах для автоматической корректировки параметров напыления. В зоне действия плазматрона расплавленный металл защищен от внешних воздействий, однако при выходе за пределы этой зоны нагретый материал окисляется, и на его поверхности возникают дефекты и понижается точность. Чтобы это избежать, необходима точность нанесения слоев, соблюдение геометрических параметров детали, а также специфика процессов плавления присадочного материала и его соединением с ранее нанесенными слоями.

Для повышения качества изделий, полученных плазменным напылением, необходимо разработать системы обратной связи для контроля температуры материала и корректировки параметров процесса в режиме реального времени. Данная система может варьироваться от непрерывной регулировки режимов плазменного напыления до периодической остановки процесса для охлаждения заготовки. Это позволит минимизировать остаточные напряжения и деформации, а также снизить припуск на механическую обработку. Регулируя параметры, можно достичь теплового равновесия для обеспечения стабильности формирования заготовки слоями. Кроме того, важно учитывать как тепловые и силовые нагрузки в зоне обработки, так размеры зоны напыления и состояние металла. Данные параметры напрямую влияют на структуру, свойства материала и уровень остаточных термических напряжений в готовом изделии.

Плазменное напыление как метод аддитивных технологий демонстрирует значительный потенциал в производстве и восстановлении деталей ракетно-космической техники. Исследования и практическое применение плазменного напыления в аэрокосмической отрасли подтверждают его эффективность для нанесения защитных покрытий на критические компоненты, такие как сопла ракетных двигателей, камеры сгорания, теплозащитные панели и турбинные лопатки.

В целом, плазменное напыление представляет собой перспективный инструмент для аддитивного производства. Его дальнейшее развитие и внедрение в промышленность способно значительно повысить надежность, долговечность и эффективность космических аппаратов и ракетных систем, что является важным шагом на пути к освоению новых горизонтов в аэрокосмической отрасли.

Научный руководитель – к.т.н., доцент С.В. Бабин

Библиографический список

1. Щицын Ю. Д., Белинин Д. С., Ольшанская Т. В., Казанцев А. В., Неулыбин С. Д., Никулина С. Г., Карунакаран К. П., Пичкалев М. В., Моргунов В. А. Перспективы применения плазменной металлизации для аддитивного формирования заготовок изделий из различных групп материалов // Вестник ПНИПУ. Машиностроение. Материаловедение. – 2022. – Т. 24, № 4 – С. 56–66. DOI: 10.15593/2224-9877/2022.4.07
2. Неулыбин С. Д., Попова Е. С. Анализ факторов, определяющих качество заготовок, получаемых с использованием аддитивных плазменных технологий // Вестник ПНИПУ. -2017. - №1. - С. 50-55.
3. Щицын Ю.Д., Кривососова Е.А., Неулыбин С.Д., Ольшанская Т.В., Никулин Р.Г., Федосеева Е.М., Терентьев С.А. Использование плазменной наплавки для аддитивного формирования заготовок из алюминиевых сплавов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Машиностроение, материаловедение. – 2019. – Т. 21, № 2. – С. 63–72. DOI: 10.15593/2224-9877/2019.2.08
4. Качаев А. А.; Чайникова А. С.; Воронов В. А.; Мазалов П. Б.; Лебедева Ю.Е. Перспективы применения аддитивных технологий для получения керамических материалов // Аддитивные технологии: настоящее и будущее. - 2021. - С. 149-159.

УДК 661.961.62

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГТД

И.А. Загадов, Д.А. Новосадов

Самарский национально исследовательский университет имени академика С.П. Королева

Современные авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) представляют собой комплексные и крайне сложные инженерные системы, эффективность надежность осьь которых напрямую зависит от работоспособности отдельных узлов. Наиболее сложным с точки зрения обеспечения работоспособности узлом является камера сгорания. Так как от её устойчивой работы в экстремальных условиях высоких температур, давлений и переменных режимов полета зависят экономичность, экологичность и безопасность изделия.

Узловые испытания отдельных компонентов ГТД играют ключевую роль в процессе разработки и сертификации авиационных двигателей. Благодаря проведению таких испытаний можно выявить ошибки при проектировании и оптимизировать параметры работы, а также проверить соответствие узлов двигателя международным стандартам (ICAO, EASA, ATSM и др.). Это позволяет снизить риски дорогостоящих доработок во время комплексных испытаний.

Для уменьшения рисков и сокращения объемов испытаний двигателей в ТБК целесообразно выполнять максимально возможную отработку КС при автономных испытаниях. Автономные испытания полноразмерных камер сгорания позволяют, благодаря отсутствию турбокомпрессора, независимо задавать параметры на входе [1].

Численное моделирование с использованием программ газодинамического моделирования, таких как ANSYS CFX или Fluent стало неотъемлемой частью разработки авиационных двигателей. Однако, нельзя всецело доверять результатам подобных расчётов из-за следующих особенностей:

- на сегодняшний момент не выработана методика расчёта камер сгорания, учитывающая все химические реакции, что приводит к потере точности предсказания выбросов и температурных полей;
- в CFD моделях используются упрощенные подходы (RANS или LES), что в совокупности с ограниченной детализацией сетки приводит к погрешностям в описании мелкомасштабных структур;
- сложность предсказания изменения потока в связи с деформацией деталей камеры сгорания во время горения.

Указанные выше пункты показывают важность проведения узловых испытаний с целью валидации результатов, полученных при расчётах [2,3].

Целью данной работы является проектирование измерительного участка для определения возможности высотного запуска камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя (МГТД). Для достижения поставленной задачи проведены следующие этапы:

1. Выполнен анализ исходной конструкции.
2. Спроектирована упрощенная конструкция на базе исходного МГТД для возможности установки КС в термобарокамеру, а также изготовления на базе самарского университета с помощью аддитивных и классических технологий.
3. Выполнен CFD расчёт в программном комплексе ANSYS CFX на режиме авторотации, результаты которого сравнены с параметрами исходной конструкции, полученной из CAE-системе “АСТРА”.
4. Выпущен комплект рабочей конструкторской документации на детали и сборочные единицы, входящие в состав стенда.

В ходе выполнения первоначальной проработки был выполнен анализ исходной конструкции и сформулированы решения по упрощению конструкции для возможности производства деталей на базе Самарского Университета, далее была создана структура изделия и началась проработка конструкции. Итоговая конструкция мерного участка представлена на рисунке 1.

В процессе выполнения доработки исходной сборки были выполнены следующие действия:

- удалена роторная часть, так как она не оказывает влияние на данные испытания;
- спрямляющий аппарат после центробежного компрессора заменен на 5 стоек, так как на вход в измерительный участок подается уже прямой поток;
- сопловой аппарат заменен на 6 равнорасположенных стоек, в которых выполнены по 3 камеры торможения для определения полей полой температуры и полного давления на выходе из камеры сгорания (рисунок 2);
- убраны ребра жесткости в опоре;
- спроектировано удобообтекаемое входное устройство для минимизации гидравлических потерь (рисунок 1);
- спроектированы штуцеры, гайки и другие мелкие детали для установки и вывода проводов термопар и капилляров;

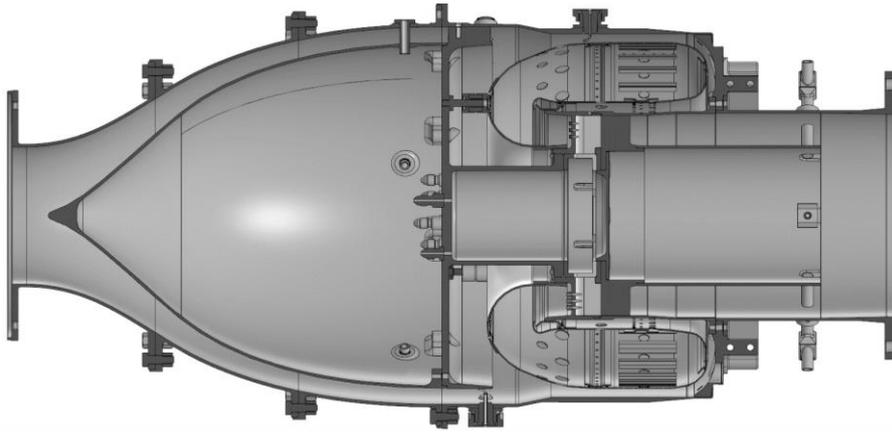


Рисунок 1 – Конструкция спроектированного мерного участка

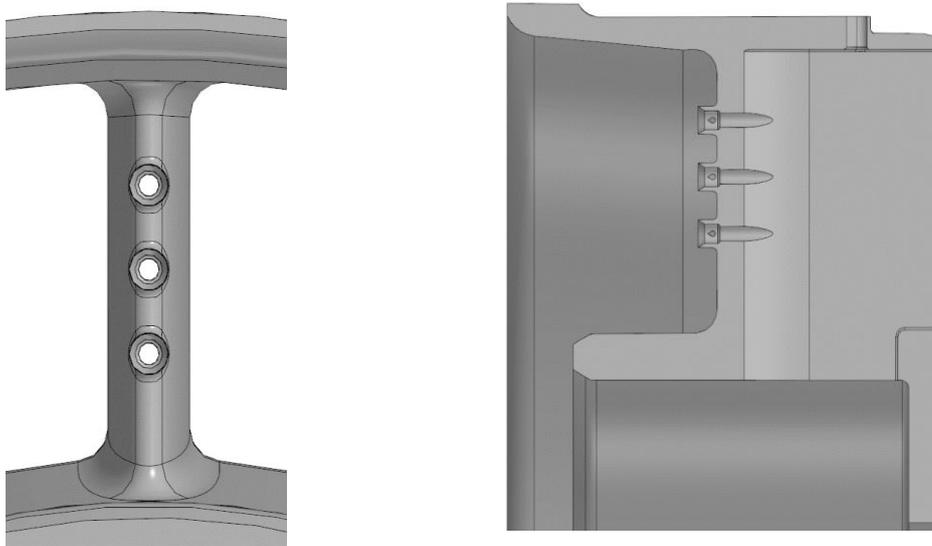


Рисунок 2 – Конструкция стоек на выходе из КС

Следующим этапом подготовлена расчётная модель для выполнения расчёта в программном комплексе ANSYS CFX. На рисунке 3 представлена газоздушная область мерного участка.

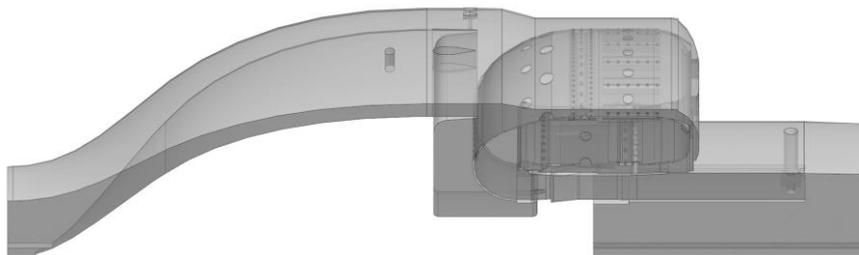


Рисунок 3 – 3D модель расчётной области

В качестве расчётной области был взят сектор величиной 30 градусов, содержащий в себе все элементы, которые вносят возмущения в поток (стойки, трубки замеров, пробоотборник). Расчётная область состоит из 3 основных элементов:

- входного канала (InletDomain);
- камеры сгорания (MainDomain);
- выходного канала (OutletDomain).

Входной и выходной канал дополнительно разделены в нижней части для качественного наложения конечно-элементной сетки. Также на этом этапе определены и названы входные и выходные границы и поверхности, требующие более качественную сетку.

Следующим этапом на данные элементы накладывалась тетраэдральная конечно-элементная сетка в программном комплексе FLUENT-Meshing (рисунок 4). На гранях выполнен пограничный слой, состоящий из 8 слоев с коэффициентом роста 1,25.

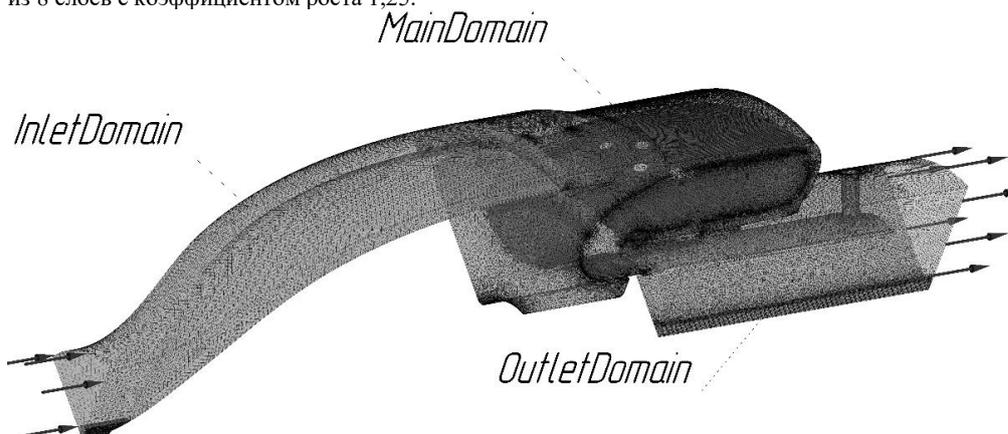


Рисунок 4 – Итоговая сеточная модель расчётной области

Суммарное число элементов сетки 28919971 из которых:

- InletDomain 255424 элемента;
- MainDomain 27543804 элемента;
- OutletDomain 1120743 элемента.

В ходе следующего этапа произведен газодинамический расчёт полученной расчётной области в программном комплексе Ansys CFX. На рисунке 5 представлено распределение линий тока по проточной части мерного участка. Данное распределение крайне важно для анализа спроектированной конструкции, так как по линиям тока можно определить качество спроектированных деталей, расположенных в проточной части, а также рассмотреть обтекание мелких элементов вблизи крепления датчиков во избежание обратных токов, которые оказывают влияние на качество замеров.

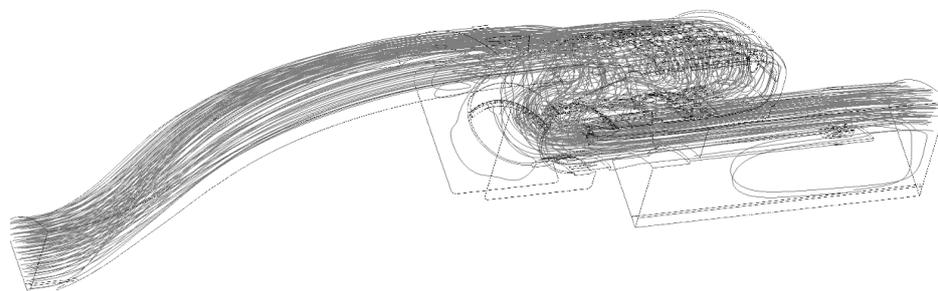


Рисунок 5 – Распределение линий тока

На рисунке 6 представлено поле распределения полного давления, с помощью которого будет выполнено сравнение значений с результатами из САЕ-программы АСТРА. Из результатов можно выделить низкое значение коэффициента восстановления полного давления, равного 0,81.

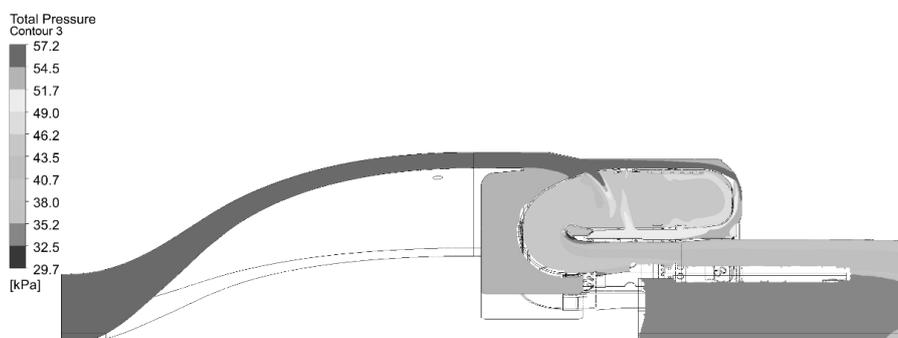


Рисунок 6 – Поле распределения полного давления

Исходя из анализа полученных результатов можно сделать следующие выводы:

- течение воздуха вблизи крепления датчиков и стоек плавное без отрывов и обратных токов, что говорит о качественно спроектированной конструкции;

- значения полного давления совпадают с результатами, полученными из САЕ-системы АСТРА, погрешность с которыми составила не более 7%;

Дальнейшим этапом работы является производство данной конструкции на базе Самарского Университета, её сборка и установка на стенд с последующими испытаниями.

Работа выполнена по проекту FSSS-2022-0019, реализуемого в рамках федерального проекта «Развитие человеческого капитала в интересах регионов, отраслей и сектора исследований и разработок».

Библиографический список

1. Богданов, В. И. О возможности оценки некоторых высотных характеристик камеры сгорания ГТД в наземных условиях / В. И. Богданов, П. А. Голубев, В. Б. Челышев // Вестник РГТА имени П. А. Соловьева. – 2012. – № 2(23). – С. 91-94. – EDN PPMEL.
2. Metechko L.B., Tikhonov A.I., Sorokin A.E., Novikov S.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 85. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=67495>
3. Lefebvre A.H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1984, vol. 107, pp. 24 – 37. DOI: 10.1115/1.3239693
4. Испытания авиационных двигателей: Учебник для вузов / под общ. ред. В.А. Григорьева и А.С. Гишварова. — М.: Машиностроение, 2009. — 504 с.: ил.

УДК 544.478

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ КАТАЛИЗАТОРА РАЗЛОЖЕНИЯ ПЕРОКСИДА ВОДОРОДА ВЫСОКОЙ КОНЦЕНТРАЦИИ ДЛЯ ТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Е.А. Богданова^{1,2}

¹АО «ОКБ «Факел»

²Московский авиационный институт

Аннотация

С целью замены гидразина ведутся работы с менее токсичными видами топлив, в том числе разрабатывается эффективный и стабильный катализатор разложения пероксида водорода высокой концентрации. В данной статье описано получение катализатора $Mn_2O_3/\gamma-Al_2O_3-La(AlO_3)$, подробно описано исследование разработанного катализатора после получения и после проведения огневых испытаний в составе двигателя.

Введение

В настоящее время в жидкостных ракетных двигателях космических аппаратов как в однокомпонентных, так и двухкомпонентных обычно применяют гидразин и его производные. Токсичность гидразина требует специальных дорогостоящих мер безопасности и использование особой инфраструктуры при обращении с ним. Повсеместно проводят работы, направленные на применение менее токсичных топлив двигателей космических аппаратов. Так, наиболее перспективными считаются «зеленые» топлива, представляющие собой высокоэнергетические ионные жидкости, такие как растворы динитрамида аммония, нитрата гидроксилламмония и нитроформата гидразина. При использовании перечисленных топлив температуры в двигателях могут достигать значений 1200 – 1650 °С, соответственно, для таких двигателей требуется применять дорогостоящие тугоплавкие, жаропрочные и жаростойкие материалы [1]. Множество работ показывает, что срок службы катализаторов в двигателях на «зеленых» топливах резко сокращается из-за условий перепадов давления в камере сгорания.

Пероксид водорода высокой концентрации является одним из перспективных высокопроизводительных ракетных топлив, альтернативных гидразину. По литературным данным температура в камере, зависящая от концентрации пероксида водорода, составляет порядка 620 – 920 °С. Также отмечается преимущество, связанное с повышенной плотностью в сравнении с гидразином, что позволяет уменьшить размер баков хранения топлива для заданного ресурса [2].

Несмотря на актуальность темы, уровень технологической готовности двигательных установок остается недостаточным в части ряда критических технологий. Наиболее значимой задачей является разработка катализатора, обеспечивающего стабильное и эффективное разложение высококонцентрированного пероксида водорода (далее – ВПВ) на протяжении требуемого ресурса с малым временем задержки. Для применения в двигателях малой тяги катализаторы должны выдерживать значительное число тепловых циклов и не требовать предварительного нагрева для начала разложения топлива.

Для работы двигателя катализатор должен обладать непрерывной каталитической активностью в диапазоне температур от 15 до 620 °С. Из-за перепадов температур и давления катализаторы подвергаются механическим нагрузкам, вследствие чего должны характеризоваться механической прочностью.

На сегодняшний день широко применяемым классом катализаторов являются нанесенные, представляющие собой распределенный в объеме пористого керамического носителя активный компонент. В качестве носителей используют как соевые монолиты, так и экструдаты и сферические гранулы, полученные на основе оксида алюминия. В качестве активного компонента часто применяют платину, палладий, серебро, оксиды рутения, оксиды марганца.

Материалы и методы

Коммерческий носитель катализатора γ - Al_2O_3 допировали лантаном с целью образования алюмината лантана для сохранения термомеханической прочности и площади удельной поверхности в условиях эксплуатации.

Для получения катализатора модифицированный носитель пропитывали прекурсором, содержащим марганец, длительно сушили и отжигали при повышенной температуре для образования Mn_2O_3 . Изображение полученного в результате работы катализатора показано на рис. 1а, который представляет собой гранулы близкой к сферической формы темно-серого цвета с металлическим блеском поверхности; на рис. 1б представлено изображение гранулы, полученное с помощью оптического микроскопа в режим «негатив» при увеличении в 200 раз для демонстрации развитой поверхности.



Рис. 1. Внешний вид катализатора разложения высококонцентрированного пероксида водорода

Химическую активность катализатора определяли методом термопрограммированного восстановления на анализаторе хемосорбции УСГА-101. Анализ проводили в потоке смеси водорода и аргона при скорости нагревания $10\text{ }^\circ\text{C}/\text{мин}$ до температуры $950\text{ }^\circ\text{C}$.

Фазовый состав изготовленного и испытанного катализатора оценивали по дифрактограммам, полученным с использованием рентгеновского дифрактометра, оснащенного $\text{Cu K}\alpha$ и Ni -фильтром (ДРОН-7) при 40 кВ и 20 мА .

Образцы исследовали с помощью сканирующего электронного микроскопа JSM-6610 JEOL, картирование по элементам было получено с помощью приставки энергодисперсионного анализатора. Данные по элементному составу поверхности катализатора до и после испытаний на стенде были получены на рентгенофлуоресцентном спектрометре EDX-8000.

Площадь удельной поверхности определили одноточечным методом БЭТ на анализаторе СОРБТО-МЕТР, в качестве газа-адсорбата использовался азот, газа-носителя – гелий. Измерение проводили дважды, результат фиксировался при условии расхождения между данными менее 5% .

Механическую прочность гранул оценивали статически и динамически, при раздавливании и истирании, соответственно. Перед проведением измерений навеску катализатора сушили и отжигали. Испытание в условиях истирания проводили на специальном стенде по методике стандарта ASTM D4058-96 (Standard Test Method for Attrition and Abrasion of Catalysts and Catalyst Carriers).

Термокаталитический двигатель с номинальной тягой $3,0\text{ Н}$ был испытан с применением в качестве рабочего тела пероксида водорода с концентрацией 85% . Испытания проводились в атмосферных условиях без предварительного нагревания. Результаты испытаний соответствовали предъявляемым требованиям. После проведения огневых испытаний двигатель был разобран, катализатор исследовали для определения степени изменения после наработки ресурса.

Результаты и обсуждения

Разработанный катализатор разложения ВПВ представлял собой нанесенный оксид марганца (III) на модифицированный оксид алюминия и обозначается в данной работе, как $\text{Mn}_2\text{O}_3/\gamma\text{-Al}_2\text{O}_3\text{-La}(\text{AlO}_3)$.

Химическая активность, оцененная по хемосорбции водорода, выражалась в $\text{мкмоль}/\text{г}$, имела максимальные значения при определенных температурах: $2107\text{ мкмоль}/\text{г}$ ($429\text{ }^\circ\text{C}$), $1346\text{ мкмоль}/\text{г}$ ($521\text{ }^\circ\text{C}$), $1638\text{ мкмоль}/\text{г}$ ($575\text{ }^\circ\text{C}$). В области температур от 380 до $620\text{ }^\circ\text{C}$ хемосорбция составляла не менее $1000\text{ мкмоль}/\text{г}$, что позволяет охарактеризовать катализатор, как активный в широком диапазоне температур, соответствующий график приведен на рис. 2.

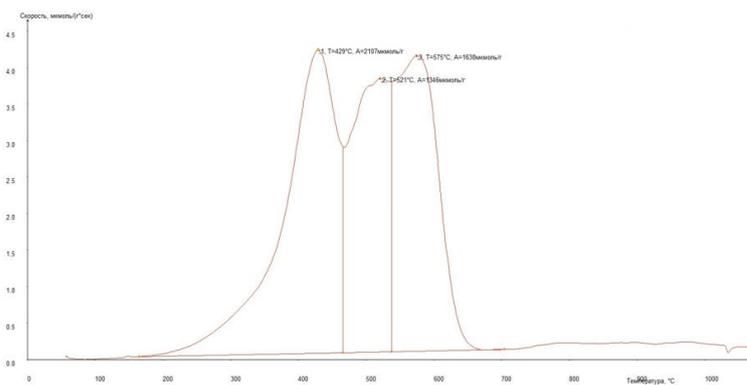


Рис. 2. Результаты хемосорбции по H_2 катализатора $Mn_2O_3/\gamma-Al_2O_3-La(AlO_3)$

Фазовый состав был определен по базе данных PDF2012: большинство рефлексов относится к $\beta-Mn_2O_3$ (00-001-1061): $23,30^\circ$ (211), $33,04^\circ$ (222), $49,59^\circ$ (431), $66,02^\circ$ (622); рефлексы $37,37^\circ$ (311), $45,39^\circ$ (400), $67,16^\circ$ (440) – к кубической фазе $\gamma-Al_2O_3$ (00-029-0063); характерные для $La(AlO_3)$ (01-074-9329) рефлексы следующие: $23,30^\circ$ (100), $33,04^\circ$ (110), $56,30^\circ$ (210). Дифрактограмма разработанного катализатора $Mn_2O_3/\gamma-Al_2O_3-La(AlO_3)$ приведена на рис.3.

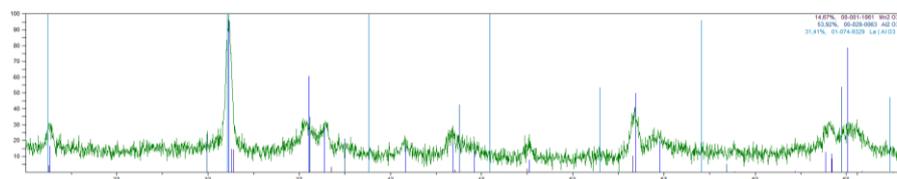


Рис. 3. Дифрактограмма катализатора $Mn_2O_3/\gamma-Al_2O_3-La(AlO_3)$

Изображения разработанного катализатора, полученные с помощью сканирующего электронного микроскопа, а также картирование по элементам показаны на рис. 4. Распределение марганца, относящегося к соединению активного компонента, и лантана, относящегося к модификации носителя, по поверхности гранулы равномерно.

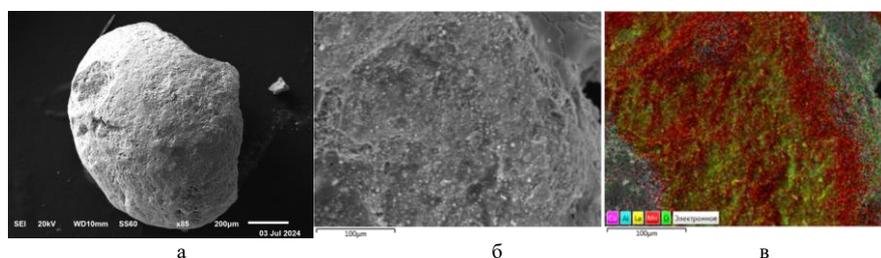


Рис. 4. Результаты сканирующей электронной микроскопии и энергодисперсионного анализа катализатора: а, б – изображения СЭМ, в – картирование по элементам

После исследований насыпка разработанного катализатора разложения высококонцентрированного пероксида водорода $Mn_2O_3/\gamma-Al_2O_3-La(AlO_3)$ была помещена в камеру двигателя для проведения огневых испытаний. Перепады давления были минимальны и соответствовали обычно предъявляемому к работе изделий. Характеристики тяги, значения удельного импульса, а также время задержки разложения соответствовали требованиям.

После проведения огневых испытаний в составе двигателя катализатор исследовали с целью определения изменения свойств после наработки ресурса. Внешний вид гранул катализатора изменился (рис. 5): поверхность стала матовой, цвет изменился от темно-серого к серо-коричневому, причем по цвету наблюдается неравномерность по объему выгруженной насыпки, что может быть связано с частичным уносом активного компонента.



Рис. 5. Внешний вид насыпки катализатора: а – до загрузки в камеру двигателя, б – после проведения огневых испытаний

После проведения огневых испытаний оценивали изменение фазового состава по дифрактограмме, полученной при тех же условиях, что и перед сборкой каталитического пакета. Фазовый состав практически не изменился, но неидентифицированные ранее, то есть не относящиеся к $\beta\text{-Mn}_2\text{O}_3$, $\text{La}(\text{AlO}_3)$, $\gamma\text{-Al}_2\text{O}_3$, рефлексы при значениях углов $38,13^\circ$ и $56,54^\circ$ не наблюдались на дифрактограмме, представленной на рис. 6. Интенсивность пиков, характерных для моноалюмината лантана после огневых испытаний катализатора увеличилась, также более выраженными стали ранее не обозначенные рефлексы со значениями углов $40,77^\circ$ (111) и $64,20^\circ$ (300). Сравнение результатов полуквантитативного анализа также показывает относительное увеличение количества $\text{La}(\text{AlO}_3)$. Результаты исследования фазового состава свидетельствуют о том, что не произошло фазового перехода кубического оксида алюминия, а также разложения оксида марганца (III). Кроме того, не произошло уширения рефлексов, относящихся к активному компоненту, что может быть связано с сохранением размеров агломератов в условиях эксплуатации катализатора.

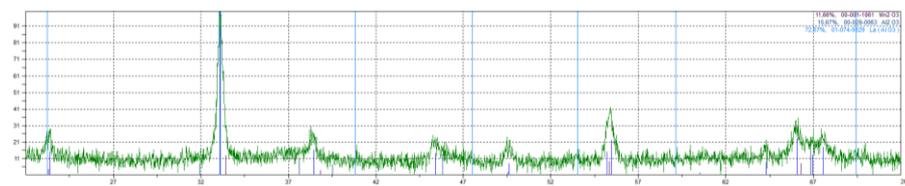


Рис. 6. Дифрактограмма катализатора $\text{Mn}_2\text{O}_3/\gamma\text{-Al}_2\text{O}_3\text{-La}(\text{AlO}_3)$ после огневых испытаний

Удельная механическая прочность на раздавливание для катализатора до проведения испытаний составила $21,33$ МПа, тогда как после испытаний снизилась до $11,44$ МПа. В условиях истирания унос массы изготовленного катализатора составил $0,02\%$, после огневых испытаний – $0,7\%$. Площадь удельной поверхности была измерена для полученного катализатора, значение составило 61 m^2/g . Площадь удельной поверхности катализатора после испытаний в составе двигателя и наработки полного ресурса снизилась до $46,77$ m^2/g .

Для проведения рентгенофлуоресцентного анализа были подготовлены образцы катализатора до и после проведения огневых испытаний в виде гранул и порошка, который был получен в результате перетирания гранул. Сравнение данных приведено в таблице. Содержание элементов определено с поверхности катализатора, то есть при оценке состава поверхности гранул, а также в объеме – в порошковой пробе.

Таблица – Данные рентгенофлуоресцентного анализа

Элемент	до огневых испытаний		после огневых испытаний	
	гранулы	порошок	гранулы	порошок
Mn	90,75	73,98	87,34	73,44
Al	4,36	19,93	4,92	19,10
La	3,42	3,81	3,30	3,76
Si	0,29	0,33	0,66	0,43
Ca	0,19	0,33	0,66	0,17
Остальные	0,99	1,62	3,12	3,10

Несмотря на увеличение содержания фазы моноалюмината лантана по данным дифрактометрии, полученные результаты рентгенофлуоресцентного анализа свидетельствуют об уменьшении содержания лантана как по поверхности, так и в объеме. Возможно, причина увеличенного количества моноалюмината лантана после испытаний связана с его большей кристаллизацией. Количество марганца после испытаний незначительно уменьшилось, то есть унос активного компонента из камеры был минимальным.

Заключение

В результате проведенной работы был разработан, исследован и испытан катализатор разложения пероксида водорода высокой концентрации. Показана высокая эффективность в части химической активности полученного катализатора, а также получены данные результатов испытаний, свидетельствующих о соответствии требуемым параметрам эксплуатации термokatалитического двигателя. После наработки ресурса катализатор вновь исследовали, показано, что изменение свойств минимально.

Научный руководитель – к.т.н., доцент А.Н. Астапов.

Библиографический список

- Amrousse R. et al. Hydroxylammonium nitrate (HAN)-based green propellant as alternative energy resource for potential hydrazine substitution: From lab scale to pilot plant scale-up // Combustion and Flame. – 2017. – Т. 176. – С. 334-348.
- Dolci S. et al. Platinum catalysts development for 98% hydrogen peroxide decomposition in pulsed monopropellant thrusters // Journal of Propulsion and Power. – 2015. – Т. 31. – №. 4. – С. 1204-1216.

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ ВИБРОУСТАНОВКИ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

А.Ю. Колыванов, А.С. Соколов

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

В зависимости от своего назначения электронная аппаратура может подвергаться различным механическим воздействиям [1]. Одним из самых опасных видов механических воздействий является наиболее часто встречающаяся на практике вибрация. Вибрация вызывает механические напряжения и деформацию как комплектующих изделий, так и конструктивных элементов электронной аппаратуры.

Особенно часто с вибрационными нагрузками приходится иметь дело при установке электронной аппаратуры на самолётах и ракетах. Возникновение вибрации электронной аппаратуры на этих объектах обусловлено работой силовой установки, управления, а также аэродинамической вибрацией.

Цель вибрационных испытаний — определить способность объекта сохранять свои свойства и целостность в условиях воздействия вибрации заданной степени жесткости [2].

Вибростенд является исполнительным органом вибрационной установки и обеспечивает воспроизведение и передачу на объект требуемой вибрации. При испытаниях на вибропрочность и виброустойчивость наиболее часто используют электродинамические, гидравлические и механические вибростенды.

Практика исследования и испытаний показала, что наиболее совершенными являются установки с электродинамическим вибровозбудителем [3]. Их отличают широкий диапазон воспроизводимых частот, хорошая направленность вибрации (малые поперечные составляющие вибрации), незначительный коэффициент нелинейных искажений, сравнительно слабые магнитные поля в зоне испытаний и др. Применение специальной аппаратуры управления на электродинамических виброустановках позволяет реализовать все основные режимы вибрационных испытаний.

В состав разработанной электродинамической вибрационной установки входят электродинамический вибростенд, усилитель, фильтр нижних частот, блок управления, а также источник питания. Её принципиальная схема представлена на рисунке 1.

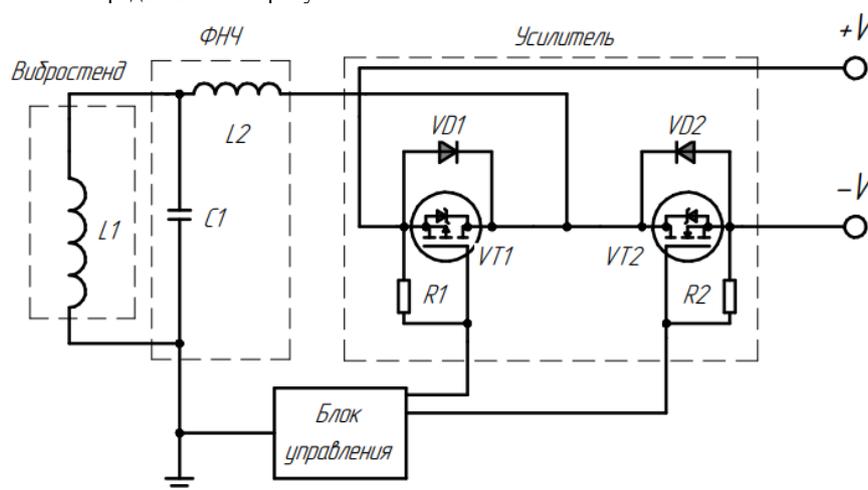


Рисунок 1 – Принципиальная схема установки

Роль блока управления выполняет микроконтроллер ATmega328p, находящийся в составе платформы Arduino Nano, к которой подключены жидкокристаллический дисплей LCD 1602 для визуального контроля за вводимыми параметрами и энкодер. При помощи энкодера в микроконтроллер вводится значение частоты, с которой будет работать вибростенд, а также значение заполнения ШИМ-сигнала, позволяющего регулировать мощность выходного сигнала микроконтроллера. В результате на выходе микроконтроллера получаем модулированный необходимой частотой ШИМ-сигнал.

В состав усилителя входят полевые транзисторы VT1 и VT2 разного типа проводимости, работающих в режиме силовых ключей: при подаче на затвор положительного напряжения p-канал транзистора VD2 открывается, в результате чего через него начинает идти ток, в противном случае p-канал закрыт. В то же время r-канал транзистора VD1 закрыт, и откроется только при снятии напряжения на его затворе. Таким образом, при подаче модулированного ШИМ-сигнала с микроконтроллера на вход усилителя, на его выходе будет переменный ток, модулированный частотой ШИМ.

Диоды VD1 и VD2 служат для защиты транзисторов от обратного напряжения, а резисторы R1 и R2 необходимы для стекания остаточного заряда с затвора, в противном случае может произойти электрический пробой и транзисторы перестанут выполнять свои функции.

Следующий за усилителем фильтр нижних частот пропускает сигнал ниже заданной частоты, позволяя получить демодулированный переменный ток, поскольку важно проводить испытания при

наличии вибрации строго заданной единственной частоты. Он выбирается с тем расчётом, чтобы отсеять частоту ШИМ микроконтроллера и не затронуть частоту, с которой будет работать вибростенд. Частота среза фильтра вычисляется по формуле (1):

$$f_c = \frac{1}{2\pi\sqrt{LC}} \quad (1)$$

Таким образом, управляющий сигнал микроконтроллера, сигнал на выходе усилителя и форма напряжения в катушке вибростенда представлены соответственно на рисунках 2-4.

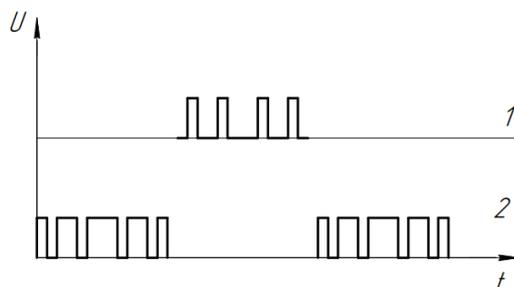


Рисунок 2 – Управляющий сигнал микроконтроллера
1 – канал для р-канального транзистора; 2 - канал для n-канального транзистора

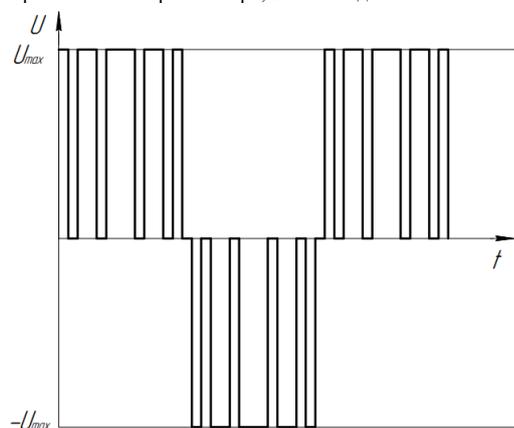


Рисунок 3 – сигнал на выходе усилителя

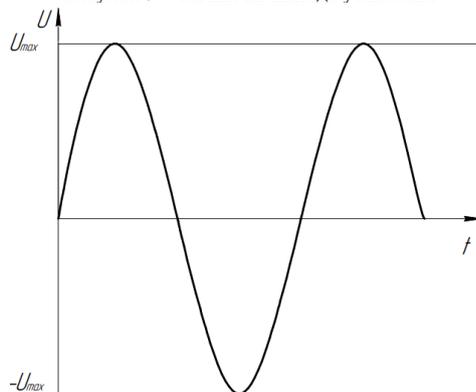


Рисунок 4 – напряжения в катушке вибростенда

Вибростенд представляет собой стол с намотанной на него катушкой из медного провода, который может свободно перемещаться вверх или вниз по магнитопроводу, в основание которого заложен кольцеобразный ферритовый магнит. Для лучшего взаимодействия катушки с магнитным полем магнита, на нём расположены железные диски, также являющиеся магнитопроводом. Для того, чтобы при испытаниях стол перемещался строго вдоль одной прямой, он закреплён при помощи гибкого подвеса, который в свою очередь закреплён при помощи шайб и гаек на стойках, вкрученных в основание магнитопровода. Вид в разрезе электродинамического вибростенда приведена на рисунке 5.

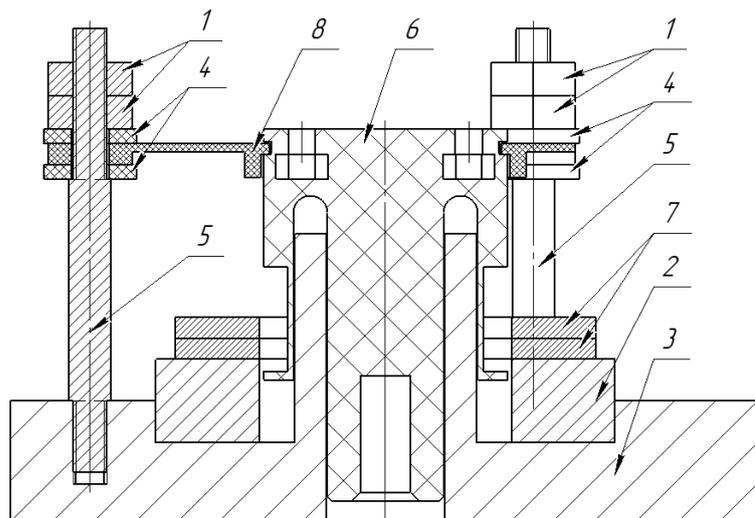


Рисунок 5 – Вид вибростенда в разрезе
 1 – гайка; 2 – магнит; 3 – магнитопровод; 4 – резиновая шайба; 5 – стойка; 6 – стол; 7 – тарелка; 8 – упругий подвес

Такая конструкция позволяет осуществлять быструю замену стола с на другой, с намотанной на него катушкой иного сечения или материала. Для закрепления оснастки на вибростенде предусмотрены 6 гаек М8, заложенные в стол. Экспериментально было установлено, что разработанная установка позволяет проводить испытания изделия предельной массой до 500 грамм, например, электронной аппаратуры и отдельных электрорадиоэлементов. Так, в частности, возможны виброиспытания дрона BETA FPV Cetus X, получившего распространение среди любителей FPV-дронов.

Научный руководитель – преподаватель А.Ю. Колыванов

Библиографический список

1. О. П. Глудкин, А. Н. Енгальчев, А. И. Коробов, Ю. В. Трегубов Испытания радиоэлектронной, электронно-вычислительной аппаратуры и испытательное оборудование: Учеб. пособие для вузов. – М.: Радио и связь, 1987. – 272 с.: ил.
2. ГОСТ Р ИСО 10813-1-2011 «Вибрация. Руководство по выбору вибростендов. Часть 1. Оборудование для испытаний на воздействие вибрации»
3. Лабковская Р.Я. Методы и устройства испытаний ЭВС. Часть 1. Учебное пособие. – СПб: Университет ИТМО, 2015. – 164 с.
 УДК 551.507.362.1

УДК 629.765

СВЕРХЛЕГКАЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ЗОНДИРОВАНИЯ С БОКОВЫМ ОТСТРЕЛОМ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

Ю.С. Халтаева, Д.Р. Позняк, Д.М. Ипатов, А.К. Осипов

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

В условиях актуальности обеспечения экологической безопасности разрабатывается множество метеорологических ракет вертикального старта, целевая функция которых определяется полезной нагрузкой, помещаемой в летательный аппарат. Основная задача – доставить полезную нагрузку, массой 1 кг, на максимальную высоту.

В большинстве случаев такие ракеты-носители способны выпускать полезную нагрузку только в апогее, что, собственно, и является целью их создания. Но могут быть случаи, когда показатели атмосферы требуется определить на определенной высоте. В такой ситуации нужно будет проектировать ракету под двигатель с определенной тягой, чтобы в момент отключения двигателя, полезная нагрузка отделилась от носителя в нужный момент.

С целью регулирования высоты отделения полезной нагрузки было принято решение спроектировать ракету-носитель с боковым отстрелом. Таким образом появляется возможность работы с двигателем любой тяги.

Основные задачи:

1. Снятие параметров атмосферы: температуру, влажность, атмосферное давление.
2. Регистрация данных ракеты: положение ракеты, скорость, ускорение, высота.

Дополнительные миссии:

1. Модульная конструкция
2. Система реакционного воздействия (СРВ)
3. Механизм бокового отделения ПН
4. Фиксация координат ракеты по GNSS
5. Поиск ракеты методом пеленгации с реализацией радиомаяка
6. Обратная связь между ракетой и ЦУПом
7. FPV камера с трансляцией в реальном времени
8. Система спасения «Стреляющий»



Рис. 1 – Схема ракеты-носителя с боковым отстрелом ПН в разрезе

Корпус ракеты изготавливается из стеклопластика для обеспечения радиопрозрачности сигналов блока электроники. Аэродинамические рули и головной обтекатель печатаются на 3D-принтере из пластика. Такой комплект материалов обеспечивает не только тактические свойства, но и технические, такие как масса элементов и всей конструкции в целом.

Под головным обтекателем расположены четыре сервопривода для управления аэродинамическими рулями, которые обеспечивают вертикальное положение ракеты во время полета.

Блок электроники представляет собой модуль, в котором размещаются аккумуляторы и плата с электронными модулями. Вся система дублируется для обеспечения бесперебойной и безотказной работы. Данный блок реализует запуск ракеты, передачу атмосферных данных, работу системы спасения, управление аэродинамическими рулями, отстрел полезной нагрузки.

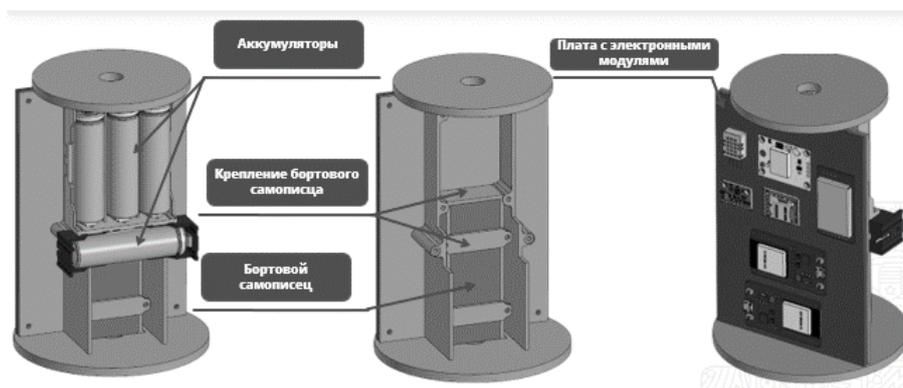


Рис. 2 – Модель блока электроники

Система спасения срабатывает, когда двигатель прекращает свою работу. Спасение ракеты производится с помощью парашюта, системы «стреляющий», GPS. После сгорания всего топлива и выброса полезной нагрузки, точка крепления парашюта находится в одной плоскости с изменившимся центром давления и перпендикулярна ракете. Это обеспечивает стабильный горизонтальный спуск ракеты, снижающий риск поломки элементов при приземлении.

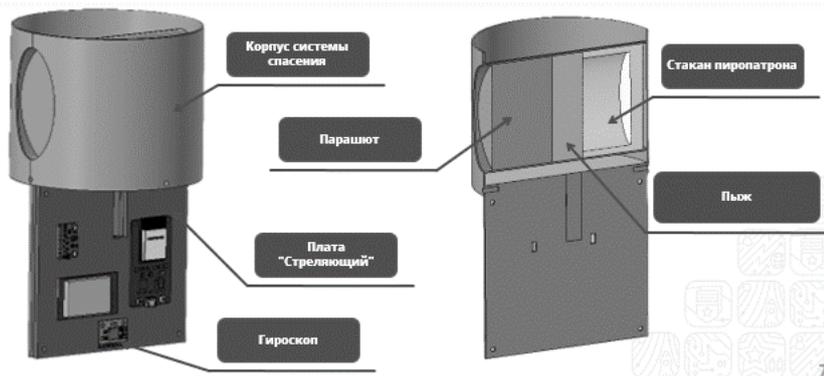


Рис. 3 – Модель блока системы спасения ракеты

Отделение полезной нагрузки возможно в любой момент времени после выработки двигателя. Для выброса используется сервопривод, что прокручивает разделяющую дверцу на 90 градусов вплоть до касания датчика, сигнализирующего, что дверца была открыта и исправна, после чего производится отстрел полезной нагрузки. Благодаря наличию двух стаканов под порох, есть возможность погрузки нескольких блоков полезной нагрузки и отстрела их на разной высоте.



Рис. 4 – Модель блока полезной нагрузки

В процессе проектирования и моделирования были произведены расчеты на прочность конструкции, аэродинамический анализ, баллистический расчет. По полученным данным была составлена циклограмма полета, согласно которой ракета полностью завершит свою миссию на 292-ой секунде от момента старта до приземления. А также:

- Максимальная высота 2221 м;
- Максимальная скорость 251 м/с;
- Время достижения апогея 21,5 с.

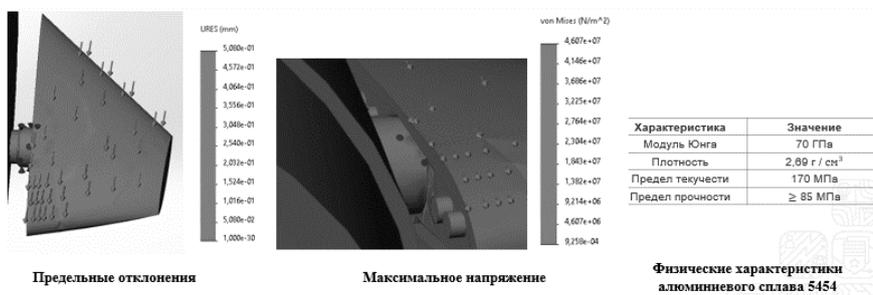


Рис. 5 – Прочностной анализ крепления реакционной системы

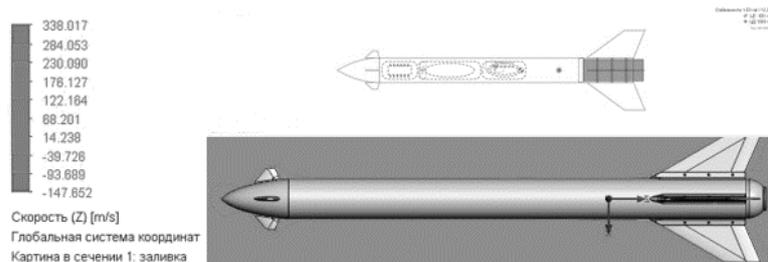


Рис. 6 – Аэродинамическая симуляция в среде OpenRocket и SOLIDWORKS Flow Simulation

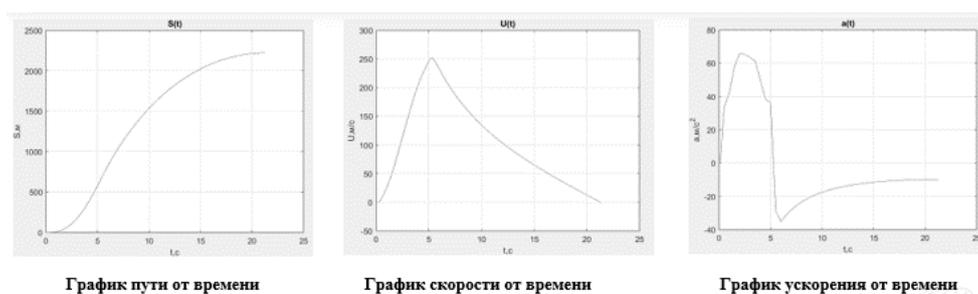


Рис. 7 – Результаты баллистического расчета в MatLab

Библиографический список

1. Халтаева Ю. С., Карасев Б. С., Подгорная В.-М. И. Сверхлегкая метеорологическая ракета вертикального старта // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLIX Гагаринские чтения 2023. – М.: Издательство «Перо», 2023. — 7,71 Мб.
2. Бобров Д. А., Подгорная В.-М. И., Карасев Б. С., Халтаева Ю. С. Разработка ракеты-носителя для метеорологического зондирования // Третья научно-техническая конференция проектов центра научно-технического творчества студентов. Издательство: Балтийский государственный технический университет "Военмех" (Санкт-Петербург). Материалы конференции. Сер. "Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ», №93" Санкт-Петербург, 2023.
3. Позняк Д.Р., Бесенков Н.А., Иванов Ф.М. Разработка ракеты метеорологического зондирования с системой стабилизации // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции L Гагаринские чтения 2024. – М.: Издательство «Перо», 2024. – 9,43 Мб [Электронное издание]

УДК 621.762

СЕЛЕКТИВНОЕ ЛАЗЕРНОЕ СПЛАВЛЕНИЕ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ. АКТУАЛЬНОСТЬ, ВЕКТОРЫ ВНЕДРЕНИЯ, НАДЕЖНОСТЬ

А.В. Узлева, К.А. Верикова, А.Д. Губарев

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

В данной статье рассматриваются ключевые аспекты актуальности применения селективного лазерного сплавления, направления внедрения данной технологии в авиационную и ракетную промышленность, а также уровень надёжности конструкций, произведённых методом селективного лазерного сплавления в данных отраслях.

Введение

В авиационной и ракетно-космической промышленности инновации играют одну из решающих ролей. С ростом требований к снижению массы, повышению прочности конструкции, а также к увеличению её срока службы, аддитивные технологии становятся более востребованными. Из множества направлений аддитивного производства наиболее перспективным является селективное лазерное сплавление.

Селективное лазерное сплавление (Selective Laser Melting, SLM) – это методика создания изделия, основанная на послойном сплавлении лазерным излучением металлического порошка в соответствии с цифровой моделью. Такой процесс преодолевает ограничения традиционных методов производства и позволяет создать изделия уникальных и сложных геометрических форм с высокой точностью и прочностью.

Селективное лазерное сплавление особенно важно в авиационной и ракетной промышленности благодаря своей способности создавать лёгкие, но при этом сверхпрочные конструкции, способные функционировать в экстремальных условиях.

Актуальность селективного лазерного сплавления

За последние десятилетия произошёл прорыв в сфере технологий, что потребовало внедрения новых подходов для улучшения производительности и качества изделий. Селективное лазерное сплавление является незаменимой технологией в современном производстве, особенно в авиа- и ракетостроении.

Преимущества технологии селективного лазерного сплавления:

1. Высокая сложность и функциональность изделий. Технология SLM позволяет создавать изделия со сложной геометрией форм, благодаря чему снижается количество соединений, а также и их вероятность отказа. Такие изделия обладают улучшенными теплофизическими свойствами, повышенной прочностью, а также особыми механическими параметрами, которые необходимы для работы в особых условиях эксплуатации.

2. Оптимизация массы и прочность. Используя технологию SLM, можно создавать лёгкие, но достаточно прочные детали, что является важным критерием для авиастроения. Детали, сделанные методом SLM, демонстрируют высокий показатель прочности и износостойкости, что важно для деталей, которые работают в условиях высоких нагрузок и температур.

3. Экономия ресурсов и времени. По сравнению с традиционными технологиями производства SLM представляет собой аддитивный процесс, в котором материал добавляется только при необходимости. Таким образом, метод SLM сокращает количество отходов и, следовательно, является экономически эффективным и экологически чистым. Технология SLM позволяет своевременно вносить изменения в конструкцию деталей, что полезно при разработке или модификации изделий.

4. Увеличение надёжности и долговечности. Создаются цельные детали, что уменьшает риск появления дефектов на стыках, так как нет необходимости в сварке или сборке отдельных деталей.

5. Высокий контроль качества. Оборудование для SLM имеет системы мониторинга, которые контролируют каждый этап, гарантируя качество продукции.

6. Перспективы. Ассортимент порошковых материалов постоянно расширяется, что открывает дополнительные возможности для создания новых деталей, обладающими высокими эксплуатационными характеристиками. [1]

Процесс селективного лазерного сплавления

Данный процесс заключается в послойном создании трёхмерных изделий из металлического порошка при использовании лазерного излучения. Основные этапы процесса селективного лазерного сплавления:

- Подготовка модели. Создаётся 3D-модель с помощью CAD-программ. Модель делится на тонкие слои (около 20-100 микрометров).
- Настройка оборудования. Происходит калибровка системы наведения лазера, закрепляется платформа, устанавливается рабочая температура и давление внутри камеры.
- Нанесение порошка. Специальным роликом происходит равномерное распределение тонкого слоя порошка на рабочую платформу. Толщина такого слоя варьируется от 0,05 до 0,15 мм.
- Сплавление первого слоя. Система зеркал (сканатор) направляет лазерное излучение в те области платформы, которые были заданы программой. Под воздействием высокой мощности излучения частицы металлического порошка плавятся, в результате чего образуется прочный монолитный слой.
- Повторение цикла. Платформа опускается на толщину заданного слоя, наносится новый слой порошка и процесс сплавления повторяется. Так постепенно происходит формирование детали, слой за слоем.
- Охлаждение. По окончании создания детали, она подвергается охлаждению, затем происходит удаление избыточного порошка с платформы и извлечение изделия из камеры.
- Постобработка. Изделию придаётся окончательная форма. Может потребоваться шлифовка, окраска или дополнительная термообработка.

Процесс создания изделия методом селективного лазерного сплавления представлен на рисунке 1. [2]

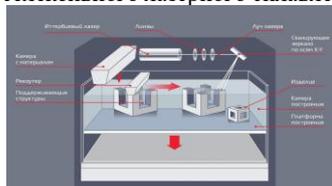


Рисунок 1 – Схема построения изделия методом SLM [2]

Векторы внедрения

Внедрение аддитивных технологий, а именно метода селективного лазерного сплавления, в авиа- и ракетостроение направлено на решение ряда ключевых задач, которые связаны с повышением эффективности, надёжности конструкции и безопасности её использования.

Основные направления, где используется технология SLM:

- Производство турбинных лопаток. Турбинные лопатки являются одной из наиболее нагруженной частью двигателя и реактивных установок. Они используются в условиях высоких температур и динамических нагрузок, что предъявляет высокие требования к материалам и конструкции лопатки. Благодаря технологии SLM создаются лопатки с уникальным внутренним строением, включающим внутренние каналы для охлаждения. Такое строение улучшает теплопередачу и повышает

эффективность работы двигателя, а также SLM позволяет минимизировать массу лопаток, при этом сохранив их прочность.

- Изготовление корпусов ракетных двигателей. На корпус приходится огромное давление и высокие температуры, возникающие при работе двигателя. Используя метод SLM, создаются монолитные корпуса с высокой точностью и прочностью. Такая конструкция уменьшает количество стыков, что повышает надёжность всей системы в целом. Также можно в конструкцию интегрировать систему каналов для циркуляции охлаждения, что способствует улучшению тепловой защиты.

- Создание топливных баков и систем подачи топлива. В условиях вибрации и перегрузок топливные баки и системы подачи топлива должны обеспечивать надёжное хранение и подачу горючего. Методом SLM создаются топливные баки с минимальным количеством швов и стыков, что уменьшает риск утечки и повышает безопасность.

- Разработка теплозащитных экранов. Космические аппараты подвергаются экстремальным температурам, когда попадают в атмосферу Земли, поэтому им необходима защита от перегрева. Используя технологию SLM, создаются многослойные экраны градиентом плотности. Такие экраны состоят из нескольких слоёв, каждый из которых обладает разной плотностью, что значительно улучшает теплоизоляционные свойства и обеспечивает защиту аппаратуры от разрушения. В экраны можно включить каналы для отвода тепла и взаимосвязи с системой терморегуляции.

- Оптимизация структурных элементов. К структурным элементам можно отнести, к примеру: балки, ребра жёсткости и каркасные конструкции. Для таких элементов важна оптимизация веса и жёсткости, чтобы снизить общие массовые характеристики летательных аппаратов и повысить грузоподъёмность. SLM-технология позволяет создавать лёгкие, но при этом прочные структуры. Достигается это за счёт модификации внутреннего строения элемента, которое невозможно создать традиционными методами производства.

- Индивидуальное проектирование и мелкосерийное производство. В авиационной и ракетной промышленности часто требуется производство деталей уникального строения в малых количествах или только в одном экземпляре. И тут технология селективного лазерного сплавления отлично подходит, так как позволяет перейти от цифрового проекта к изделию мгновенно, что важно для создания опытных образцов. SLM так же минимизирует затраты, ведь процесс не требует больших вложений в инструменты и оснастку.

- Прототипирование и быстрая проверка концепций. В промышленности, а особенно в авиационной и ракетной, важна скорость перехода от идеи к прототипу. Необходимо минимум времени на разработку новых деталей и на их проверку работоспособности. SLM-технология ускоряет в разы данный этап, благодаря цифровому процессу и отсутствию необходимости в подготовке оснастки.

- Ремонт и восстановление детали. Благодаря технологии SLM вместо полной замены уникальной детали, которая вышла из строя или получила повреждения, можно восстановить её, нанеся новый слой материала на поверхность старого, что позволит сохранить оригинальные размеры и свойства этой детали, а также приведет к увеличению её срока службы. [3]

Селективное лазерное сплавление имеет широкое применение в современном авиастроении и ракетостроении. Технология SLM обеспечивает высокую надёжность конструкций, минимизацию веса, а также способствует увеличить их долговечность.

Надёжность

Надёжность является важным свойством, которое определяет долговечность и работоспособность изделий, что особенно важно для авиационной и ракетной промышленности. На надёжность изделий, изготовленных технологией селективного лазерного сплавления, влияет множество факторов. Рассмотрим основные из них:

- Материал изделия. На механические свойства изделия, а также на устойчивость к коррозии, сильно влияет состав материала (порошка). Вероятность появления дефектов на готовом продукте зависит от количества примесей, содержащихся в порошке, формы и размера частиц. Чем чище порошок, тем устойчивее к появлению дефектов будет изделие.

- Параметры процесса SLM. Неправильная настройка установки SLM может сильно снизить качество готовой продукции, что отразится на надёжности изделия:

1. Необходимо следить за оптимальной энергией лазера, так как из-за недостаточной энергии материал не полностью сплавится, а чрезмерная энергия приведёт к деформации материала.

2. Важными параметрами являются также толщина слоя и скорость сканирования. Чем тоньше слой и выше скорость, тем меньше вероятность образования дефектов на поверхности и внутри изделия.

3. Необходимо следить за температурой внутри камеры, неправильная температура приведет к неравномерному охлаждению, а это в свою очередь к появлению трещин.

- Постобработка. Не всегда изделия, которые произведены методом селективного лазерного сплавления, требуют постобработку, но если она необходима, то постобработка изделия, с соблюдением всех правил, способна улучшить качество готового изделия и повысить его надёжность. [4][5]

Для оценки надёжности изделий, которые произведены при помощи селективного лазерного сплавления, используют количественные показатели, основанные на статистике отказов и теории вероятности.

Основными показателями надёжности являются:

- вероятность безотказной работы, $P(t)$ – вероятность, что изделие проработает без отказов в течении заданного времени;
 - вероятность отказов, $F(t)$ – величина, обратная $P(t)$, которая показывает вероятность выхода изделия из строя. [6]
- Вероятность безотказной работы $P(t)$ и вероятность отказов $F(t)$ связаны между собой и вычисляются по формуле 1:

$$F(t)+P(t)=1 \quad (1)$$

Чтобы использовать показатели $P(t)$ и $F(t)$, необходимо учитывать временной интервал t , так как $P(t)$ и t связаны выражением:

$$P(t)=\int_t^{\infty} f(t)dt \quad (2)$$

где $f(t)$ – функция плотности вероятности срока службы изделия

В таблице 1 представлены значения вероятности безотказной работы $P(t)$ и вероятности отказов $F(t)$ летательного аппарата, традиционного производства, и показатели надёжности летательного аппарата, в конструкции которого присутствуют элементы, созданные аддитивными технологиями, а именно методом селективного лазерного сплавления.

Полученные данные демонстрируют, что вероятность безотказной работы у летательного аппарата, который произведён с использованием технологии SLM, выше чем у летательного аппарата, изготовленного традиционными методами производства. Вероятность безотказной работы при 600 часов у самолёта, в конструкции которого имеются детали, изготовленные с помощью аддитивных технологий равен 0,963, а у летательного аппарата традиционного производства этот показатель имеет значение 0,931, что указывает о значительном потенциале технологии селективного лазерного сплавления для повышения долговечности конструкции. Это также подтверждает, что внедрение аддитивных технологий в авиастроение положительно влияет на эксплуатационные характеристики изделий.

Результаты исследования показывают необходимость дальнейшего изучения и внедрения технологии SLM в авиастроение и в другие отрасли промышленности. Аддитивные технологии обладают большим потенциалом и являются одним из ключевых направлений в инновационном развитии современной промышленности.

Заключение

В работе были рассмотрены векторы внедрения метода селективного лазерного сплавления в авиа- и ракетостроении, а также актуальность технологии SLM в авиационной и ракетной промышленности. Были проведены расчеты и сравнение вероятности безотказной работы для летательного аппарата традиционного производства и с использованием аддитивных технологий. Итогом проделанной работы является вывод о том, что применение технологии SLM значительно увеличивает надёжность конструкции и повышает его долговечность.

Библиографический список

1. **Зленко М. А.** Аддитивные технологии в машиностроении : учебное пособие для вузов / М. А. Зленко, А. А. Попович, И. Н. Мутылина ; С.-Петерб. гос. политех. ун-т. - СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2013. - 222 с. : граф., схемы, табл., фот. - Библиогр.: с. 184-200. - Глоссарий: с. 201-209. - Прил.: с. 210-222. Текст : непосредственный.
2. Технология селективного лазерного плавления (SLM): [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://blog.iqb.ru/slm-technology/> (дата обращения: 10.03.2025).

Таблица 1 -Показатели надёжности летательного аппарата

Границы интервала t, ч	Традиционное производство		Аддитивные технологии	
	F(t)	P(t)	F(t)	P(t)
0-600	0,06944	0,93056	0,03651	0,96349
600-1200	0,12507	0,87493	0,09433	0,90567
1200-1800	0,21186	0,78814	0,16343	0,83657
1800-2400	0,31207	0,68793	0,28015	0,71985
2400-3000	0,43644	0,56356	0,42124	0,58876
3000-3600	0,56356	0,43644	0,58876	0,42124
3600-4200	0,68793	0,31207	0,71985	0,28015
4200-4800	0,78814	0,20611	0,83657	0,16343
4800-5400	0,87493	0,12507	0,90567	0,09433
5400-6000	0,93056	0,06944	0,96349	0,03651

3. Кулик В. И. Аддитивные технологии в производстве изделий авиационной и ракетно-космической техники : учебное пособие [для вузов] / В. И. Кулик, А. С. Нилов ; БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова. - СПб. : [б. и.], 2018. - 159 с. : фот., табл., схемы, граф. - Библиогр.: с. 158. - Текст : непосредственный.
4. Герасимова Е.Д. Эксплуатационная надёжность и режимы технического обслуживания ЛА и АД. Учебное пособие./Герасимова Е.Д., Смирнов Н.Н., Полякова И.Ф. –М.:МГТУ ГА, 2002 – 58 с.
5. Анцелиович Л. Л. Надёжность, безопасность и живучесть самолета: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолетостроение». – М.: Машиностроение, 1985. – 296 с.
6. ГОСТ Р 27.102-2021. Надёжность в технике. Надёжность объекта. Термины и определения. - Введ. 2021-12-01. - М.: Стандартинформ, 2021. – 16 с.

УДК 681.518.5

СИСТЕМА КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА

А. С. Исаев, В. В. Ходосов

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

Одним из самых важных элементов в СЭС КА являются аккумуляторные батареи (АБ), за счет энергии которых питается вся бортовая система КА на теневых участках орбиты, во время максимального энергопотребления, а также в аварийных ситуациях. Очень важно поддерживать их в работоспособном состоянии, следить за всеми их параметрами и в случае аварийных ситуаций своевременно реагировать на них [1]. В таких экстренных случаях не на последнем месте выступают технологии искусственного интеллекта (ИИ).

Для обеспечения безотказной работы СЭС смена цикла заряд разряд АБ, а также замена аккумуляторов в цепи должна быть своевременной, что должно обеспечиваться отработкой ИИ, а также исполняющих команды коммутаторов, чем и обуславливается актуальность данной работы.

Аккумуляторные батареи (АБ) – химические источники постоянного тока, работающие по принципу циклического преобразования химической энергии в электрическую, используются во многих электроприборах, что обеспечивает возможность их многократной зарядки и разрядки и таким образом обеспечивает долгий срок работы потребителей [3].

Основные характеристики:

1. Количество электричества, снимаемого с АБ при его разряде от начального до конечного рабочего напряжения, называется емкостью C , А*ч,
2. Количество энергии, снимаемое с источника при разряде E , Вт*ч, зависит как от емкости, так и от напряжения.
3. Количество энергии, получаемой с единицы массы, (Вт*ч)/кг, и единицы объема, (Вт*ч)/дм³, удельные характеристики по энергии, которые определяются при номинальных режимах разряда.
4. Возможность эксплуатации АБ в тяжелых режимах характеризуется величиной максимальной удельной мощности: N , Вт/кг, (Вт*ч)/дм³, где мощность N , Вт, равна: $N=I_{max} * U$.
5. Срок службы аккумулятора определяется числом циклов заряда и следующего за ним разряда. Количество циклов n_c , которое аккумулятор может проработать до тех пор, пока его разрядная емкость не станет меньше определенной нормируемой величины зависит от глубины разряда. Число рабочих циклов n_c очень часто является одним из ограничений времени активного существования КА.

6. Для космических систем электропитания весьма важное значение имеют «отдача» или КПД по току η_I , напряжению η_U и энергии η_E , где $\eta_I = \frac{C_{раз}}{C_{зар}}$ – отношение количества электричества, отданного

аккумулятором при разряде, к количеству электричества, принятого им при заряде. При эксплуатации ориентируются прежде всего на η_U – отношение среднего разрядного напряжения к среднему напряже-

нию при заряде: $\eta_U = \frac{U_{ср.раз}}{U_{ср.зар}}$, а $\eta_E = \eta_I * \eta_U$ [3]. Для АБ важнейшей характеристикой является η_E

В зависимости от требований к системе питания КА для обеспечения требуемой емкости и напряжения, АБ могут объединяться в общую батарею несколькими способами: последовательным (рис. 1, а), параллельным (рис. 1, б) соединением и их комбинацией (рис. 1, в).

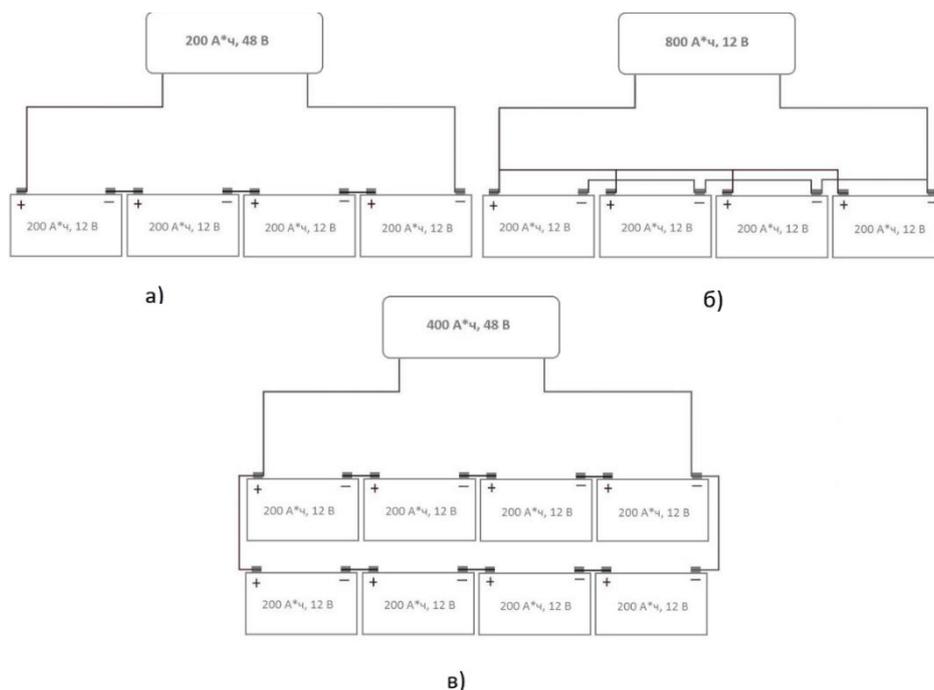


Рисунок 35. Соединение АБ: а) последовательное, б) параллельное, в) последовательно-параллельное.

Как видно из рисунка 1, при последовательном соединении у аккумуляторов складывается напряжение, а при параллельном – емкость.

Применительно к КА, в основном используется последовательное соединение АБ. Так, на платформе Экспресс 1000 используется источник питания с напряжением 100В [4]. Очевидный минус такого соединения: при выходе из строя одного аккумулятора, вся АБ становится неработоспособной. Также, при данном соединении стоит учитывать явление зарядки с обратной полярностью: когда в цепи последовательно соединенных АБ один из элементов, кроме остальных, разряжен. Если цепь продолжает разряжаться, то слабый элемент начнет заряжаться с обратной полярностью, что может вызвать аварийную ситуацию. При последовательно-параллельном соединении АБ выход из строя одного аккумулятора приводит к выходу из строя целой цепочки. Поэтому важно непрерывно отслеживать состояние каждого АБ.

При использовании АБ на базе КА необходимо также учитывать ограничение на предельно допустимую глубину разряда φ , то есть конечную точку разряда АБ, до уровня которой можно разрядить АБ без ущерба для ее конструкции. От глубины разряда в свою очередь будет зависеть и количество циклов АБ n_c , которая изображена на рис. 2. Эта зависимость может быть аппроксимирована следующим образом:

$$n_c = A \cdot (1 - \varphi)^B$$

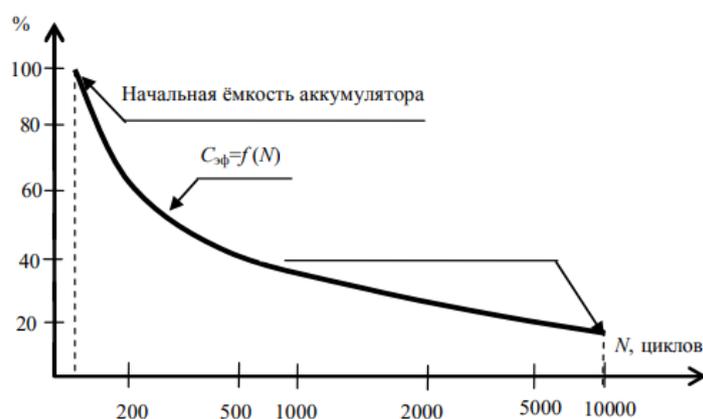


Рисунок 36. Зависимость емкости от глубины разряда φ .

Для решения данных проблем можно использовать технологии ИИ: искусственные нейронные сети (ИНС), позволяющие имитировать мыслительные функции человека (включая самообучение, поиск решений без заранее заданного алгоритма) и получать при выполнении конкретных практически значимых задач обработки данных результаты, сопоставимые с результатами интеллектуальной деятельности человека. ИНС, это математическая модель, построенная по принципу организации и функционирования биологических нейронных сетей – сетей клеток головного мозга человека. ИНС представляет собой систему соединенных и взаимодействующих между собой искусственных нейронов, организованных в многослойную

сеть. Каждый нейрон имеет дело с сигналами, которые он получает и отправляет другим нейронам в зависимости от его характеристик. В отличие от обычных вычислительных алгоритмов, ИНС не программируется в привычном понимании этого слова, не реализует определенный алгоритм, а настраивается в процессе обучения, как человек, что является главным ее преимуществом. Процесс обучения заключается в нахождении коэффициентов связи между нейронами за счет предоставления обучающей выборки и вычисления коэффициентов, обеспечивающих правильное решение. В процессе обучения многослойная нейронная сеть способна выявлять сложные зависимости между входными и выходными данными, а также выполнять обобщение. В случае успешного обучения сеть сможет вернуть верный результат на основании данных, которые отсутствовали в обучающей выборке, а также неполных или «зашумленных», искаженных данных [2].

В данном случае ИНС должна будет выполнять задачу классификации разряженных и заряженных АБ, а также состояния ее выхода из строя. В качестве критерия для оценки АБ будет использоваться текущая емкость $C_{тек}$, которая характеризует величину емкости АБ в данный момент времени:

$$C = I_{CP} \cdot \tau = \int_{U_n}^{U_k} Idt \quad [A \cdot час]$$

где I_{CP} , I – средний и текущий ток заряда АБ, U_n , U_k – начальное и конечное напряжение АБ и t – время заряда.

В зависимости от значения этого параметра на выходе ИНС будут формироваться управляющие сигналы для коммутаторов, которые будут встроены в СЭС: если текущая емкость $C_{тек}$ будет меньше или совпадать с заданным минимальным значением, то на коммутатор должен подаваться сигнал о начале заряда. При достижении максимального значения текущей емкости – сигнал о начале разряда. В случае же, если емкость будет ниже критического значения $C_{крит}$, то коммутатор получит сигнал о срочной замене текущего аккумулятора во избежание аварийной ситуации.

При обучении сети необходимо сформировать образцы данных обучающей выборки с указанием правильного исхода. Как правило, образцы представляют собой набор признаков, который подается на входы сети. Для АБ это напряжение, текущая емкость, температура.

Для решения задачи обучения такой сети необходимо:

1. сформировать обучающую выборку, подобрать набор вариантов;
2. исходя из постановки задачи, выбрать архитектуру сети, количество нейронов во входном и выходном слое, количество слоев;
3. в процессе обучения экспериментально подобрать характеристики сети, коэффициенты нейронов;
4. провести само обучение на нескольких примерах и проверить адекватность ИНС;
5. итерационно скорректировать параметры и провести окончательное обучение.

Более подробно об этапах:

1. Сформированная выборка должна удовлетворять основным критериям: репрезентативность (достоверность) и непротиворечивость.

Исходные данные должны будут преобразованы к виду, в котором им можно подаваться на входы сети. Для улучшения параметров сети можно воспользоваться следующими приемами:

- нормировка исходных данных (в случае, когда на разные входы подаются данные разной размерности);
- дискретизация (для непрерывных величин выделяется конечный набор дискретных значений);
- фильтрация сигнала для исключения высокочастотных помех и погрешности входных данных, выбросов.

2. Согласно поставленной задаче в качестве архитектуры ИНС выбрана сеть прямого распространения, где с каждым значением обучающей выборки идет правильная оценка выходного параметра.

3. После выбора общей структуры нужно экспериментально подобрать параметры сети: число слоев, наличие или отсутствие обратных соединений, передаточные, сигмоидные функции нейронов.

4. В процессе обучения сеть просматривает обучающую выборку. Один полный проход по выборке называется эпохой обучения или итерацией[2]. При обучении выборка делится на две части – обучающую выборку и тестовые, проверочные данные, которые никогда не используются для обучения сети, они лишь используются для расчета ошибки сети. В процессе обучения коэффициенты сети меняются до тех пор, пока ошибка предсказания не достигнет заданной точности. Если на тестовых данных ошибка уменьшается, то сеть работает корректно. Если ошибка на обучающих данных начинает уменьшаться, а ошибка на тестовых данных увеличиваться, то сеть перестала выполнять обобщение и просто «запоминает» обучающую выборку, что называется переобучением сети. В таких случаях обучение прекращают. Необходимо изменить архитектуру сети, например изменить число нейронов в внутренних слоях или число таких слоев. В обучении сети также существуют и другие проблемы: «паралич», попадание сети в локальный минимум поверхности ошибок. В этом случае можно попытаться изменить обучающую выборку.

Тестирование качества обучения ИНС следует проводить на данных, которые не участвовали в обучении, при чем количество данных должно быть, тем больше, чем выше качество обучения.

К данной ИНС должны быть подключены все АБ чтобы предотвратить аварийно опасные случаи перезаряда, переразряда АБ и заряда его обратной полярностью. В дальнейшем обученная и протестированная сеть способна классифицировать данные, снимаемые с АБ, которые в последствии будут использованы

для своевременного отключения неисправных АБ, переключения режимов заряда, и в конечном итоге для обеспечения безотказной работы СЭС и всей бортовой аппаратуры в целом.

Научный руководитель к.т.н., доцент каф. АЗ «Космические аппараты и двигатели» БГТУ «ВОЕН-МЕХ» им. Д.Ф. УСТИНОВА Ходосов Владимир Викторович

Библиографический список

1. Козлов А. Г., В. В. Ходосов Системы электропитания космических аппаратов. Ч. 1: учебное пособие / А. Г. Козлов, В. В. Ходосов; Балт. Гос. Техн. Ун-т – СПб., 2011. – 105 с.
2. Ходосов В.В., Перфилов Р.М. Система диагностики стенда прочностных испытаний газотурбинных установок с элементами искусственного интеллекта Монография / Москва, 2022
3. Исаев А.С. Информационно-измерительная система для определения зарядно-разрядных характеристик аккумуляторных батарей В сборнике: Молодежь. Техника. космос. Труды четырнадцатой общероссийской молодежной научно-технической конференции: в 4 томах. Санкт-Петербург, 2022. С. 138-140.
4. Балухто А. Н., Романов А. А. Искусственный интеллект в космической технике: состояние, перспективы развития // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2019, том 6, выпуск 1, с. 65- 75.
5. Ефименко Г.А.: Нейронные сети в MatLab [Электронный ресурс] / Ефименко Г.А., Сеница А.М. // Digiratory. 2017 г. URL: <https://digiratory.ru/508> (дата обращения: 15.02.2023).
6. Спутниковая платформа «Экспресс-1000»: учебное пособие / В. И. Ермолаев [и др.]; под ред. В. А. Бабука, Н. А. Тестоедова; Балт. Гос. Техн. ун-т. – СПб., 2015. – 67 с.

УДК 620.197

СНИЖЕНИЕ ПОРИСТОСТИ АНТИЭРОЗИОННЫХ ПОКРЫТИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.Ю. Тимошева, Д.И. Орешкин, М.С. Руденко, Д.О. Савельев

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева

В настоящее время деятельность предприятий аэрокосмической отрасли направлена на минимизацию массы космических аппаратов (далее КА), повышению требований к их ресурсу и надежности, что неизбежно приводит к уплотнению компоновочной схемы. Однако, при этом, при выполнении коррекции орбиты, в зону воздействия струи стационарных плазменных двигателей (СПД) попадают конструкционные элементы КА. Актуальной проблемой является разработка и модернизация защитных покрытий с высокими характеристиками, которые бы исключали негативное влияние плазмы СПД на КА.

К негативным эффектам струй СПД на элементы конструкции КА относится эрозионное воздействие. Оно заключается в уносе материала конструкции, из-за бомбардировки ионами струи. Также происходит загрязнение внешних поверхностей КА продуктами распыления, что приводит к снижению свойств используемых материалов. Уровень эрозии характеризуется её глубиной или толщиной распыленного слоя. Так, например, унос материала конструкции может составлять от 10 до 80 мкм в год [1].

Одним из способов, позволяющих защитить элементы КА, попадающие в зону действия плазмы СПД, является их экранирование алюминиевой фольгой с покрытием, нанесённым методом микродугового оксидирования [2, 3]. Оптимальный режим обработки – 10 А/дм², 90 минут, соотношение катодной и анодной составляющих тока $I_k/I_a = 1$ [2]. При высоких плотностях тока и при большом времени обработки микродуговые разряды, формирующие оксидное покрытие, начинают переходить в дуговые, что негативно сказывается на качестве покрытия. Выбор соотношения I_k/I_a обусловлен тем, что катодная составляющая тока хоть и растравливает покрытие, но в то же время обогащает зону разряда электронами, которые необходимы в момент воздействия анодной части тока. Полученное покрытие обладает высокими механическими свойствами и удовлетворяет требованиям по эрозионной стойкости, термостойкости и электропроводящим свойствам. Его характеристики представлены в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики защитного антиэрозионного покрытия

Характеристика эрозионного воздействия	Эрозионное воздействие плазменных струй
Допустимая толщина покрытия, мкм	30-40
Диапазон рабочих температур, °С	-150...+170
Отношение оптических коэффициентов A_s/E_p	> 0,5
Унос массы, мг	< 3

Однако рассматриваемое покрытие не лишено недостатков. Так, например, оно имеет достаточно высокую пористость. При воздействии плазменной струи ионы проникают в каналы пор и разрушают материал. Также сквозные поры являются концентраторами напряжений, что способствует появлению на поверхности покрытия трещин и сколов. На рис. 1 показана картина распределения пор по поверхности покрытия. Пористость определялась методом электрохимического осаждения меди согласно ГОСТ 9.302-

88. Меднение осуществлялось при катодной плотности тока в 2 А/дм^2 в течение 1 минуты, загрузка проводилась под током. Микроструктура поверхности получена с помощью комплекса цифровой микроскопии НЕОРНОТ 32.

Способ определения пористости предполагает, что медь осаждается в местах сквозных пор, где электролит достигает алюминиевой подложки. Участки, не покрытые медью, имеют видимые засветы, что соответствует образованию в этих местах муллита. Согласно ГОСТ Р 9.318—2013 светлые пятна на поверхности и общая неоднородность покрытия не являются браковочными признаками. Максимальный диаметр пор составляет 30 мкм.



Рис. 1. Картина распределения пор по поверхности покрытия

Существуют различные способы заполнения пор МДО покрытий, такие как изменение режима обработки изделия, изменение химического состава электролита, наполнение покрытий в растворах горячих солей и кислот, а также обработка в электролитах-суспензиях. Основные требования к толщине покрытий не позволяют нам варьировать режимы обработки в широких диапазонах. В рамках данной работы как наиболее эффективные методы рассматриваются добавление в состав электролита мелкодисперсных частиц и гидратация оксидного покрытия при его наполнении в различных растворах. В качестве экспериментального образца использовалась алюминиевая фольга марки АД площадью поверхности $0,5 \text{ дм}^2$ и толщиной $0,35 \text{ мм}$. Установлен единый режим – (10 А/дм^2 , 90 минут, $I_k/I_a = 1$).

Обработка проводилась в силикатно-щелочном электролите (KOH (4 г/л) + Na_2SiO_3 (10 г/л)), который нашел широкое применение при создании покрытий изделий ракетно-космической техники. В его составе отсутствуют соли тяжелых металлов, что соответствует требованиям экологической безопасности. Силикатно-щелочной электролит является универсальным, что дает возможность использовать его с различными добавками, повышающими качество покрытий [4]. В качестве наполнителей пор были выбраны два мелкодисперсных порошка ($<50 \text{ мкм}$) – ZrO_2 и Al_2O_3 , концентрацией 4 г/л. Выбранные порошковые материалы имеют минимальные коэффициенты распыления, улучшают износостойкость покрытий. Al_2O_3 является основой МДО покрытия, а добавка порошковых частиц значительно повышает микротвердость. Основное преимущество частиц ZrO_2 состоит в том, что они инкорпорируются в МДО покрытие практически без изменения. Присутствие диоксида циркония также способствует образованию $\gamma\text{-Al}_2\text{O}_3$, а не $\alpha\text{-фазы}$. Для того чтобы поддерживать порошковые частицы во взвешенном состоянии и препятствовать их слипанию необходимо использовать диспергаторы или стабилизаторы суспензии. В качестве стабилизирующей добавки было выбрано азотсодержащее вещество – карбамид (мочевина) концентрацией 5 г/л. На рис. 2 представлен внешний вид покрытий, полученных в электролитах с соответствующими порошковыми добавками.

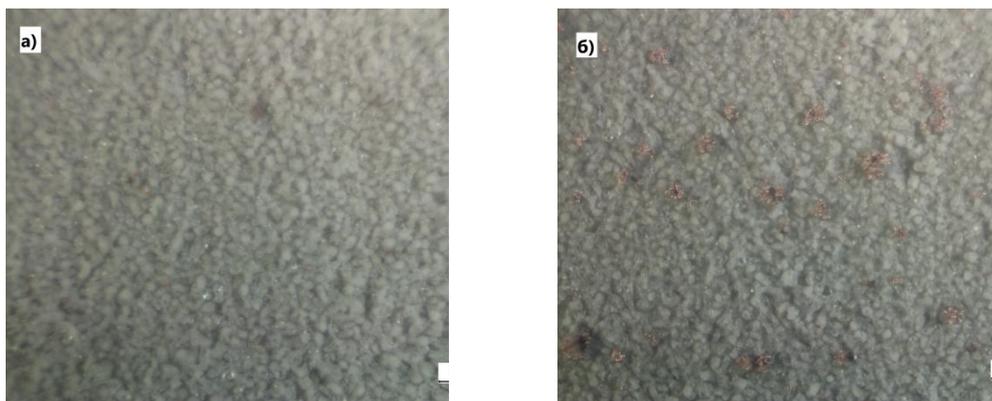


Рис. 2. Микроструктуры покрытий, полученных в электролите-суспензии
 а) КОН (4 г/л) + Na₂SiO₃ (10 г/л) + (NH₂)₂CO (5 г/л) + ZrO₂ (4 г/л), б) КОН (4 г/л) + Na₂SiO₃ (10 г/л) + (NH₂)₂CO (5 г/л) + Al₂O₃ (4 г/л)

Вследствие добавления в электролит мелкодисперсных порошковых добавок внешний вид покрытий изменяется не существенно. Наблюдается четко выраженная гранулярная структура. Минимальная сквозная пористость получена в покрытии с частицами диоксида циркония. При добавлении в электролит порошка из оксида алюминия количество пор снижается, однако их диаметр достигает 50 мкм.

Заполнение остаточных пор проводилось путем наполнения покрытий в дистиллированной воде при температуре 95°C и в растворе дихромата калия K₂Cr₂O₇ концентрацией 55 г/л при температуре 85°C. В случае с дистиллированной водой уплотнение ячеистого слоя происходит за счет гидратации оксида алюминия и образования бемита [5]. Хром в свою очередь имеет высокие пассивирующие свойства в щелочных средах. При наполнении покрытия в растворе K₂Cr₂O₇ в порах образуется оксидхромат алюминия (AlO)₂CrO₄ [6]. На рис. 3 отражено, как изменяются поверхности покрытий с частицами ZrO₂ и Al₂O₃ при наполнении в дистиллированной воде (а, в) и в дихромате калия (б, г)

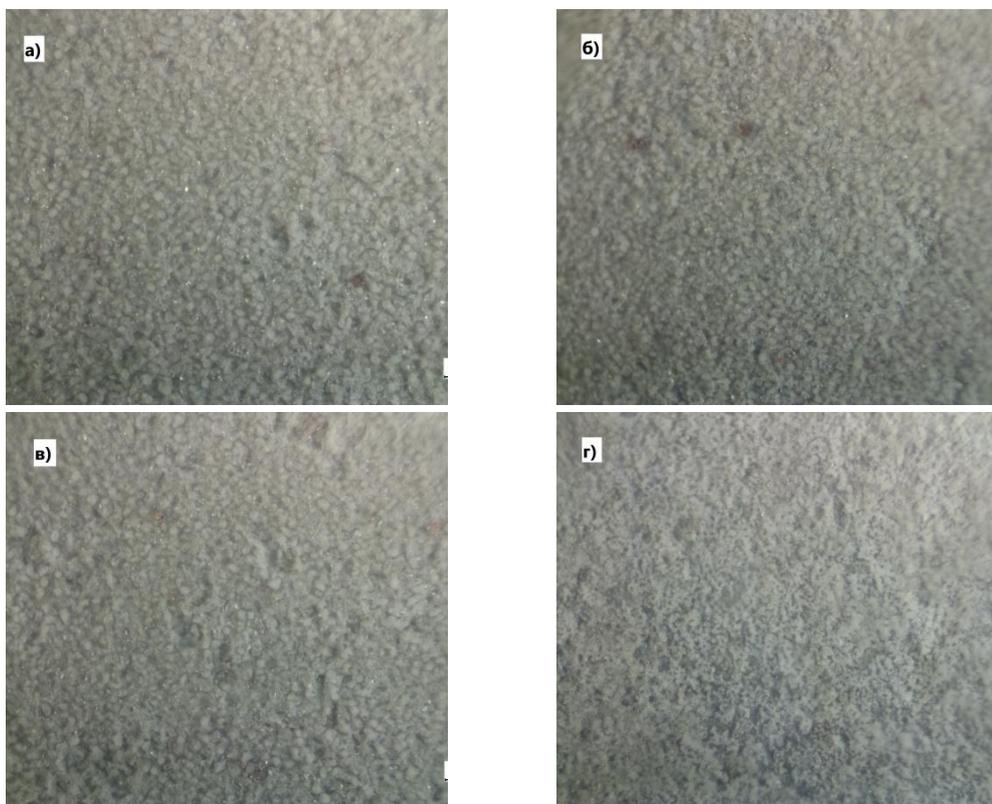


Рис. 3. Покрытия после наполнения
 а) с ZrO₂ в дистиллированной воде, б) с ZrO₂ в дихромате калия,
 в) с Al₂O₃ в дистиллированной воде, г) с Al₂O₃ в дихромате калия

После наполнения в горячих растворах в общем случае наблюдается сглаживание и уплотнение поверхности. Объем сквозных пор в покрытии с диоксидом циркония изменяется не существенно. Значительно изменилась поверхность покрытия с частицами Al_2O_3 – уменьшились количество и размер пор после наполнения в дистиллированной воде, в то время как поверхность, обработанная в дихромате калия, практически не содержит сквозных пор. Микроструктуру поверхности после дихромата калия можно охарактеризовать как «губчатую», что может быть связано со строением оксиддихроматов.

Таким образом, одним из эффективных методов борьбы со сквозной пористостью покрытий является добавление в состав электролита частиц диоксида циркония, а также получение покрытия с использованием порошка оксида алюминия с последующей обработкой в дихромате калия. Крайне важно, чтобы используемые порошковые материалы были мелкодисперсными, и все частицы имели форму, близкую к сферической. Технология заполнения пор МДО покрытий, описанная в настоящей работе, позволяет значительно улучшить эрозионную стойкость и сопротивление износу элементов КА.

Научный руководитель – к.т.н., доцент А.В. Гирн

Библиографический список

1. Надирадзе А.Б., Паршина Е.Б. Определение изменения свойств оптических покрытий космических аппаратов в результате их загрязнения – Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования, 2006, №10.с. 25-32
2. Технология нанесения антиэрозионных покрытий на элементы конструкций космических аппаратов / Михеев А.Е., Гирн А.В., Вахтеев Е.В. и др. // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. Технологические процессы и материалы. №4 (30), 2010. С. 130-133.
3. Исследование свойств защитных покрытий для космических аппаратов / Михеев А.Е., Гирн А.В., Ивасев С.С. и др. // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. Технологические процессы и материалы. №3 (49), 2013. С. 217-224.
4. Микродуговое оксидирование в электролитах-суспензиях (обзор) / Борисов А.М., Крит Б.Л., Людин В.Б. и др. // Электронная обработка материалов. 52(1), 2016. С. 50–77.
5. Aggerbeck M. Tailored Aluminium based Coatings for Optical Appearance and Corrosion Resistance. // DTU Mechanical Engineering, 2014. 163 p.
6. Румянцева К.Е. Физические и технологические свойства покрытий : учеб. пособие / ГОУ ВПО Иван. гос. хим.-технол. ун-т – Иваново, 2007. 80 с.

УДК 621.438.1

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЩЕТОЧНОГО И ЛАБИРИНТНОГО УПЛОТНЕНИЙ

И.А. Загадов, Д.А. Новосадов

Самарский национально исследовательский университет имени академика С.П. Королева

Уплотнения являются неотъемлемыми элементами конструкции любого газотурбинного двигателя (ГТД). Исключительная важность применения уплотнений в системе внутренних воздушных потоков (СВВП) ГТД обусловлена необходимостью снижения паразитных утечек сжатого и нагретого рабочего тела, что позволяет повысить эффективность компрессора и турбины и как следствие всего изделия. Известно, что снижение у течек за компрессором на 1% может приводить повышению КПД компрессора от 2 до 6 % [6]. Начиная с 1990-х годов развитие авиационной промышленности характеризуется повышением требований, предъявляемых к ГТД, благодаря чему вопрос обеспечения необходимого уровня герметичности становится все более актуальным.

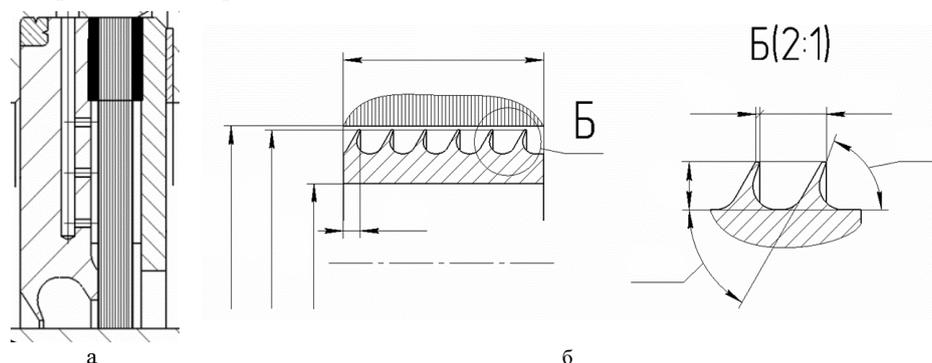
Долгое время лабиринтные уплотнения являются наиболее распространенным конструктивным решением для авиационных ГТД. Отсутствие альтернатив связано в первую очередь с большим количеством режимов работы двигателя, а во вторую с удовлетворительной герметичностью для двигателей четвертого и более ранних поколений. Эффективность данного вида уплотнений в значительной мере зависит от величины радиального зазора между гребешками лабиринта и корпусом, минимизация величины которого осложняется неоднородностью изменения размеров ротора и статора при приемистости, а также совершенством технологии и оборудования.

К двигателям нового поколения предъявляются более высокие требования топливной эффективности, что делает необходимым в том числе повышение герметичности уплотнений в СВВП. Ввиду практического потолка в повышении герметичности лабиринтных уплотнений рядом авторов были предложены более сложные конструктивные решения, теоретически позволяющие значительно снизить утечки через уплотнительный элемент в сравнении с классическим лабиринтным уплотнением. Наиболее полно список конструктивных исполнений перспективных уплотнений рассмотрен Ю.М. Темисом и А.В. Селивановым [1]. Основная идея данных уплотнений заключается в адаптивности уплотнительных элементов к изменению геометрии и свойств рабочего тела за счет газовой балансировки и применения упругих элементов. Из ряда освещенных в статье уплотнений наиболее проработанным на данный момент остается уплотнение щеточного типа, поскольку большая часть уплотнений основана на эффекте газовой балансировки, применение которого в многорежимных машинах в настоящий момент затруднительно.

Щеточное уплотнение представляет собой пакет тонких, плотно упакованных, провололочек, заключенный между опорным и защитным кольцами. Опорное кольцо выступает в роли ограничителя осевого перемещения провололочек, а защитное для снижения динамического напора рабочего тела. Применение щеточного пакета позволяет создать в зазоре между ротором и статором высокое местное сопротивление за счет дросселирования потока в каналах между провололочками. Обеспечивая высокую герметичность щеточное уплотнение сохраняет адаптивность к изменениям геометрии ротора и статора за счет упругости провололочек.

Возможно два варианта исполнения щеточного уплотнения: контактное и бесконтактное. Применение контактных щеточных уплотнений возможно только в сильно нагруженных двигателях с малым ресурсом, что обосновывается значительным износом и перегревом щеточного пакета и, как следствие возникновением теплового гистерезиса [4, 5]. Применение бесконтактных уплотнений в коммерческих авиационных ГТД более целесообразно, поскольку они имеют больший ресурс. Стоит отметить, что некоторые зарубежные компании активно используют в конструкции ГТД уплотнения щеточного типа, как например фирма Pratt & Whitney с двигателями серии PW6000 и GTF.

Данная работа выполняется с целью сравнения исходного лабиринтного уплотнения (ЛУ) и спроектированного авторами щеточного (ЩУ) уплотнений. Конструктивные схемы рассматриваемых уплотнений представлены на рисунке 1.



а - лабиринтное уплотнение; б - щеточное уплотнение
Рисунок 1 - Конструктивные схемы уплотнений

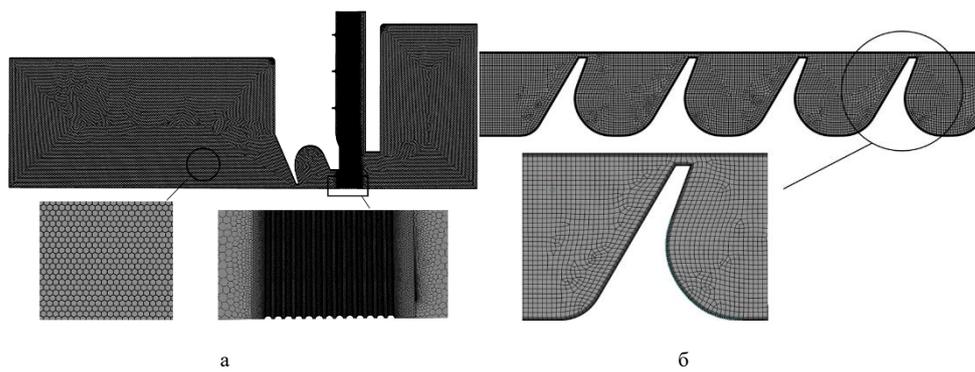
При настройке расчетной модели щеточного уплотнения для определения утечек методами вычислительной газодинамики важно учитывать ряд факторов: податливость провололочек и создаваемые при течении рабочего тела газовые силы приводят к деформации расчетной области и, как следствие, сетки КЭ; тепловое взаимодействие ротора, уплотнения и корпуса с рабочим телом в составе изделия для корректного определения температурного влияния на изменения геометрии расчетной области; дисбаланс ротора для определения несоосности поверхностей ротора и щеточного пакета для более точного определения зазора под уплотнением; для учета указанных факторов требуется применение решений в нестационарной постановке. Ввиду высоких затрат вычислительной мощности для поиска решения при помощи данной модели был принят ряд допущений:

- уплотнение моделируется отдельно от СВВП двигателя;
- не учитываются изменения геометрии при тепловом взаимодействии элементов конструкции, расчетная модель формируется на модели, сформированной для расчетного режима работы;
- не учитывается изменение геометрии щеточного пакета под действием газовых сил;
- уплотнение моделируется в виде сегмента, включающего один ряд провололочек;
- газоздушная область доработана для создания более качественной сетки конечных элементов, добавлен ряд скруглений вне области щеточного пакета.

Расчетная модель ЛУ должна выполняться с учетом теплового состояния ротора и действующих на него газовых и центробежных сил. Для простоты учета изменения геометрии ЛУ при расчете утечек были приняты следующие допущения:

Расчетная модель ЛУ была выполнена плоской для упрощения расчетов, исходная геометрия уплотнения была переведена в состояние на расчетном режиме.

Сетка конечных элементов (КЭ) создана при помощи встроенного генератора сеток Ansys Fluent Meshing. Ввиду малой величины зазора между провололочками при настройке сетки КЭ задавался диапазон размеров элементов от 0,005 до 0,6 мм с коэффициентом роста 1,2. Для ЛУ плоская сетка КЭ создавалась с размером элемента 0,1 мм и учетом пристеночного слоя, толщина первого слоя составила 0,01 мм. Полученные сетки КЭ представлены на рисунке 2. В ходе проверки моделей на сеточную сходимость был достигнут минимально допустимый размер элемента, при этом сетки контролировались по параметру Y^+ , для щеточного пакета величина данного параметра достигла 1.



а - сетка КЭ для ЩУ; б - сетка КЭ для ЛУ
Рисунок 2 - Сетки конечных элементов для расчетных областей

Для двух рассматриваемых уплотнений была выполнена серия гидравлических расчетов. Первый расчет выполнялся на расчетном режиме работы двигателя прототипа для обоих типов уплотнений, при этом величины утечек составили 0,975 и 3,672 для ЩУ и ЛУ соответственно в относительных величинах. Векторные поля течения рабочего тела в ЛУ представлено на рисунке 3, а для ЩУ – на рисунке 4. Как можно видеть ЩУ на расчетном режиме имеет значительно большую герметичность в сравнении с ЛУ, однако реальные утечки в ЩУ будут отличаться ввиду принятых допущений.

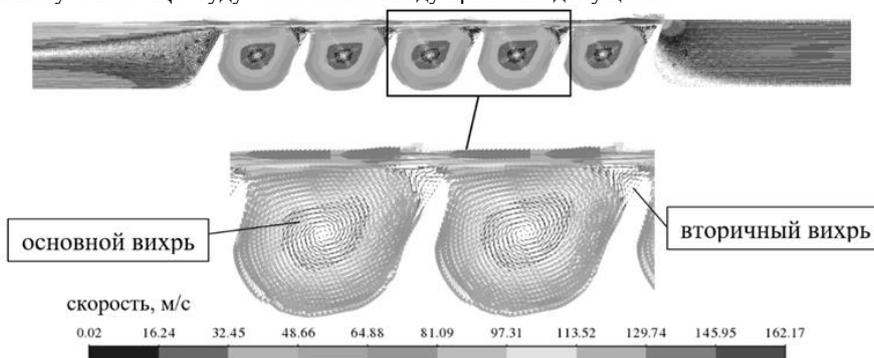


Рисунок 3 – Векторное поле скоростей рабочего тела в лабиринтном уплотнении

Картина течения рабочего тела в лабиринтном уплотнении позволяет наглядно наблюдать основной недостаток данного типа уплотнения. Поскольку между ротором и статором должен выдерживаться зазор на всех режимах работы, то на расчетном режиме образуется избыточный зазор, через который происходит перетекание рабочего тела. Для снижения утечек через ЛУ его выполняют в несколько рядов, однако с увеличением их количества возрастает масса уплотнения и как следствие масса ротора.

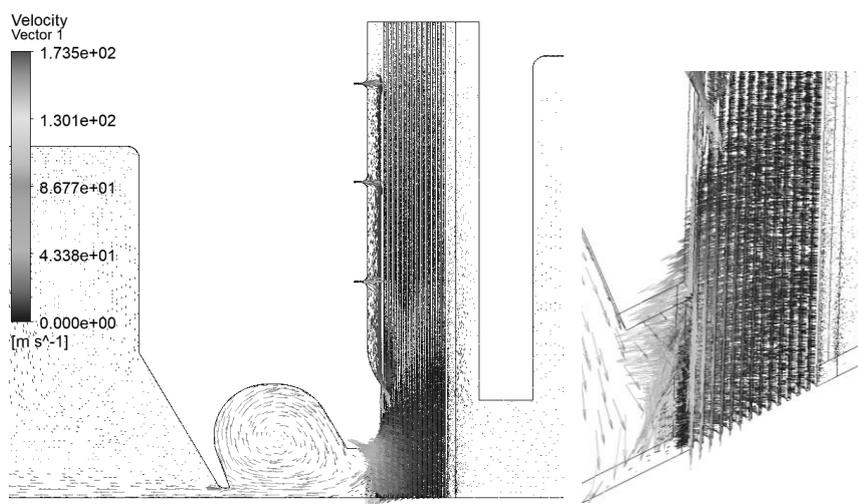


Рисунок 4 – Векторное поле скоростей рабочего тела в щеточном уплотнении

Одной из основных проблем при определении герметичности щеточного уплотнения является учет деформации провололочек, поскольку их смещение повышает величину пористости щеточного пакета, что

негативно влияет на герметичность. Дополнительно стоит учитывать влияние элементов наддува щеточного пакета, выполненных в опорном кольце, поскольку они создают противодействие на щеточный пакет, за счет которого могут возрастать утечки со стороны опорного кольца. Также на герметичность оказывает влияние действительный радиальный зазор между ротором и щеточным пакетом, с его увеличением эффективность ЩУ значительно падает.

Был выполнен ряд гидравлических расчетов для рассматриваемых типов уплотнений в стационарной постановке для определения их расходных характеристик. Полученные характеристики для ЩУ и ЛУ выполнены на одном графике, представленном на рисунке 5.

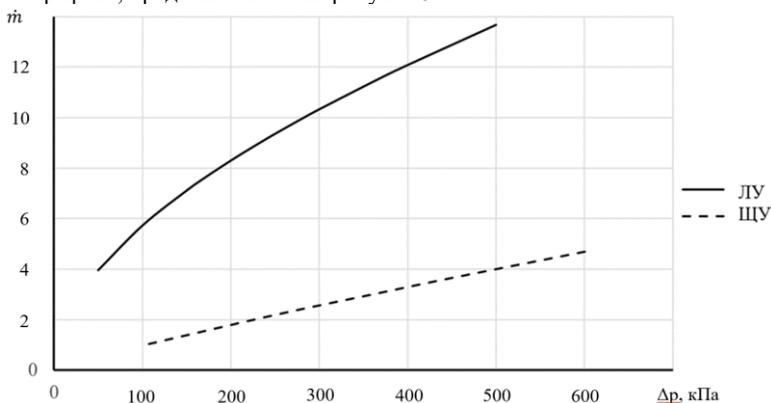


Рисунок 5 - Расходные характеристики щеточного и лабиринтного уплотнений

Можно заметить, что изменение величины утечек при увеличении перепада давления для ЩУ имеет более пологий характер в сравнении с ЛУ. Такое расположение расходной характеристики позволяет сделать вывод о целесообразности применения ЩУ в конструкции многорежимных машин, таких как ГТД. При этом характеристика ЩУ имеет близкий к линейному характер, что значительно облегчает прогнозирование утечек.

В результате проделанной работы были получены величины утечек и расходные характеристики для лабиринтного и щеточного уплотнений. По результатам сравнения данных уплотнений очевидно преимущество щеточного уплотнения по части обеспечения герметичности. Щеточное уплотнение также имеет более пологую и прямолинейную характеристику в отличие от лабиринтного уплотнения, что благоприятно сказывается на работоспособности уплотнения в условиях частого изменения режимов, что характерно для авиационных ГТД.

Оценка герметичности щеточного уплотнения была выполнена упрощенно, отсутствовала оценка влияния динамического изменения геометрии щеточного уплотнения под действием газовых сил со стороны утечек [2], а также влияние прецессии ротора и теплового расширения. На данный момент рассматривается вопрос внедрения щеточного уплотнения в конструкцию турбины высокого давления двигателя-прототипа, для этого планируются работы по созданию более сложной модели щеточного уплотнения для оценки герметичности с учетом нестационарной природы протекающих процессов, а также для оценки теплового состояния щеточного пакета и прочности проволочек в условиях высоких температурных и газовых нагрузок, а также проведение поузловых испытаний щеточного уплотнения для валидации расчетной модели.

Научный руководитель - д.т.н, профессор кафедры КиПДИА А.С. Виноградов

Библиографический список

- 1 Темис Ю. М., Селиванов А. В. Перспективные уплотнения для газотурбинных двигателей //Авиационные двигатели. – 2021. – №. 2. – С. 43-60.
- 2 Crudgington P., Bowsher A. Brush seal blow down //39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 2003. – С. 4697.
- 3 Ferguson J. G. Brushes as high performance gas turbine seals //Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – American Society of Mechanical Engineers, 1988. – Т. 79191. – С. V002T02A006.
- 4 Raben M., Friedrichs J., Flegler J. Brush Seal Frictional Heat Generation: Test Rig Design and Validation Under Steam Environment //Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – American Society of Mechanical Engineers, 2016. – Т. 49781. – С. V05AT15A017.
- 5 Crudgington P. et al. Brush seal hysteresis //48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. – 2012. – С. 4003.
- 6 Белоусов, А. И. Конструкция и проектирование уплотнений вращающихся валов турбомашин двигателей летательных аппаратов : учеб. пособие. - Текст : электронный / А. И. Белоусов, В. А. Зрелов ; М-во высш. и сред. спец. образования РСФСР, Куйбышев. авиац. ин-т им. С. П. Королева. - Куйбышев, 1989. - 1 файл (4,45 Мб)

СТЕНД ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ БПЛА МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА*Ф.В. Кузнецов, А.А. Железнякова, К.С. Алексеева**Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

В практике разработки конструкций и систем управления беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) мультироторного типа (дронов) часто производятся испытательные полеты, при которых возможны выявляемые или непредсказуемые ошибки, ведущие к повреждению дрона и, в случаях нарушения техники безопасности, нанесению вреда здоровью испытателей. Для предотвращения таких последствий испытания должны происходить на стенде, обеспечивающем безопасное взаимодействие с дроном и предотвращающем возможные столкновения или падения.

Типовые конструкции образцов испытательных стендов в основном состоят из следующего набора элементов: два кольца или восьмигранника, шарниры, обеспечивающие взаимное вращение колец, центральное крепление БПЛА и рама.

Среди коммерческих предложений выделим 2 комплекса: «First - flight tester gyroscope» [1] и «Gimbal-Drone TestBench» [2].

Конструкция стенда «First - flight tester gyroscope» (рис. 1), производимого в Мексике, представляет из себя раму, выполненную из алюминиевых профилей и 2 восьмигранника, материал которых выбирает заказчик. Для измерения углового положения БПЛА по 3 осям установлены магнитные энкодеры на каждую пару шарниров [1]. Дополнительно доступна модификация с сервоприводами, создающими моменты сопротивления по этим осям.

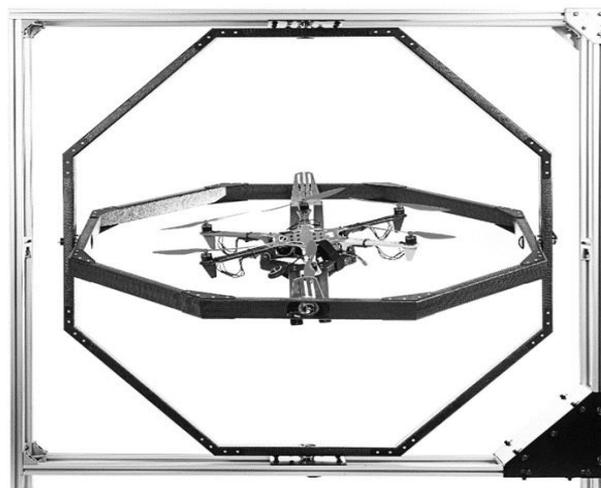


Рис. 1 – First-flight tester gyroscope

Российская разработка, комплекс «Gimbal-Drone TestBench» (рис. 2) состоит из углеволоконных круглых колец, установленных на алюминиевой раме, имеет угловые датчики положения, предусматривает возможность заключения стенда в металлический кожух, что должно повысить безопасность запусков [2].



Рис. 2 – Gimbal-Drone TestBench

В обоих случаях вращающиеся кольца стараются сделать как можно легче и жестче, но это не избавляет от добавочного момента – при помещении БПЛА на стенд, момент инерции по каждой оси у зафиксированного дрона становится больше, чем при свободном полете, что влияет на точность проведенных испытаний, а в случае тестирования малогабаритных БПЛА может существенно повлиять, например, на результат калибровки.

На основании анализа недостатков существующих коммерческих решений авторами была предложена следующая принципиальная конструкция (рис. 3). Кольца и рама состоят из легких алюминиевых профилей, соединенных напечатанными на 3D принтере пластиковыми вставками с шарнирами.

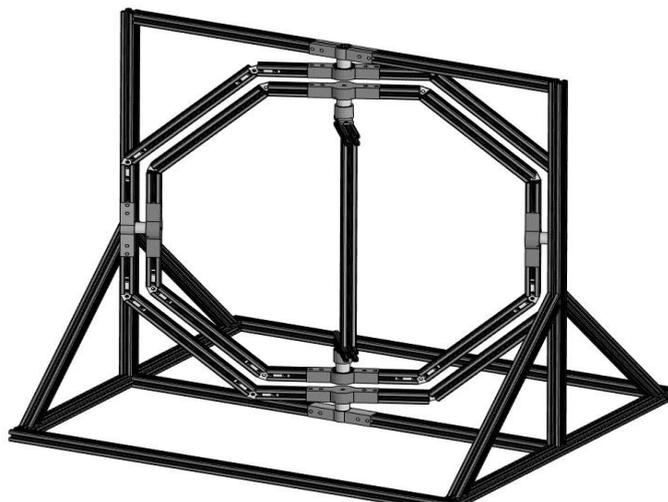


Рис. 3 – Стенд без дополнительных систем

Такой стенд выполняет лишь две функции: фиксирует выбранную точку БПЛА в пространстве и обеспечивает свободное вращение вокруг этой точки. Может применяться для запуска БПЛА с целью проверки работоспособности и выявления критических ошибок в работе его системы управления.

Для устранения недостатка, связанного с добавочным моментом, стенд предлагается оснастить системой динамической компенсации, отключаемой при надобности. С такой системой поворот каждой рамки усиливается электромотором, установленном в шарнире. Управление моторами происходит с микроконтроллера так, чтобы добавочный момент инерции был скомпенсирован моментом мотора, при этом управляющий сигнал формируется исходя из показаний датчика углового положения вала мотора. Переключение с «пассивного» режима на режим с динамической компенсацией происходит путем сцепления магнитной муфты в шарнире, которая в «пассивном» режиме свободно вращается, обходя момент сопротивления, создаваемый моторами, позволяя рамке вращаться свободно. Для реализации такой системы требуется установка в каждую пару шарниров датчика углового положения, магнитной муфты и электромотора.

Для полного анализа системы управления и конструкции БПЛА, калибровки и прочих процедур с требованием повышенной точности их проведения разработана модификация стенда, имеющая вышеописанную систему компенсации добавочного момента, а также внутреннюю систему измерения вектора силы, действующего на рамки со стороны БПЛА. Такая система измеряет проекции сил тензодатчиками, установленными во вращающиеся рамки и раму (рис. 4).

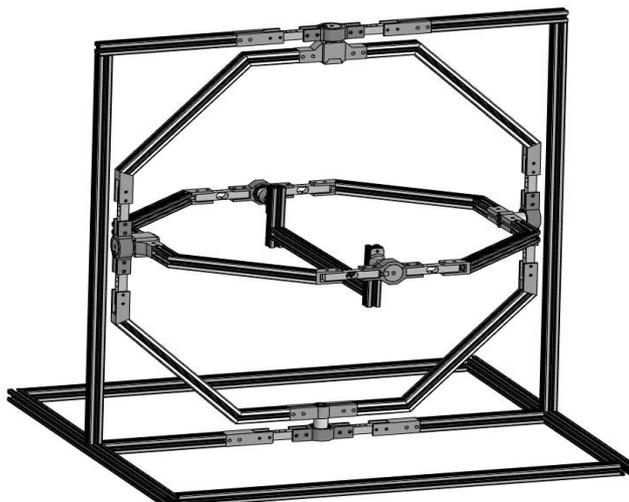


Рис. 4 – Стенд с тензодатчиками и системой компенсации момента

Таким образом, были разработаны две модификации: стенд с системами компенсации добавочного момента и измерения сил (рис. 4) и стенд без них, используемый только для обеспечения безопасных запусков БПЛА (рис. 3).

На данный момент поставлена задача изготовления первого прототипа стенда без систем измерения сил и компенсации (рис. 3).

Библиографический список

1. Eureka Dynamics - Tools for drones [Электронный ресурс]. – URL : <https://eurekadynamics.com/>
2. Испытательный стенд для тестирования БПЛА мультироторного типа Gimbal-Drone TestBench [Электронный ресурс]. – URL : <https://pl-llc.ru/catalog/aviatsiya-i-kosmonavtika/bpla/ispitatelnyy-stend-testirovanie-bpla-multirotornogo-tipa-gimbal-drone-testbench/>

УДК 629.78.01

ТРЕХМЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ПРОЕКТИРОВКА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЦИФРОВОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ СИГНАЛА

А.В. Уфимцев

Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Аннотация

В данной научно-исследовательской работе представлена технология разработки трехмерной модели малого космического аппарата, использующего методы цифровой модуляции для надежной связи. Спроектирована конструкторская модель аппарата для дальнейшей эксплуатации на низкой околоземной орбите с целью проведения научных и исследовательских миссий. Определена и построена диаграмма двоичного амплитудного сигнала для передачи информации, написаны алгоритмические функции позволяющие записывать сообщения и передавать сигнал с разработанного аппарата в космическое пространство.

Ключевые слова: дискретный сигнал, цифровая модуляция, численное моделирование, индекс модуляции, битовое представление, генерация сигналов.

Введение

В ходе проделанной работы над научно-исследовательским проектом была спроектирована трехмерная конструкторская модель малого космического аппарата с оптимизацией нагрузки на стрижни и опоры конструкции. Технические требования к разрабатываемому аппарату предъявлены исходя из условий его эксплуатации на низкой околоземной орбите, а также его функциональным назначением.

В этом исследовании, в котором используется 3D-моделирование малого космического аппарата и симуляция для анализа распространения сигнала, ставится цель найти оптимальный метод модуляции для увеличения пропускной способности при минимизации влияния помех в сложной электромагнитной среде, характерной для космического пространства. В настоящее время выражение для абсолютной фазовой манипуляции (АФМП). Методы цифровой модуляции имеют решающее значение для эффективной и надежной связи в системах космических аппаратов. Выбор подходящего метода модуляции имеет первостепенное значение, поскольку разные методы обладают различными характеристиками, такими как устойчивость к помехам, спектральная эффективность и энергопотребление.

Описание работы

В рамках данной работы проводилось проектирование модели малого космического аппарата и его оснащение. Рассмотрим подробнее какие платы были выбраны для оснащения необходимой компонентной базой малого космического аппарата формата CubeSat [1].

Первая плата, которая была использована – это летальный модуль малого космического аппарата. Оснащена двумя разъёмами для загрузки кода с целью обеспечения функционирования аппарата в соответствии с заданными параметрами. А также данная плата имеет 4 отверстия под крепления и соединения с другими платами, что способствует распределению нагрузки модели [2]. Также была спроектирована деталь, которая будет помогать скреплять между собой несколько плат и спроецирована геометрия отверстия под крепление для детали. Стоит заметить, что аппаратное обеспечение малого космического аппарата CubeSat в данной работе представлено в виде: летательного модуля, материнской платы, блока питания, датчика угловой скорости, аккумуляторной батареи, датчиков приема и передачи сигнала, специальной видеокамеры и GPS [3]. Данный набор компонентов является минимально необходимым для реализации задач спутникового картографирования местности, анализа, приема и передачи обрабатываемых данных, передвижения аппарата в пространстве по контролируемой траектории [4]. Данное оборудование располагается внутри каркаса малого космического аппарата.

Для контролируемого перемещения и регулируемого изменения собственного положения разрабатываемому аппарату необходима система электрического питания [5]. В общем исполнении второй макетной платы в данную систему входят: аккумуляторная батарея, фильтр для сглаживания напряжения, зарядное устройство для аккумулятора.

На третьей макетной плате размещен модуль коммуникации, оснащенный функциональными возможностями приема и передачи сигналов. Детализации работы данного модуля и посвящена дальнейшая часть работы.

Конструктивное исполнение аппаратного оснащения малого космического аппарата представлено на рис. 1.

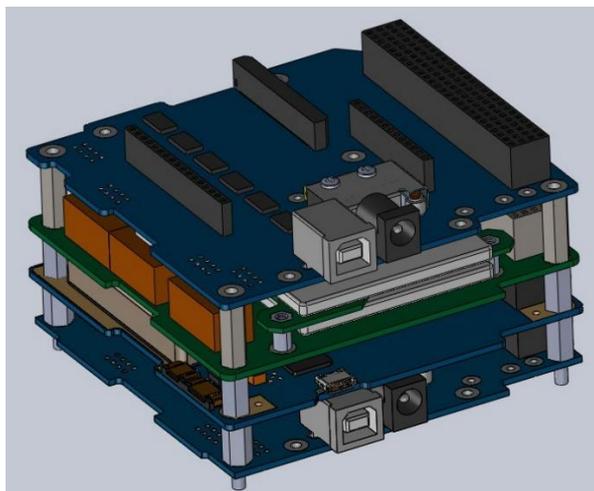


Рис. 1. – Спроектированные печатные платы с основным аппаратным обеспечением малого космического аппарата

После завершения процесса конструирования основного компонентного оснащения малого космического аппарата проведём исследования анализа механической нагрузки [6]. При запуске на орбиту Земли космический аппарат испытывает колоссальные нагрузки и вибрации на собственную конструкцию, в связи с чем особенно актуальной является задача анализа и проверки способности разработанной конструкции выдерживать данные нагрузки. Самое большое внимание в данном случае стоит уделить креплениям [7].

Нагрузка будет приходиться на верхнюю часть крепления. Следовательно, выберем ее, как область, на которую будет приходиться нагрузка. Пример выбора области приведен на рис. 2.

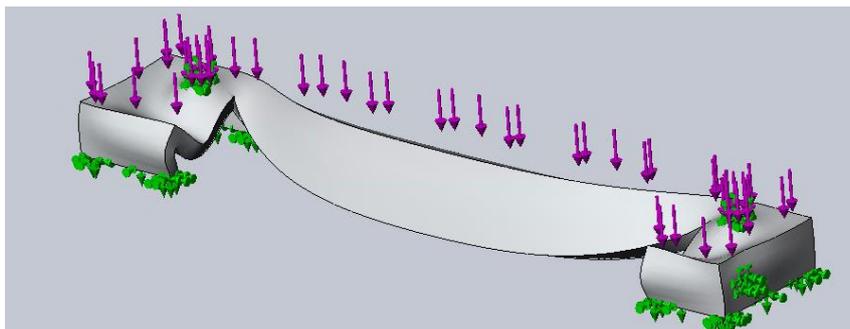


Рис. 2 – Анимация деформации детали

На первой макетной плате размещён модуль бортовой коммуникации функциональными возможностями которого являются приём сигналов и их дальнейшая передача [8].

Рассмотрим подробнее алгоритм передачи сигнала. В специализированном программном обеспечении для моделирования цифровых сигналов запишем функцию buildDigitalSignal(mess, td, T_Bit) которая возвращает массив значений сигнала data, построенный с шагом дискретизации td и временем передачи бит T_Bit, как представлено на рис. 3.

```
% функция формирования массива значений сигнала, с шагом дискретизации T_Bit и временем p
function data = buildDigitalSignal(mess, td, T_Bit)
    data = []; % формируем пустой массив
    for i = 1:length(mess) % проходимся по битам сообщения
        for j = 1:T_Bit/td % повторяем конкретный бит сообщения столько раз,
            data(end+1) = mess(i); % сколько поместиться в период времени передачи бита
        end
    end
end
```

Рис. 3 – Код функции buildDigitalSignal

Построим временную диаграмму сигнала последовательности бит сообщения «Hello!».

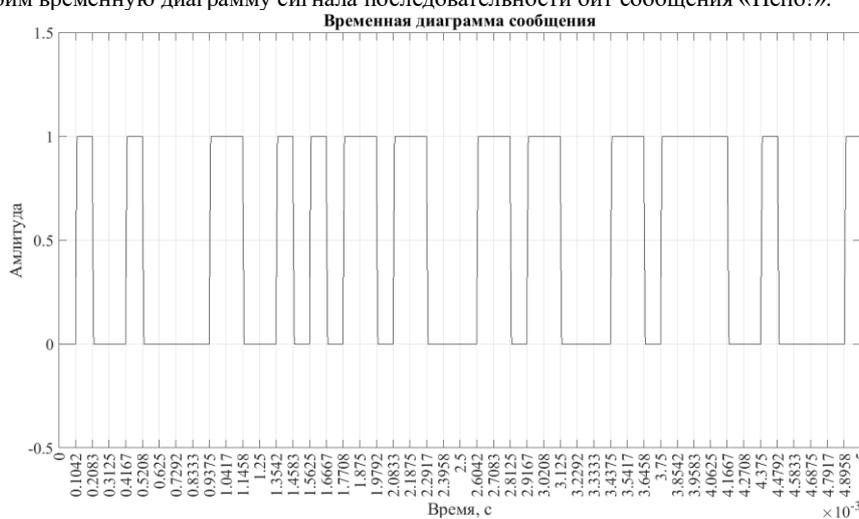


Рис. 4 – Временная диаграмма битового сообщения «Hello!» при td = 0,01042 мс и T_BIT = 0,1042 мс

Амплитудно-манипулированный сигнал определяется выражением:

$$U_{\text{АМП}}(t) = U \cdot \frac{1 - m + 2 \cdot m \cdot C(t)}{1 + m} \sin(\omega_1 \cdot t)$$

Где, $U = 2 \text{ В}$ – амплитуда несущего сигнала; m - коэффициент глубины модуляции; $\omega_1 = 38,4 \text{ КГц}$ - круговая частота несущего сигнала; $C(t)$ – модулирующий двоичный сигнал

Заключение

В представленном исследовании была разработана и спроектирована конструкторская модель малого космического аппарата форма CubeSat для проведения исследовательских миссий на орбите Земли. Было применено специализированное конструкторское решение, снижающее нагрузку на опоры разработанной конструкторской модели, достоверность которого подтверждена анализом напряжений по критерию Вон Мизеса.

Также детально рассмотрено функционирование платы коммуникационного модуля, отвечающего за передачу сигналов. В специализированном программном обеспечении был создан массив для передачи текстовых сообщений в виде дискретного сигнала. Выведена построена диаграмма отправленного сообщения, а также выведена формулы, описывающие зависимость изменяемого во времени дискретного сигнала.

Этот подход можно использовать для выбора модуляции в будущих разработках передачи информационного сигнала малого космического аппарата. Используя трёхмерное моделирование для учёта особенностей конструкции аппарата, представленная работа демонстрирует важность комплексного подхода к проектированию надёжных и эффективных систем связи.

Научный руководитель – к.т.н., доцент А.А. Филипас

Библиографический список

1. Роскосмос официальный сайт <https://www.roscosmos.ru/> [Электронный ресурс]. – Режим доступа: – свободный (дата обращения 13.05.2024)
2. Уфимцев А.В. Разработка и проектирование модели малого космического аппарата CUBESAT Сборник трудов XXIII научно-технической конференции молодых ученых и ПАО «РКК Энергия» 28 октября – 1 ноября 2024. – Королёв. – С. 348 – 350
3. Скляр, Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение / Б. Скляр. – Москва: Издательский дом “Вильямс”, 2003. – 1104 с.
4. Прокис, Дж. Цифровая связь / Дж. Прокис. – Москва: Радио и связь, 2000. – 800 с.
5. Хейкин, С. Теория радиолокации / С. Хейкин. – Москва: Советское радио, 1979. – 424 с.
6. Андреев, А. Г. Моделирование радиотехнических систем / А. Г. Андреев, А. А. Зайцев. – Москва: Горячая линия-Телеком, 2016. – 424 с.
7. Баскаков, С. И. Радиотехнические цепи и сигналы / С. И. Баскаков. – Москва: Высшая школа, 2000. – 462 с.
8. Попов, В. В. Проектирование антенных систем / В. В. Попов, А. А. Еремин. — Москва: Издательский дом «Спектр», 2018. — 320 с.

УДК 669.15-194:539.4.016

ФОРМИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СТАЛИ 15ФЮА ТЕРМИЧЕСКОЙ И АЭРОАКУСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКАМИ

В.Е. Алексеев, Я.В. Ральников, М.С. Рожков, В.А. Ленина

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

Введение.

Анализ влияния закалки из межкритического интервала температур (МКИ) на свойства малоуглеродистых низколегированных сталей активно изучается в контексте оптимизации микроструктуры и механических характеристик в работах [1-11]. Формирование двухфазной ферритно-мартенситной микроструктуры, измельчение зерен и изменение соотношения фаз улучшают сочетание прочности и пластичности, а также способствуют разработке новых технологий термомеханической обработки. Исследование влияния легирующих элементов на стабильность аустенита и прокаливаемость, изменение межкритического интервала температур (введение Mn расширяет МКИ) позволяют влиять на микроструктуру после закалки и улучшают коррозионную стойкость. Такие стали используются в автомобильной промышленности (облегченные конструкции), строительстве, судостроении и для производства трубопроводов благодаря сочетанию высокой прочности и хорошей свариваемости.

Материал и методы исследования.

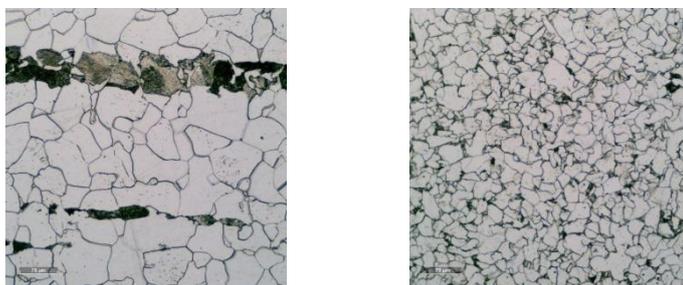
Исследовалось влияние аэроакустической обработки (ААО) и стандартной термической обработки (СТО) по экспериментальным режимам на механические свойства. В качестве объекта исследования использовались заготовки из деформированной стали 15ФЮА (содержание ванадия Ф-0,03-0,08%). Термическая обработка проводилась по режимам, приведенным в таблице 1. Механические свойства определяли при испытании пятикратных цилиндрических образцов на статическое растяжение по ГОСТ 1497-84 на машине Shimadzu AGX-100 кН. Погрешность определения нагрузки при испытаниях не превышает 1%, а напряжений (σ_B , $\sigma_{0,2}$) – 5 МПа. Однако при обработке по всем режимам, в том числе и по СТО, наблюдался значительный разброс по значениям всех механических свойств (исключение режимы № 1, 2 – при обработке экспериментальных данных разброс механических свойств был существенно меньше).

Таблица 1
Режимы термической и аэроакустической обработок и результаты механических испытаний

режима	арка стали	М	Режим обработки	σ_B МПа	$\sigma_{0,2}$ МПа	%	RV	
	5ФЮА	1	Исходное состояние (прокат)	56	76	4	9	
			Исходное состояние (прокат)+ААО	12	39	0	1	
			Закалка 920°C, вода; отпуск 180 – 200°C – 1,5 ч., воздух (СТО)	62	36	3	2	8
			Закалка 920°C, вода; отпуск 250°C – 1 ч., воздух	37	25	6	0	02
			Закалка 800°C, вода; отпуск 250°C – 1 ч., воздух	30	00	0	7	
			Закалка 920°C, вода; отпуск 180-200°C–1,5 ч.+300°C – 7 мин., воздух	70	47	1	9	6
	5X*	1	Закалка 920°C, вода; отпуск 180 – 200°C	90	80	2		

	С	Зак.800-820°С, вода; отпуск 180					
	таль 15*	- 200°С	00	00	6		
*Зубченко А.С. Марочник сталей и сплавов. М. Машиностроение. 2001. С.671							

Предполагается, что разброс свойств связан с тем, что в заготовках микроструктура и размер зерен могут значительно отличаться друг от друга (рис.1).



а) б)
Рисунок 1. Микроструктура образцов из стали 15ФЮА в исходном состоянии (x200)
а) образец 1; б) образец 2;

Для того чтобы иметь возможность анализировать тенденции влияния обработок на свойства стали было решено рассматривать только механические свойства образцов, прошедших обработку по режимам № 3 – 5, соответствующие минимальным значениям из всех полученных результатов, которые и приведены в таблице 1. Для предотвращения разброса результатов испытаний необходимо перед проведением экспериментальных обработок с закалкой из МКИ проводить предварительную термическую обработку, устраняющую неоднородность структуры в заготовках стали одной марки по следующим режимам: закалка с 1020°С с охлаждением в воде с солью или нормализация [4].

Отсутствие достаточного количества заготовок стали не позволило авторам провести эксперимент в полном объеме. Твердость определялась на твердомере Роквелла. ААО проведена в резонаторе специальной установки (газоструйный генератор звука). К числу параметров аэроакустического воздействия при проведении ААО относятся: температура, скорость охлаждения, скорость потока газа, амплитудно-частотные характеристики, которые регулируются за счет варьирования геометрических характеристик установки, и время термоакустического воздействия. Рабочим газом может быть воздух, азот и другие среды.

При проведении ААО может осуществляться воздействие температурных и акустических полей с целью формирования свойств материалов в требуемом направлении (АТАО) или только акустических полей и потока газа. ААО может быть использована как упрочняющая обработка, так и как обработка, снижающая остаточные напряжения, полученные при предшествующей обработке в материале изделия и повышающая пластичность, что определяется параметрами режимов обработки [12]. Как упрочняющая обработка ААО представляет собой комплексную обработку. Она включает в себя предварительную обработку, которой может быть холодная пластическая деформация или термическая обработка с охлаждением в традиционных средах (вода, масло, воздух) или в мощном акустическом поле звукового диапазона частот, при одновременном воздействии потока газа в диапазоне скоростей от десятка до сотен метров в секунду. При этом охлаждение металла проводится до отрицательных температур в расширяющемся потоке газа, т.е. дополнительно реализуется обработка холодом [12].

Одна из основных операций в технологии АТАО – обработка деталей, включающая криогенное воздействие, в мощном акустическом поле звукового диапазона дискретных частот (600-1200 Гц) с уровнем звукового давления до 150–160 дБ в потоке газа в резонаторе газоструйного генератора звука (ГГЗ). Образцы в исходном состоянии были подвергнуты аэроакустическому воздействию в течение 10 минут при 20°С, без предварительного нагрева, с использованием специального технологического оборудования, включающего ГГЗ. В резонатор ГГЗ предварительно устанавливали контейнер с образцами в исходном состоянии, затем проводилась обработка.

Результаты исследования и их обсуждение.

После термической обработки (ТО) и/или ААО образцов проводились испытания на статическое растяжение (таблица 1). Так как свойства стали 15ФА в справочниках отсутствуют, то в качестве аналога приведены свойства сталей 15Х и стали 15 по справочным данным. Микроструктура стали в исходном состоянии представлена на рис. 1

ААО стали в исходном состоянии незначительно снижает прочность 15ФЮА и повышает пластичность, что улучшает обрабатываемость давлением. Обработка по режиму СТО (№ 3), в сравнении с исходным состоянием, повышает прочность за счет образования в структуре (кроме феррита мартенсита и бейнита) снижая пластичность. По сравнению со свойствами стали 15Х и особенно стали 15, сталь 15ФЮА имеет существенно более высокие значения прочности при обработке по СТО при равном уровне пластичности.

При проведении обработки по режиму № 4 и № 6 (режим СТО закалки сохраняется), в режимах отпуска варьируется температура, кратность отпуска и время. При обработке по режиму № 4 характеристики прочности и пластичности стали превышают значения аналогичных свойств, полученных при обработке по режиму № 3 (СТО), что связано с уменьшением остаточных напряжений в стали.

Механические свойства, полученные по режиму № 5, который включает закалку из МКИ температур – 800°C и охлаждение в воде, при сохранении режима отпуска практически аналогичны свойствам стали полученным при обработке по режиму № 2 при меньшем уровне $\sigma_{0,2}$. Это делает режим № 2 предпочтительным (при достаточном уровне механических свойств), так как при этом не только больше уровень $\sigma_{0,2}$, но и отпадает необходимость в закалке и отпуске, что существенно снижает продолжительность обработки. Обработка по режиму № 6 обеспечивает получение значений предела прочности и относительного удлинения стали аналогично полученным результатам по режиму № 3.

Заключение.

Для улучшения обрабатываемости давлением и получения стабильных значений свойств ($\sigma_{0,2}=439$ МПа, $\sigma_B=512$ МПа, $\delta=30\%$) целесообразно проведение аэроакустической обработки, что позволит значительно сократить время обработки и уменьшить расход энергии. При анализе влияния режима закалки из межкритического интервала температур следует учитывать и влияние режима отпуска. Так обработка по режиму: закалка 920°C, вода; отпуск 250°C – 1 ч.; воздух обеспечивает получения более высоких значений прочности и пластичности стали, чем обработка по режиму стандартной термической обработки. После закалки из межкритического интервала температур (с температуры 800°C, вода) с последующим отпуском (250°C – 1 ч.; воздух) свойства по значениям σ_B и δ соответствовали полученным по режиму № 2, но с меньшим уровнем условного предела текучести. Учитывая существенное различие структуры стали в исходном состоянии (рис. 1) необходимо перед проведением экспериментальных обработок с закалкой из межкритического интервала температур проводить предварительную термическую обработку, устраняющую неоднородность структуры в заготовках стали одной марки по режимам: закалка с 1020°C с охлаждением в воде с солью или нормализация при этой же температуре, что обеспечит получение стабильных результатов последующих испытаний. Целесообразно продолжить исследование по анализу влияния аэроакустической обработки и закалки из межкритического интервала температур на свойства малоуглеродистых сталей.

Научный руководитель – к.т.н., доцент Г.А. Воробьева

Библиографический список

1. Мирзаев Д.А., Безик А.С., Созькин С.А., Маковецкий А.Н. Влияние межкритической закалки на механические свойства стали 13X11H2B2MФ // Вестник МГТУ им. И.Носова. 2018. № 4. С. 45–49.
2. Маковецкий А.Н., Мирзаев Д.А., Юсупова Л.И., Красноталов А.О., Мирзаев А.А., Созькин С.А. Изменение механических свойств трубной высокохромистой экономно легированной стали в зависимости от режимов отпуска после межкритической закалки // Физика металлов и металловедение. 2020, том 121, № 4, с. 443–448
3. Беликов С.В., Сергеева К.И., Карабаналов М.С., Попов А.А., Адван А.А. Влияние температуры нагрева в межкритический интервал на формирование субзеренной структуры в предварительно закаленных низколегированных сталях. // Современные проблемы науки и образования. – 2013. – №2;
4. Маковецкий А.Н., Мирзаев Д.А. Роль предварительной термической обработки в формировании структуры свойств трубных сталей после закалки из межкритического интервала температур.
5. Л. С. Малинов, Д. В. Бурова. Повышение свойств среднеуглеродистых низколегированных сталей изотермической закалкой из межкритического интервала температур (МКИТ), создающей многофазную структуру // Новые материалы в технологии металлургии и машиностроения. 2013. №2. С. 65–68
6. Малинов Л. С. Повышение свойств низколегированных сталей путем термообработки после нагрева в межкритическом интервале температур / Л. С. Малинов, Д. В. Малинова // Металлургическая и горнорудная промышленность. – 2011. – № 1. – С. 63–66.
7. Д. Панов, Т. Барсукова, А. Смирнов, Е. Орлова, Ю. Симонов. Межкритическая закалка низкоуглеродистой стали с получением дисперсной многофазной структуры // Обработка металлов. 2017. №4(77). с.6-18.
8. Chang M., Yu H. Kinetics of bainite-to-austenite transformation during continuous reheating in low car OBRABOTKA METALLOV № 4 (77) 2017 15 MATERIAL SCIENCE bon microalloyed steel // International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials. – 2013. – Vol. 20, iss. 5.P. – 427–432. – doi: 10.1007/s12613-013-0746-z.
9. Growth of austenite from as-quenched martensite during intercritical annealing in an Fe–0.1C–3Mn–1.5Si alloy / R. Wei, M. Enomoto, R. Hadian, H.S. Zurob, G.R. Purdy // Acta Materialia. – 2013. – Vol. 61, iss. 2. – P. 697–707. – doi: 10.1016/j.actamat.2012.10.019.
10. Effect of heating rate on ferrite recrystallization and austenite formation of cold-roll dual phase steel / P. Li, J. Li, Q. Meng, W. Hu, D. Xu // Journal of Alloys and Compounds. – 2013. – Vol. 578. – P. 320–327. – doi: 10.1016/j.jallcom.2013.05.226.
11. Effect of initial microstructure on austenite formation kinetics in high-strength experimental micro alloyed steels / E. López-Martínez, O. Vázquez-Gómez, H.J. Vergara-Hernández, B. Campillo // International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials. – 2015. – Vol. 22, iss. 12. – P. 1304–1311. – doi: 10.1007/s12613-015-1198-4.
12. Воробьева Г.А., Складнова Е.Е., Ремшев Е.Ю. Конструкционные стали и сплавы // СПб.: Политехника, 2023. С.439

УДК 544.452.1

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ И СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ В ПАКЕТАХ ANSYS И FLOWVISION

И.Н. Мушка, М.С. Яковчук, М.О. Рыбаков

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

Корректное численное моделирование процессов смесеобразования и горения в камерах сгорания, горелках и форсуночных устройствах является приоритетной задачей при проектировании, дальнейшей модернизации и эксплуатации данных изделий. На данный момент существует огромное множество пакетов, позволяющих провести численное моделирование, получить поля течений и проанализировать полученные данные с целью модернизации и дальнейшего улучшения исследуемого изделия.

В данной работе проводится численное моделирование в пакете Flowvision и проводится сравнение с заранее посчитанной задачей в Ansys (Fluent) взятой из статьи. Актуальность данной работы обоснована, прежде всего, необходимостью точности и физичности вычислительного моделирования, в частности для предприятий, занимающихся расчетом и проектированием конструкций горелок, форсунок и энергетических установок с горением.

В программном пакете Ansys существуют следующие модели горения [1]:

1) Моделирование горения без предварительного смешивания (Modeling Non – Premixed Combustion). При сжигании без предварительного смешивания топливо и окислитель поступают в зону реакции отдельными потоками;

2) Модель предварительно перемешанной смеси (Premixed Combustion) – горючее и окислитель смешиваются на молекулярном уровне перед воспламенением. Горение происходит в виде фронта пламени, распространяющегося на негоревшие реагенты;

3) Модель частично-перемешанной смеси (Partially Premixed Combustion). Данная модель основана на двух предыдущих моделях и переключает их в зависимости от перемешанности смеси;

4) Модель переноса функции плотности вероятности (Composition PDF Transport) используется для моделирования химических эффектов при конечных скоростях в турбулентном пламени;

5) Модель переноса веществ Species Transport. ANSYS FLUENT может моделировать смешивание и транспортировку химических веществ, решая уравнения сохранения, которые описывают источники конвекции, диффузии и реакции каждого компонента. В модели используются объемные реакции и/или реакции, протекающие на стенках частиц или поверхностях и пористых участках, для моделирования нескольких одновременных химических реакций. К данной модели переноса подключаются следующие модели горения:

а) Eddy-Dissipation model. Скорости реакции рассчитываются исходя из турбулентных масштабов, благодаря чему, можно не использовать уравнение Аррениуса;

б) Eddy-Dissipation Concept. Является расширением модели EDM, в данной модели горение рассчитывается в тонких структурах, определяемых Колмогоровскими масштабами;

в) Finite rate. В рамках данной модели вычисляются скорости реакции: по уравнению Аррениуса и по теории распада вихря. В результате для расчета выбирается наименьшая из скоростей;

г) Finite rate/ Eddy-Dissipation. Является комбинацией моделей описанных выше. Переключается в зависимости от рассчитываемой скорости реакции.

В программном пакете Flowvision существуют следующие модели горения [2]:

1) Модель Аррениуса. Скорость реакции горения определяет кинетика процесса (решается уравнение Аррениуса);

2) Модель Магнуссена. Скорость реакции горения определяет скорость турбулентного смешения компонент горючего и окислителя;

3) Модель Аррениуса-Магнуссена. Модель сочетает в себе две вышеописанные модели и переключает их в зависимости от ситуации.

4) Модель Зельдовича. Данная модель предполагает бесконечно большую скорость реакции горючего и окислителя, что моделируется по принципу «смешалось - сгорело»;

5) Eddy-Dissipation Concept. Идея метода аналогична одноименной модели горения в Ansys.

Для моделирования течений со смесеобразованием и горением использовались следующие уравнения:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho V) = 0 \\ \frac{\partial \rho V}{\partial t} + \nabla(\rho V \otimes V) = -\nabla p + \nabla \widehat{\tau}_{eff} - DV - \widehat{D}V + F + F_L + F_{user} \\ \widehat{\tau}_{eff} = (\mu + \mu_t) \left(2\widehat{S} - \frac{2}{3}(\nabla \cdot V)\widehat{I} \right), \\ S_{i,j} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right), \\ D = \left(\frac{\mu}{k_d} + C \frac{1}{2} \rho |V| \right) \varphi_c, \\ F = (\rho - \rho_g)g - \rho(2\omega \times V + \omega \times \omega \times r), \\ \rho = \frac{pm}{RT} \end{array} \right., \quad (1)$$

здесь D - коэффициент изотропного сопротивления; \widehat{D} - матричный коэффициент анизотропного сопротивления; k_d - проницаемость каркаса (твёрдой пористой матрицы); φ_c - относительный объём ячейки, занимаемый жидкостью (пористость); F_L - сила Лоренца, действующая со стороны электромагнитного поля

на единичный объем среды; F_{user} – пользовательская объемная сила; \hat{I} – единичный тензор; ω – угловая скорость вращения подобласти; \mathbf{r} – радиус–вектор с началом на оси вращения.

Замыкается система уравнений 1 моделью турбулентности $k-\omega SST$. Модель турбулентности $k-\omega SST$ основаны на уравнении переноса кинетической энергии турбулентности. Второе уравнение переноса записывается относительно удельной диссипации [3]. Модель турбулентности представлена системой уравнений ниже.

$$\begin{cases} \varepsilon = C_\mu k\omega \\ \rho \frac{dk}{dt} = \nabla \cdot ((\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k) + P_k - \rho \beta^* \omega k \\ \rho \frac{d\omega}{dt} = \nabla \cdot ((\mu + \sigma_\omega \mu_T) \nabla \omega) + \rho \frac{\gamma}{\mu_T} P_k - \rho \beta \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega} \end{cases}, \quad (2)$$

где ω – удельная скорость диссипации; k – кинетическая энергия турбулентности; P_k – генерационный член в уравнении для кинетической энергии; ν_t – турбулентная вязкость; D – коэффициент перемешивания (турбулентно–молекулярной диффузии).

Для сравнения с исходной задачей взятой из статьи [4] во Flowvision была использована модель горения Аррениуса–Магнуссена, уравнения которой представлены ниже (первые два уравнения – уравнения смешения компонент; третье и пятое уравнение – источниковый член реакции в моделях Аррениуса и Магнуссена, соответственно; последнее уравнение – дисперсия восстановленной массовой доли горючего):

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho Y_f^*)}{\partial t} + \vec{\nabla}(\rho V Y_f^*) + \vec{\nabla} \cdot J_{i,eff}^* &= 0, \\ \frac{\partial(\rho Y_f^*)}{\partial t} + \vec{\nabla}(\rho V Y_f^*) + \vec{\nabla} \cdot J_{i,eff}^* &= -Q_f, \\ Q_f = Q_{kin} = m_f \cdot k \cdot \left(\rho \frac{Y_f}{m_f}\right)^{n.f} \left(\rho \frac{Y_o}{m_o}\right)^{n.o}, \\ k &= A T_{abs}^n \exp\left(-\frac{E_A}{R_a T_{abs}}\right), \\ Q_f = Q_{turb} &= C \left(\frac{\mu \varepsilon}{\rho k^2}\right)^{0.25} \frac{\rho \varepsilon}{k} \min\left(Y_f, \frac{Y_o}{i_1}\right), \\ \frac{1}{Q_f} &= \frac{1-\gamma}{Q_{kin}} + \frac{\gamma}{Q_{turb}}, \\ \gamma &= \min\left(1, \frac{\sqrt{g_f}}{Y_f^*}\right), \\ \frac{\partial g_f}{\partial t} + \nabla(\rho V g_f) &= \frac{1}{\rho} \nabla(\mu_t \nabla g_f) + 2.8 \mu_t (\nabla g_f)^2 - 2 \frac{\rho \varepsilon}{k} g_f. \end{aligned}$$

здесь m – молярная масса смеси; Y_i – массовая доля компонента i ; X_i – молярная доля компонента i .

Исследуемая геометрия подробно описывается в статье [4] «ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ МЕТАНА И ВОЗДУХА В ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ КАМЕРЕ». Также, данная геометрия представлена на рисунке 1.

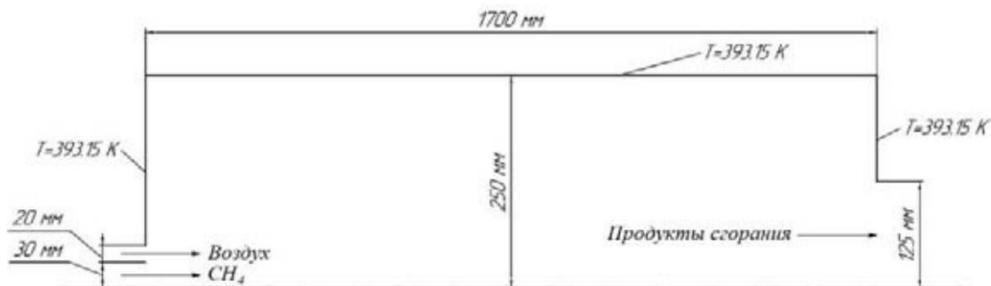


Рис. 1. Геометрическая модель камеры сгорания [4]

Задача решалась в двумерной постановке. На границах, представленных на рисунке 1 были выставлены следующие граничные условия:

1) Граница «Воздух» - окислитель воздух (равновесный), скорость воздуха 31 м/с, выставлены пульсации турбулентной энергии и скорость диссипации турбулентной энергии, равные 0.03 и 0.008 соответственно. Условие Вход/выход;

2) Граница «CH₄»- топливо метан (газовый+равновесный), скорость на входе 6.7 м/с, выставлены пульсации турбулентной энергии и скорость диссипации турбулентной энергии, равные 0.03 и 0.008 соответственно. Условие Вход/выход;

3) Граница «Продукты сгорания» - состав не задавался, выставлены пульсации турбулентной энергии и скорость диссипации турбулентной энергии, равные 0.03 и 0.008 соответственно. Условие Вход/выход;

На торцевых гранях модели, не описанных ранее было выставлено условие «Стенка», на всех стенках была установлена температура 100 градусов, оставшиеся грани отмечены границей «Симметрия».

Полученные результаты численного моделирования представлены на рисунках 2-6.



Рис. 2. Поле распределения концентрации метана

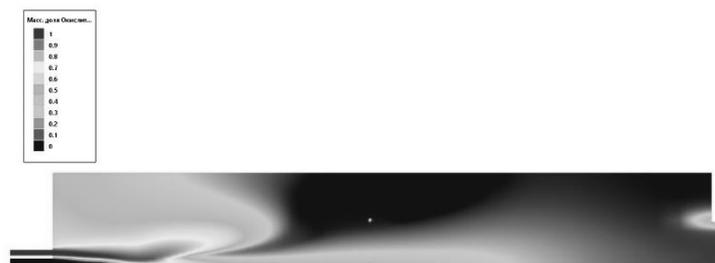


Рис. 3. Поле распределения концентрации окислителя



Рис. 4. Поле распределения концентрации продуктов сгорания

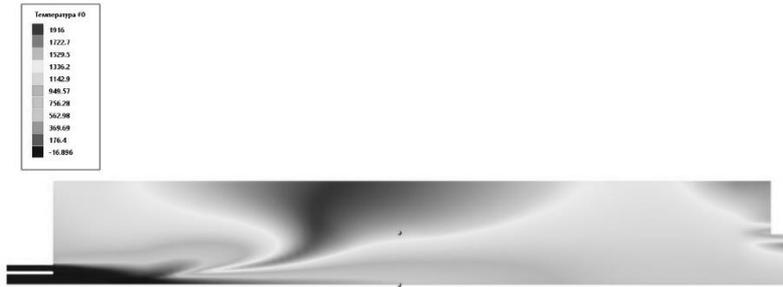


Рис. 5. Поле распределения температур

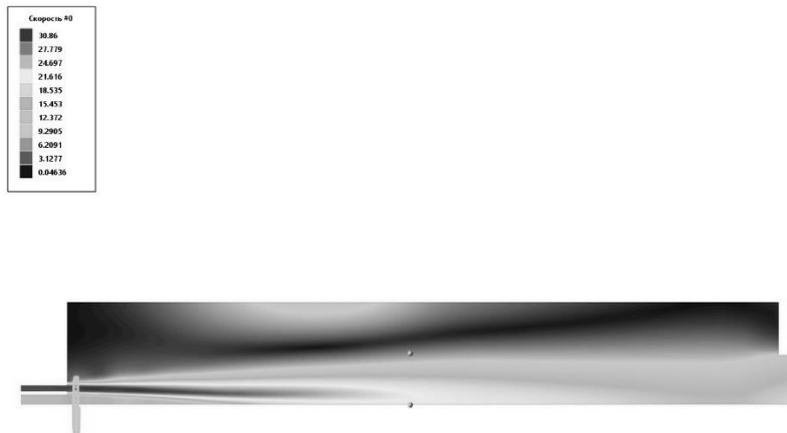


Рис. 6. Поле распределения скоростей

Также в статье [4] приводились графики распределения температур, концентраций ПС и концентраций реагентов вдоль оси. На рисунках 7-8 данные графики будут приведены со значениями снятыми из Flowvision.

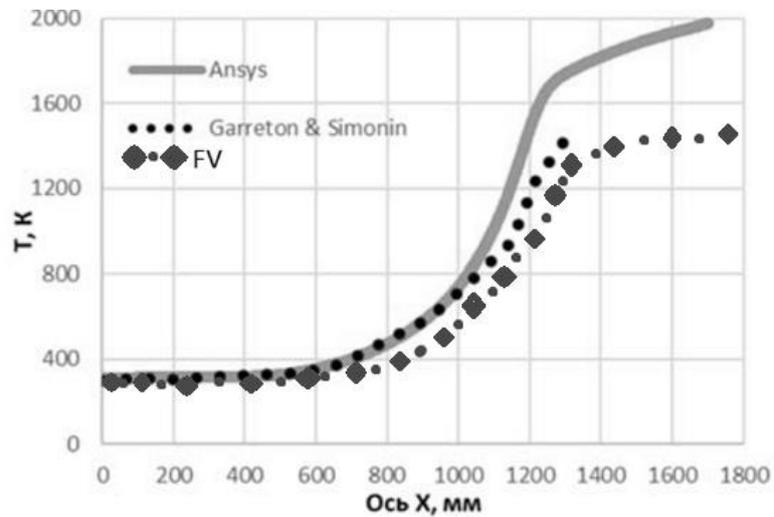


Рис. 7. График распределения температур вдоль оси x

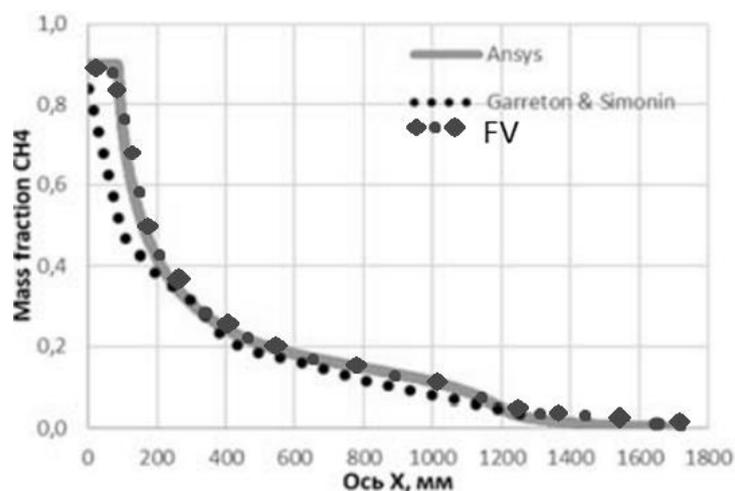


Рис. 8. График распределения концентраций топлива вдоль оси x

Сравнивая полученные результаты и допуская погрешность в расчетах, связанную с недостаточным разрешением сеточной модели и недостаточным физическим временем самого моделирования, можно утверждать, что результаты, полученные в программном пакете Flowvision показали хорошую сходимость с экспериментальными данными, полученными в работе Гарретона и Симонина [10], максимальное отклонение от экспериментально полученных результатов составило 11%, среднее отклонение всего расчета не более 7%.

Библиографический список

1. Теоретическое руководство Ansys Fluent [Электронный ресурс] - https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/main_pre.htm (дата обращения: 30.01.2025).
2. FlowVision Help: [Электронный ресурс]. URL: https://flowvision.ru/webhelp/fvru_31304/ (Дата обращения 16.01.2025).
3. Темников А.А, Баромыченко А.А. Горелки для сжигания газообразного топлива. // Science Time, 2016. – С. 1-4
4. Морозов В.В., Шилин П.Д., Равина А.А., Шалынков С.А. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ МЕТАНА И ВОЗДУХА В ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ КАМЕРЕ/Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2021, т.9, с. 356–361.

УДК 53.01,539

ЭФИРНАЯ ТЕОРИЯ И ЕЁ ПРИМЕНЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

И. Г. Шершов¹, С. О. Ушаков²

¹Ступинский филиал московского авиационного института.

²Новосибирский государственный технический университет

В настоящий момент ракетные и газотурбинные двигатели, применяемые в аэрокосмической технике неспособны давать, столько полезной работы, сколько необходимо человечеству. Как гласит одна народная мудрость : « что-то новое, это хорошо забытое старое». Ещё в древние века индейцы Майя знали а какой-то невообразимой среде, которая вездесущая и заполняет всё пространство вселенной. Многие учёные, такие как : Никола Тесла, Рене Декарт, Джеймс Максвелл, Дмитрий Менделеев и другие пытались понять и осознать природу этой среды. Но после выхода СТО Эйнштейна необходимость изучения этой среды утратила свой смысл. Однако сам же Эйнштейн последние 30 лет своей жизни работал над своей «Теорией единого поля», которая должна была объединить гравитацию и электромагнетизм. Следовательно можно сделать вывод, что всё-таки так называемая эфирная среда существует. Также известно о Владимире Семёновиче Леонове, которому удалось в своей теории «Суперобъединения» объединить эти понятия и частично описать эфирную среду. Но как же можно взаимодействовать со всепроникающей средой и использовать её для человеческого блага? Каким образом можно оттолкнуться от эфира? И какова его природа?

Что же это всё-таки за среда? Однозначного ответа дать никто не может, точно также, как никто не может объяснить как выглядит протон, что же такое фотон и из чего состоит электромагнитное поле. Сравнивая скорость воздуха в различных средах, можно прийти к выводу, что чем плотнее среда, тем быстрее в ней распространяются волны. Скорость света самая большая в вакууме, а значит в вакууме самая большая плотность эфирной среды. Об этом писал Никола Тесла в своей рукописи. Гравитация уменьшает плотность эфира, благодаря чему и появляется эфирный ветер. Из всего перечисленного можно прийти к выводу, что один из способов взаимодействия с эфиром является гравитация и гравитационные волны. Кроме того, одним из доказательств существования эфира является именно электромагнитные и гравитационные волны, которые не могут распространяться, там где ничего нет, по определению - волна. Именно благодаря

им существует возможность изменения плотности эфира, что позволит от него оттолкнуться и с ним взаимодействовать. Проблема также выступает в фотоне, который имеет корпускулярно-волновой дуализм. Волна и одновременно частица. Как это возможно? Мы делаем вывод, что фотон частица, а свет - это частица и волна одновременно, просто при полёте фотон создает колебания эфирной среды. Благодаря этому мы и понимаем свет, как поток частиц и волну. Существует ли у эфирных частиц, так называемых квантов масса? Нет. По всей видимости так же как и у фотона, а может фотон и есть частица эфира квантон. Однако есть уверенность, что массы у квантонов, не будет еще тысячи лет. Пока люди не измерят ее, каким то прибором. Или это произойдет уже сегодня. Сам из себя квантон представляет частицу, состоящую из 4 кварков. Эти кварки невесомые 2 электрических (положительный и отрицательный) и 2 магнитных монополя (северный и южный). Внутри квантона внутри выделенного объема творится, казалось бы, полнейший хаос. Противоположные по знаку заряды будут притягиваться, а однополярные заряды отталкиваться. Благодаря тетраэдрической расстановке зарядов внутри квантона, квантованная структура пространства-времени имеет тот минимальный уровень хаоса, который исключает в пространстве выделение определенного электрического или магнитного направления, то есть исключает анизотропию. При этом электрические и магнитные заряды уравнивают друг друга. Поэтому в области макромира пространство-время воспринимается как однородная, изотропная и нейтральная вакуумная среда. Именно так эту квантовую среду объясняет Владимир Семёнович Леонов.



Рис. 1 Электромагнитный квадруполь (слева) и квантон (справа).

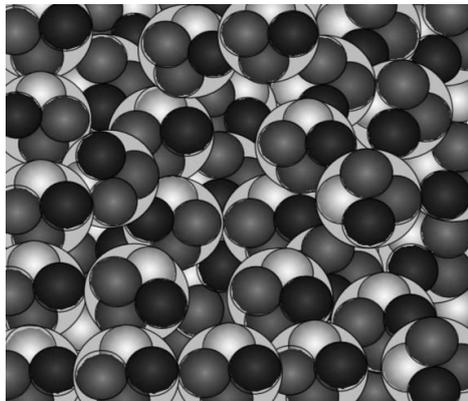


Рис. 2 Квантовое пространство-время.

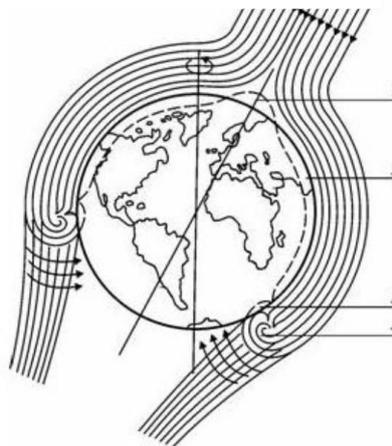


Рис. 3 Эфирный ветер

Но как же сделать самолёт, который летал бы, за счёт эфирной среды? Как долететь, до марса, не используя много топлива? Способов всегда множество, главное понять, осознать и воплотить их в жизнь. Один из таких способов, изменение плотности эфира. Как по закону Бернулли благодаря крылу изменяется давление крыла над и под крылом. Так и давление эфира можно изменить за счет отрицательного электрона и положительного протона. В книге “Эфир. Русская теория” Антонов В.М. писал, что вблизи электрона эфирная среда имеет меньшую плотность, в случае с протоном, наоборот, более плотную. Благодаря этому можно изменять плотность эфира, что позволит передвигаться космическому аппарату уменьшая плотность эфира перед собой и увеличивая ее за собой. Также если для эфира можно применить закон Бернулли, существует вариант создания винта, который мог бы создавать эфирный поток. Проблема лишь в том, на сколько это будет действенное средство и конечно же нужно учесть энергозатраты, необходимо создать отрицательный и положительный слой. Или же выстреливать перед кораблем электроны, а за ним выпускать протоны. Не случится ли такого варианта, что будет какая-то реактивная тяга и в одну и другую сторону. Для проверки этого, требуется запустить такой корабль в космос, при этом действие гравитации, должно быть меньше. На земле такой эксперимент провести проблематично.



Рис. 4 Пример космического корабля на изменении плотности эфирной среды.

Второй способ - "Белый дыры". Конечно существование белой дыры мягко говоря не принимается, ведь речь идёт об отталкивании тел друг от друга. Но прекрасный пример антигравитации, мы наблюдаем постоянно. Наша вселенная расширяется, а галактики разлетаются друг от друга с невероятной скоростью. Почему же, закон тяготения, мягко говоря не работает? Может дело все же в так называемой белой дыре. К тому же у элементарных частиц виде протона, электрона и нейтрона, наблюдается зоны антигравитационного отталкивания, на расстояниях менее классического радиуса электрона. Это исключает коллапс ядер атома, уравнивая ядерные силы. Если рассмотреть чёрную дыру в виде пространственной модели мы можем наблюдать как из пространства формируется впадина, которая вынуждает тела скатываться в центр. В случае с белой дырой мы наблюдаем абсолютно противоположную ситуацию. Область сжатия белой дыры положительна, а не отрицательна как у чёрной, а область растяжения наоборот. Владимир Семёнович Леонов пишет, что в случае уравнения Пуассона и баланса в гравитационных потенциалах, заменив, знак минус на плюс в уравнении мы получим минус массу в состоянии белой дыры. Благодаря чему изменится направление вектора деформации эфирной среды и градиентные силы отталкивания.

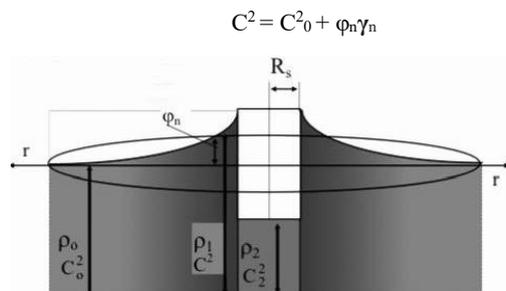


Рис. 5 Гравитационная диаграмма «минус»

Таким образом можно подвести итог, что для создания двигателя на эфирной среде необходимо проверить и испытать те способы, которые были предложены выше. Если удастся получить работоспособность того или иного способа аэрокосмическая отрасль переживёт новый этап революции. Причём это заденет также и другие сферы жизни и деятельности людей. Владимир Семёнович Леонов писал, что благодаря антигравитационному двигателю, который он создавал на воронежском заводе можно долететь до луны за 2 часа, если развить потенциал этого двигателя на полный максимум. Проблема в том, что пока Леонов так и не смог добиться больших успехов в этой сфере. Его команде удалось поднять вес в несколько килограмм, но к большому сожалению воронежский завод прикрыли, а Владимир Семёнович не получил должного инвестирования в эту идею. Точно также как это произошло с Николой Тесла и его башней Ворденклиф. Ни для кого не секрет, что благодаря эфиру мы сможем добывать энергию из любой точки пространства. Именно из-за этого эфир так не выгоден человечеству в плане экономики. Ведь обесцениться нефть, газ и другие энергоресурсы. А их использование постепенно приводит к загрязнению воздуха и глобальному потеплению. Человечество может уничтожить самих себя, если в ближайшем будущем не будет в науку вводиться эфир.

Библиографический список

1. Леонов В.С. Новые фундаментальные открытия: квант пространства-времени (квантон) и сверхсильное электромагнитное взаимодействие (СЭВ), 2005, Часть 1. Электромагнитная природа и структура вакуума. Часть 2. Квантовая теория гравитации. Часть 3. Природа и структура фотона. Часть 4. Квантованная структура электрона и позитрона.
2. Леонов В.С. Пятый тип сверхсильного объединяющего взаимодействия. В сборнике: "Теоретические и экспериментальные проблемы общей теории относительности и гравитации". X Российская гравитационная конференция. Тезисы докладов. - М.: 1999, - с. 219.
3. Леонов В. С. Четыре доклада по теории упругой квантованной среды (УКС). - СПб (материалы конференции), 2000.
4. Леонов В.С. Физические и математические аспекты объединения электромагнетизма и гравитации на основе открытий кванта пространства-времени и сверхсильного электромагнитного взаимодействия, 2005,
5. Леонов В.С., Кириллов Ю.И. Сверхсильное электромагнитное взаимодействие (СЭВ) и перспективы развития квантовой энергетики в 21 веке. - Топливо-энергетический комплекс, 2005, № 4 и Энергетик, 2006, № 7.
6. 7. Леонов В.С. Электрическая природа ядерных сил. - М.: Агроконсалт, 2001. Леонов В.С. Холодный синтез в эффекте Ушеренко и его применение в энергетике. - М.: Агроконсалт, 2001.

8. Леонов В.С. Открытие гравитационных волн профессором Вейником. – М.: Агроконсалт, 2001.
9. Леонов В.С. Патент РФ № 2185526 «Способ создания тяги в вакууме и полевой двигатель для космического корабля (варианты)». Бюл. № 20, 2002.
10. Леонов В.С. Патент РФ № 2201625 «Способ получения энергии и реактор для его реализации». Бюл. № 9, 2003.
11. Леонов В.С. Патент РФ № 2184384 «Способ генерирования и приема гравитационных волн и устройство для его реализации (варианты)». Бюл. № 18, 2002
12. Антонов В.А. Эфир: русская теория / В.А. Антонов. — Москва : Издательство МГУ, 2015. — 456 с.
13. Менделеев Д.И. Химическое понимание мирового эфира / Д.И. Менделеев. — Санкт-Петербург : Наука, 1904. — 212 с.