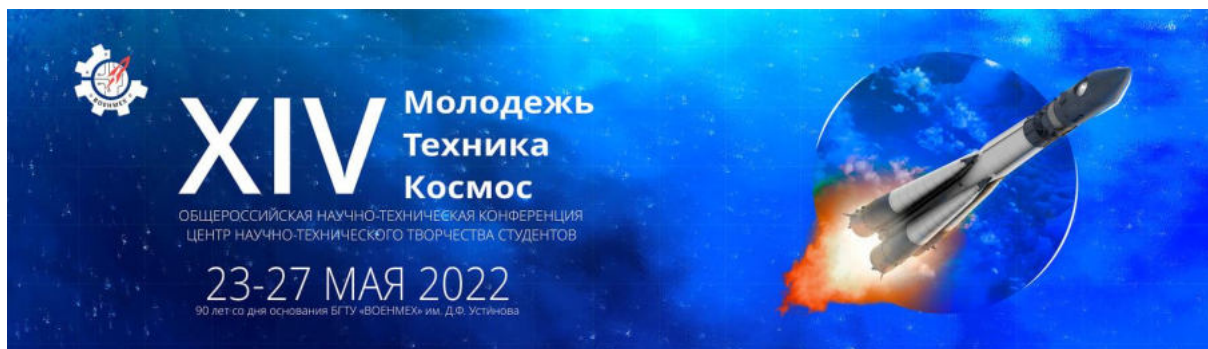


Министерство науки и образования Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
Российская академия ракетных и артиллерийских наук (РАРАН)
Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского (РАКЦ)
Санкт-Петербургское отделение



МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС

**Труды четырнадцатой общероссийской
молодежной научно-технической конференции**

Том 1

**Санкт-Петербург, Россия
23 – 27 мая 2022 года**

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 86

**Санкт-Петербург
2022**

УДК 629.78 : 623.4
М75

М75

Молодежь. Техника. Космос: труды четырнадцатой общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 4 т. Т. 1. СПб., Издательство Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2022. – 232 с. – Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 86.

Публикуются статьи и доклады, представленные на XIV общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос», прошедшей в Балтийском государственном техническом университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова в мае 2022 года. В первый том сборника вошли материалы секции «Ракетно-космическая и авиационная техника».

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. *В. А. Бородавкин*, канд. техн. наук, доц. *С. А. Матвеев*,
канд. техн. наук, доц. *А. А. Левихин*, канд. ист. наук, доц. *М. Н. Охочинский*,
нач. ЦНТТС *В. А. Толстая*, д-р техн. наук, доц. *А. Е. Шашурин*,
д-р экон. наук, проф. *А. Д. Шматко*, канд. техн. наук, доц. *Л. П. Юнаков*,
ст. преп. *С. А. Чириков*

Публикуется в авторской редакции

© БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2022
© Авторы, 2022

Оглавление

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ РАЦИОНАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	5
АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ВНУТРЕННЕЙ ГЕОМЕТРИИ ТРАКТОВ ЭНЕРГОУСТАНОВОК С ПРИМЕНЕНИЕМ КРИВЫХ БЕЗЪЕ	9
АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УНИФИЦИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ КОРРЕКЦИИ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ВЫПОЛНЯЮЩИХ РАЗЛИЧНЫЕ ЗАДАЧИ	12
АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕКТРОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ДЛЯ ПОДАЧИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В КАМЕРУ ЖРД	16
АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТИ ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНЫХ ТОПЛИВ	18
АНАЛИТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РАСЧЕТУ ИСПАРИТЕЛЬНЫХ ТРУБОК В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ МИКРОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	22
ВАРИАНТЫ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ СПАСЕНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	25
ВЛИЯНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО СТАРТА ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ВРЕМЯ ПОЛЕТА И ОБЩУЮ МАССУ СИСТЕМЫ	29
ВЛИЯНИЕ НАЧАЛЬНОГО ПОДРАКЕТНОГО ОБЪЕМА НА ПАРАМЕТРЫ ЗАПУСКА ОБЪЕКТА ИЗ КОНТЕЙНЕРА ПРИ ПОМОЩИ ПОРОХОВОГО АККУМУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ	32
ДВИГАТЕЛЬ С АНОДНЫМ СЛОЕМ МОЩНОСТЬЮ ДО 100 ВТ	37
ДЕФОРМАЦИЯ КРУГЛОЙ ТРЕХСЛОЙНОЙ ПЛАСТИНЫ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ПОВЕРХНОСТНОГО ЗАРЯДА	39
ИЗМЕНЕНИЕ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ХИМИЧЕСКИ АКТИВНОЙ СМЕСИ	41
ИСПЫТАНИЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ЖРД	45
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ДЕТАЛЕЙ УПЛОТНИТЕЛЬНОГО СОЕДИНЕНИЯ НА ГЕРМЕТИЧНОСТЬ	48
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УГЛА ВЫХОДА ЛОПАТКИ ОСЕВОГО ЗАВИХРИТЕЛЯ НА ПОТОК ВОЗДУХА В ПЕРВИЧНОЙ ЗОНЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ	53
ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ ТОРОСФЕРИЧЕСКОГО БАКА РАЗГОННОГО БЛОКА	55
ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИИ СПУСКАЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	58
ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ПОСАДКИ ВОЗВРАЩАЕМОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ И МЕТОДОВ АККУМУЛИРОВАНИЯ ЭНЕРГИИ ГАЗОВОЙ СТРУИ	62
ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ПРИМЕНЕНИЯ МАНЕВРЕННЫХ КА ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО МОНИТОРИНГА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ	67
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС	70
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ГИДРОПРИВОДА ПОДЪЕМА	73
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СБЛИЖЕНИЯ СПУТНИКА-ИНСПЕКТОРА С КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НА ОРБИТЕ ЗЕМЛИ	79
МЕТОД ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ ПОВЫШЕННОЙ МОЩНОСТИ	83
МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ОТСЛОЕНИИ ТОПЛИВА ОТ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ РДТТ	87
МОДЕЛИРОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ	90
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЗАКРЫЛКОВ САМОЛЕТА В РАМКАХ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННОГО ТРЕНАЖЕРА	95
НЕРЕВЕРСИВНЫЕ ЛИНЕЙНЫЕ ПРИВОДЫ НА БАЗЕ ПЛАНЕТАРНЫХ РОЛИКОВИНТОВЫХ МЕХАНИЗМОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	99
О ВЛИЯНИИ ФОРМЫ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СВЕРХЛЕГКОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ	104
О ПРИМЕНЕНИИ ТЕПЛОВЫХ РАДИОМЕТРОВ В УСТРОЙСТВАХ СКАНИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПОЛЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ИМИТАТОРОВ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ	109
ОПИСАНИЕ ПРОЦЕССОВ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ	114
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ИНСПЕКЦИОННОГО ДВИЖЕНИЯ В ПЛОСКОСТИ НЕВОЗМУЩЕННОЙ КРУГОВОЙ ОРБИТЫ	117
ОПТИМИЗАЦИЯ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	121
ОЦЕНКА БАЗОВЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ РКК «МОРСКОЙ СТАРТ» КАК ЭЛЕМЕНТА СИСТЕМЫ ТРАНСПОРТНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММ, ОБОСНОВЫВАЮЩИХ ЭФФЕКТИВНОСТЬ КОМПЛЕКСА	125

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА В КАЧЕСТВЕ ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА В СОСТАВЕ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ТВаД	129
ОЦЕНКА ПЕРСПЕКТИВ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПУТНИКОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ЛЬДООБРАЗОВАНИЯ АЭРОДРОМНЫХ ПОКРЫТИЙ АЭРОПОРТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ	133
ПАРНЫЕ РАЗЛИЧИЯ В НАДЕЖНОСТИ СПУТНИКОВ НА РАЗЛИЧНЫХ ОРБИТАХ В ТЕЧЕНИЕ ВРЕМЕНИ	138
ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВОДОРОДА В КАЧЕСТВЕ ТОПЛИВА В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ	141
ПРОЕКТ ОРБИТАЛЬНОЙ ЗАПРАВОЧНОЙ СТАНЦИИ	144
ПРОЕКТИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИ ОПТИМАЛЬНОЙ РАКЕТОМОДЕЛИ С ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ РАЗДЕЛЕНИЕМ СТУПЕНЕЙ	148
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ГИБРИДНОЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	152
ПРОЧНОСТНОЙ АНАЛИЗ КЛИНООБРАЗНОГО ЗЕРКАЛА НА ОДИНОЧНЫЙ УДАР ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ	157
РАЗРАБОТКА ИНДИВИДУАЛЬНОГО ВОДНОГО СРЕДСТВА ПЕРЕДВИЖЕНИЯ «СКАТ»	161
РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И АППАРАТНОЙ ЧАСТИ ТРЕНАЖЕРА ДЛЯ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ К РАБОТЕ НА ЛУНЕ.....	165
РАЗРАБОТКА РАЗМЕРОСТАБИЛЬНОГО УЗЛА ЗЕРКАЛА ПЕРСПЕКТИВНОЙ КЮВЕТЫ МНОГОХОДОВОЙ ДЛЯ СИСТЕМЫ АНАЛИЗА ГАЗА СЛОЖНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА	168
РАЗРАБОТКА ЧИСЛЕННОЙ 3D-МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ВОЗДЕЙСТВИЯ ПЛАМЕНИ НА ЭЛЕКТРОННЫЙ АГРЕГАТ	174
РЕТРОСПЕКТИВНЫЙ И ПЕРСПЕКТИВНЫЙ АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИИ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» В АВИАЦИИ	178
СИЛОВОЙ АНАЛИЗ ЛОПАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С КРЫЛЬЧАТЫМ РОТОРОМ В КАЧЕСТВЕ ВОЗДУШНОГО ДВИЖИТЕЛЯ.....	183
СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЙ СТЕНДА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА УПРАВЛЯЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	184
СОЗДАНИЕ ТРЕНАЖЕРА ДЛЯ НЕЗАДЕЙСТВОВАНЫХ МЫШЦ В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ	189
СОЗДАНИЕ УНИВЕРСАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТНОЙ ПЛАТФОРМЫ "ЛУННЫЙ РОВЕР".....	192
СОПЛО С ЭЛЛИПСОИДНОЙ ФОРМОЙ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ ЧАСТИ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЕ ВОЗМОЖНОСТЬ УПРАВЛЕНИЯ ПО ТРЕМ КАНАЛАМ МЕТОДОМ ВДУВА	196
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ И СПОСОБОВ ИХ МОНТАЖА	199
ТЕРМОСТАБИЛИЗАЦИЯ НАЗЕМНЫХ ТЕЛЕСКОПОВ ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА КОСМИЧЕСКИМИ ОРБИТАЛЬНЫМИ ОБЪЕКТАМИ	202
ТЕЧЕНИЕ В СВЕРХЗВУКОВОЙ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ И ПЛОСКОЙ СТРУЕ.....	206
УДАРНО-ВОЛНОВАЯ СТРУКТУРА НАЧАЛЬНОГО УЧАСТКА СТРУЙ ВЫСОКОЙ СТЕПЕНИ НЕРАСЧЕТНОСТИ.....	210
УНИВЕРСАЛЬНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ	212
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	216
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ	219
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОХОЖДЕНИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ПО КАНАЛУ	222
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ	227

УДК 629.7.03

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ РАЦИОНАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.Д. Едигарев, Р.О. Тетерин

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

Введение

Гибридная силовая установка (ГСУ) для летательного аппарата (ЛА) представляет собой комбинацию из одной или нескольких электрических и тепловых машин, при этом электрические машины принимают непосредственное участие в создании мощности для привода двигателей. На борту ЛА с ГСУ имеется два источника энергии – топливо в виде керосина и аккумуляторная батарея (АКБ). Удельная энергоёмкость топлива примерно на порядок больше аналогичного значения для АКБ, однако химическая энергия топлива в отличие от электроэнергии является невозобновляемой. Возобновляемость электрической энергии в сочетании с топливом даёт возможность «управлять» потоками мощности и конфигурировать рациональный вариант сочетания составных элементов ГСУ.

Тенденция развития мировой авиации в направлении гибридизации на сегодняшний день с некоторым запозданием в силу особенностей сертификации коррелирует с автомобильной отраслью. Проводя соответствующую параллель, можно предположить, что гибридизация является промежуточным этапом между применением тепловых и электрических машин в эволюции силовых установок для ЛА. Однако в силу значительно большей энергетики и нерешённой на данный момент задачи рекуперации данный этап в авиации может значительно затянуться, а ГСУ уверенно займут свою нишу в отрасли.

Применение ГСУ на ЛА позволяет частично решить становящуюся все более острой проблему вредных выбросов, а также в некоторой степени повысить топливную эффективность.

Выделяют две принципиальные схемы ГСУ: последовательная и параллельная. Также существуют последовательно-параллельная, турбоэлектрическая и прочие варианты схем ГСУ, которые являются комбинацией или упрощением последовательной или параллельной схем.

Рассмотрим данные схемы более подробно.

В последовательной схеме (рис.1) привод двигателей осуществляется исключительно за счёт электродвигателя (ЭД). Газотурбинный привод (ГТП) в данном случае приводит во вращение электрогенератор (ЭГ), который генерирует электроэнергию. ГТП и ЭГ в совокупности образуют энергоузел. Проходя через преобразователи, электроэнергия направляется в ЭД, где преобразуется в механическую энергию вращения выводного вала. Также возможен вариант отбора мощности на заряд АКБ. Кроме того, питание ЭД возможно за счёт АКБ либо за счёт совокупной электрической энергии от АКБ и энергоузла, то есть в последовательной схеме имеется возможность «электрического» суммирования мощности.



Рис. 1 – Структурная схема последовательной ГСУ

В параллельной схеме (рис 2.) привод двигателей может осуществляться как от ЭД, питаемого АКБ, или ГТП, так и за счёт их совместной работы. Таким образом в параллельной схеме происходит «механическое» суммирование мощности.

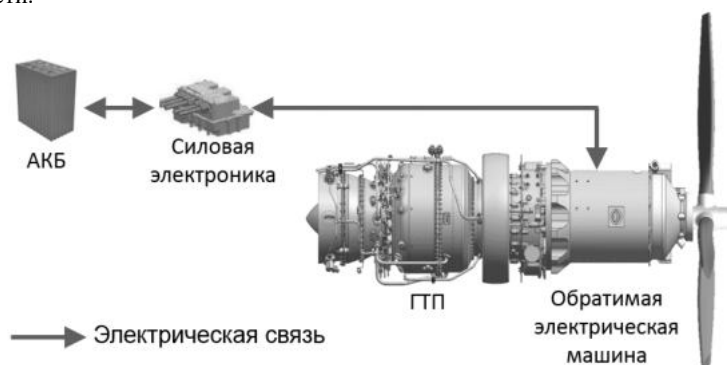


Рис. 2 – Структурная схема параллельной ГСУ

Создание конкурентоспособной ГСУ возможно лишь после проведения всестороннего анализа и математического моделирования, целью которого является поиск наиболее эффективной конфигурации элементов. Исследования по данной тематике проводятся ведущими организациями во всем мире, что подтверждает актуальность разработки.

Описание алгоритма математической модели

Одним из основных параметров, который характеризует ГСУ, является степень гибридизации по мощности (H), представляющая собой отношение номинальной мощности ЭД к сумме номинальных мощностей ЭД и ГТП. Данный параметр представляет собой варьируемую от 0 до 1 величину, где 0 – традиционная СУ, 1 – полностью электрическая СУ. Еще одним характеристическим параметром ГСУ является степень гибридизации по энергии (ψ), которая представляет собой отношение эффективной емкости АКБ к сумме располагаемых энергий топлива и АКБ на борту ЛА.

Расчетная модель для последовательной и параллельной схем имеет модульную структуру, реализована на базе объектно-ориентированного языка программирования Java и в зависимости от конфигурируемой схемы ГСУ включает в себя:

- модуль ГТП (в качестве ГТП принят турбовальный газотурбинный двигатель (ГТД));
- модуль обратимой электрической машины (ОЭМ) (в качестве ОЭМ принят синхронный двигатель с постоянными магнитами);
- модуль ЭГ (в качестве ЭГ принят магнитоэлектрический генератор);
- модуль ЭД (в качестве ЭД принят вентильный ЭД с постоянными магнитами);
- модуль АКБ (в качестве АКБ принята литий-ионная аккумуляторная батарея);
- модуль силовой электроники (преобразователей электрического тока – инвертора, выпрямителя);
- модуль механического редуктора;
- модуль соединительных кабелей.

Выбор типов составных частей ГСУ обусловлен тем, что на данный момент они имеют наиболее высокие значения удельных показателей и имеют наиболее высокие перспективы применения в ГСУ для ЛА. Также стоит отметить, что модуль имеет возможность оперативной модернизации под другие типы применяемых составных частей ГСУ.

Исходные данные.

Основными исходными данными для модулей расчета электрических машин (ОЭМ, ЭГ, ЭД) являются:

- потребляемая мощность (для ЭГ);
- полезная мощность (для ЭД);
- частота вращения;
- фазное напряжение;
- число фаз.

Расчет электрических машин основан на применении постоянной Арнольда (машинной постоянной) [1], которая связывает массогабаритные и энергетические параметры электрических машин. Значения эмпирических коэффициентов, электромагнитных нагрузок и энергетических параметров берутся в соответствии со статистическими данными по разработанным машинам. В случае если применяемая машина не имеет аналогов – проводится аппроксимация по статистическим данным.

В качестве исходных данных для модуля АКБ используются удельные параметры (энергоемкость и мощность), а также предельное значение удельной мощности заряда отдельных ячеек батареи. Значения данных параметров берутся в соответствии с общедоступными характеристиками существующих перспективных ячеек АКБ.

Исходными данными для модулей расчета блоков силовой электроники и соединительных кабелей являются соответственно удельная мощность и предельная токовая нагрузка на единицу площади. Блоки силовой электроники и силовые соединительные кабели рассчитываются с учетом полуторакратной перегрузки для обеспечения отказных режимов. Также в модуле расчета соединительных кабелей задаваемым значением является длина кабеля, обусловленная компоновкой ГСУ в ЛА.

Для расчета массы редуктора используется статистическая зависимость массы от передаточного отношения с учетом применяемой схемы.

Кроме того, для каждого из вышеописанных модулей задается КПД.

Модуль расчета параметров ГТП реализован с помощью программного комплекса ГРАД 15.85М и представляет собой вычислительный блок для проведения термодинамических расчетов основных параметров ГТД в любых требуемых условиях эксплуатации по математическим моделям существующих и разрабатываемых ГТД. Модель верхнего уровня при расчете параметров ГСУ автоматически обращается к соответствующей версии математической модели ГТП, задает текущие входные параметры полета и получает от модуля ГТП параметры с результатами расчета в требуемом для дальнейшего использования формате.

Расчет ГСУ ведется под конкретный ЛА, и в качестве исходных данных по объекту задается максимальная взлетная масса ЛА, масса традиционной силовой установки с учетом топлива на борту, а также типовой полетный цикл (зависимость потребной мощности, высоты и скорости полета ЛА от времени полета), который является основой расчетной модели. Интерфейс задания типового полетного цикла ЛА представлен на рис. 3.

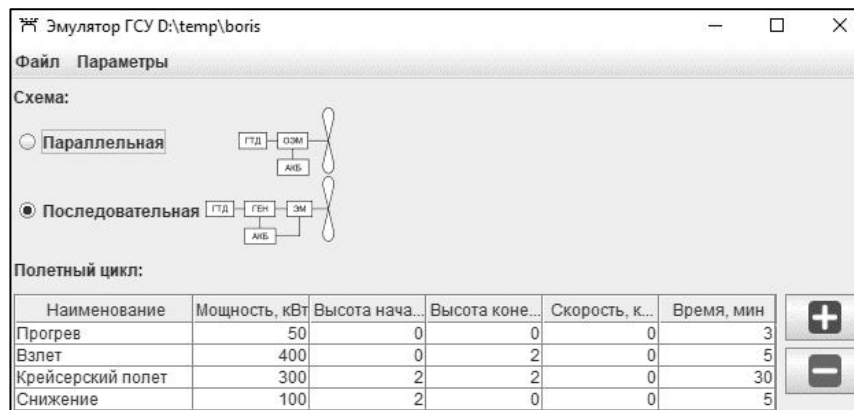


Рис. 3 – Интерфейс задания типового полетного цикла ЛА

Принятые допущения.

Ни одна математическая модель не описывает происходящие процессы в полной мере и игнорирует учет мало влияющих факторов путем внесения ряда допущений. В математической модели расчета ГСУ имеются следующие допущения:

- рассматривается однорежимность работы ГТП на всех участках полетного цикла;
- дальность полета ЛА определяется полетным циклом и не зависит от типа применяемой СУ. Фактически, за счет того, что расход топлива в традиционной СУ и в ГСУ по профилю полета имеет разный характер, изменение массы ЛА также происходит по-разному: в традиционной СУ расход топлива находится в прямой зависимости от потребляемой мощности, в то время как в ГСУ данная зависимость представляет собой функцию нескольких параметров. Следовательно, дальность полета, согласно формуле Бреге, для одного и того же ЛА с традиционной СУ и с ГСУ будет различаться. Влияние данного допущения нивелировано введением критерия дальности полета ЛА с ГСУ. Однако задачи некоторых типов ЛА не требуют перемещения на заданное расстояние. Для таких ЛА введен критерий топливной эффективности. По результатам расчета ГСУ проводится проверка критериальных ограничений;
- в рамках одного участка полетного цикла рассматривается набор высоты/снижение с постоянной вертикальной скоростью (применена линейная функция изменения высоты).

Рассмотрим алгоритм расчета параллельной схемы ГСУ.

Для начала расчета параллельной схемы ГСУ необходимо задать степень гибридации по мощности в пределах $H=0...1$. Далее рассчитывается необходимая для реализации взлетного режима мощность ГТП и происходит автоматический выбор математической модели конкретного ГТД для применения в качестве ГТП. Исходя из полетного цикла в модуле ГТП проводится последовательный термодинамический расчет ГТП по профилю полета с учетом внешних условий. В результате данного расчета в математическую модель расчета ГСУ импортируются зависимости мощности и удельного расхода ГТП от времени и условий полета.

Далее проводится расчет потребной мощности ОЭМ, строится зависимость мощности ОЭМ от времени полета. Определяется номинальный режим работы и проводится уточняющий расчет машины с целью определения габаритных размеров и массы машины.

По исходным данным определяются значения массы блоков силовой электроники и соединительных кабелей. В качестве номинальной мощности для расчета данных элементов используется максимальное значение мощности ОЭМ в течение полетного цикла увеличенное в 1,5 раза. Это сделано с целью учета перегрузочных режимов и обеспечения ресурса электронных компонентов и изоляции кабеля за счет снижения тепловой нагрузки.

Также по статистическим данным проводится расчет массы механического редуктора (при его наличии) с учетом передаточного отношения и применяемой кинематической схемы.

Целью дальнейшего расчета является определение потребной емкости АКБ и запаса топлива на борту ЛА. Расчет ведется последовательно по участкам полетного цикла с заданной степенью дискретизации по времени: потребная мощность на каждом режиме сравнивается с располагаемой мощностью ГТП и ЭД. В случае, когда режим может быть обеспечен ЭД, возможен перевод ГТП на пониженный режим работы (в случае однодвигательного ЛА) или выключения одного из ГТП (в случае многодвигательного ГТП) для экономии топлива. В таком случае реализация данного режима возможна в двух вариантах – с остановом (переводом на пониженный режим) ГТП и без останова.

Таким образом, составляется матрица возможных путей реализации заданного полетного цикла. При этом количество таких путей равно 2^k , где k – количество участков полетного цикла, на которых возможно два варианта реализации. По каждому из возможных путей проводится расчет затраченного топлива и строится цикл заряда-разряда АКБ. При этом текущий уровень заряда и разряда АКБ рассчитывается дискретно с учетом КПД составных частей ГСУ, то есть с учетом преобразований энергии.

Проводится анализ уровня заряда АКБ на всех участках полетного цикла и рассчитывается потребное значение емкости АКБ. Руководствуясь удельными параметрами ячейки, проводится топологическая конфигурация АКБ и расчет ее массы.

Также проводится накопительный расчет потребной массы топлива в каждом из возможных вариантов реализации заданного полетного цикла.

Таким образом, к данному моменту расчета оказываются определены параметры всех элементов ГСУ. Проводится расчет суммарной массы ГСУ с учетом затраченного топлива и для каждого из возможных путей реализации полетного цикла ЛА. Полученные значения сравниваются с массой силовой установки и запасом топлива при традиционной СУ (проводится проверка по критерию массы). Если масса традиционной СУ с топливом

меньше массы ГСУ, то разность этих масс вычитается из массы полезной нагрузки. Если масса полезной нагрузки после вычитания меньше или равна 0, то такой вариант далее не рассматривается.

Далее оставшиеся варианты ГСУ в зависимости от типа и назначения ЛА проходят проверку либо по критерию топливной эффективности, либо по разработанному критерию дальности полета ЛА с ГСУ:

$$(M_{\text{топл}} + M_{\text{АКБ}})_{\text{ГСУ}} \geq M_{\text{мах_ВЗЛ}} \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{M_{\text{топл_тр}}}{M_{\text{мах_ВЗЛ}}} \right)^{\left[\frac{C_{\text{уд_ГСУ}}}{C_{\text{уд_тр}}} (1-H) + \frac{H}{155,32 \cdot 10^3 \cdot C_{\text{уд_тр}} \cdot \eta_{\text{эл}}} \right] \cdot \left[1 - \psi \cdot \left(\frac{11,986}{e_{\text{АКБ}}} - 1 \right) \right]} \right] \quad (1)$$

где $(M_{\text{топл}} + M_{\text{АКБ}})_{\text{ГСУ}}$ – суммарная масса топлива и АКБ в исследуемой ГСУ;
 $M_{\text{мах_ВЗЛ}}$ – максимальная взлетная масса ЛА;
 $M_{\text{топл_тр}}$ – располагаемый запас топлива на борту ЛА с традиционной СУ;
 $C_{\text{уд_ГСУ}}$ – удельный расход топлива ГТП ГСУ;
 $C_{\text{уд_тр}}$ – удельный расход топлива на наиболее продолжительном режиме в случае применения традиционной СУ;
 $\eta_{\text{эл}}$ – полный КПД преобразования электрической энергии в механическую;
 $e_{\text{АКБ}}$ – удельная энергоемкость АКБ.

Данный критерий создан на основе формулы Бреге для ЛА с традиционной СУ и модифицированной для ЛА с ГСУ формулы Бреге [2] и применяется для ЛА самолетного типа, а также для ЛА вертолетного типа, используемого для транспортировки грузов или пассажиров на заданное расстояние.

Критерий топливной эффективности заключается в сравнении затраченного для реализации заданного полетного цикла топлива в случае применения традиционной СУ с аналогичной величиной в случае применения ГСУ. Данный критерий применим для многоцелевого ЛА вертолетного типа, функциями которого может быть выполнение специализированных задач по полетному циклу, не требующему перемещения на заданное расстояние.

Также проводится анализ соответствия сконфигурированной ГСУ критерию экономической эффективности: рассчитывается удельный расход топлива – отношение массы затраченного топлива к массе полезной нагрузки (количеству пассажиров) и преодоленному расстоянию.

При удовлетворении ГСУ вышеприведенным критериям данный вариант ГСУ признается перспективным.

Описанная последовательность расчета повторяется для различных степеней гибридизации по мощности (с заданным шагом дискретизации). То есть строится трехмерная матрица вариантов реализации заданного полетного цикла. Из полученных перспективных вариантов ГСУ выбирается наиболее эффективный. В дальнейшем в рамках уточненных моделей элементов ГСУ (не входят в рассматриваемую автоматизированную модель) проводятся более подробные поэлементные и поузловые расчеты.

В случае, если ни один из вариантов ГСУ с различными степенями гибридизации по мощности не удовлетворяет вышеописанным критериям, проводится корректировка исходных данных в части уровня мощности на крейсерском режиме полета. Для этого проводится предварительный анализ возможности изменения крейсерской мощности и определяются основные летно-технические характеристики ЛА. Расчет эффективности ГСУ повторяется, и делается вывод о перспективе применения ГСУ на данном ЛА. Таким образом, расчет эффективности применения ГСУ проводится путем вариантного анализа четырехмерной матрицы.

Расчет последовательной схемы ГСУ проводится по схожему алгоритму. Отличительной особенностью является наличие дополнительного модуля ЭГ, параметры которого, вследствие механической связи с ГТП, рассчитываются после проведения термодинамического расчета ГТД. ЭД в последовательной схеме является единственным приводом движителей и рассчитывается согласно типовому полетному циклу ЛА. Также в данной схеме на каждом участке полетного цикла возможна реализация варианта работы с остановом (переводом на пониженный режим работы) ГТП, поэтому количество путей реализации заданного полетного цикла здесь равно 2^n , где n – количество участков полетного цикла.

Комбинированная блок-схема расчета ГСУ последовательной и параллельной схемы представлена на рис. 4.

Заключение

В результате проведенной работы разработана автоматизированная модель для конфигурации рациональной ГСУ параллельной и последовательной схем на борту ЛА, оценка эффективности применения проводится на основе критерия массы СУ с учетом топлива, критерия дальности полета ЛА с ГСУ, критерия топливной и экономической эффективности.

Отличительной особенностью данной модели от опубликованных в открытых источниках является возможность определения оптимальной степени гибридизации по мощности на основе вариантного анализа параметров ГСУ с заданным шагом дискретизации по степени гибридизации, возможность изменения полетного цикла ЛА, а также реализация возможности отключения (перевода на пониженный режим работы) ГТП в полете. Конфигурация рациональной гибридной силовой установки для применения в составе ЛА, по своей сути, сводится к критериальному анализу четырехмерной матрицы возможных вариантов ГСУ.

Среди дальнейших путей модернизации математической модели следует выделить необходимость детализации расчета силовой электроники, а также расширения возможных к применению типов электрических элементов и ГТП ГСУ.

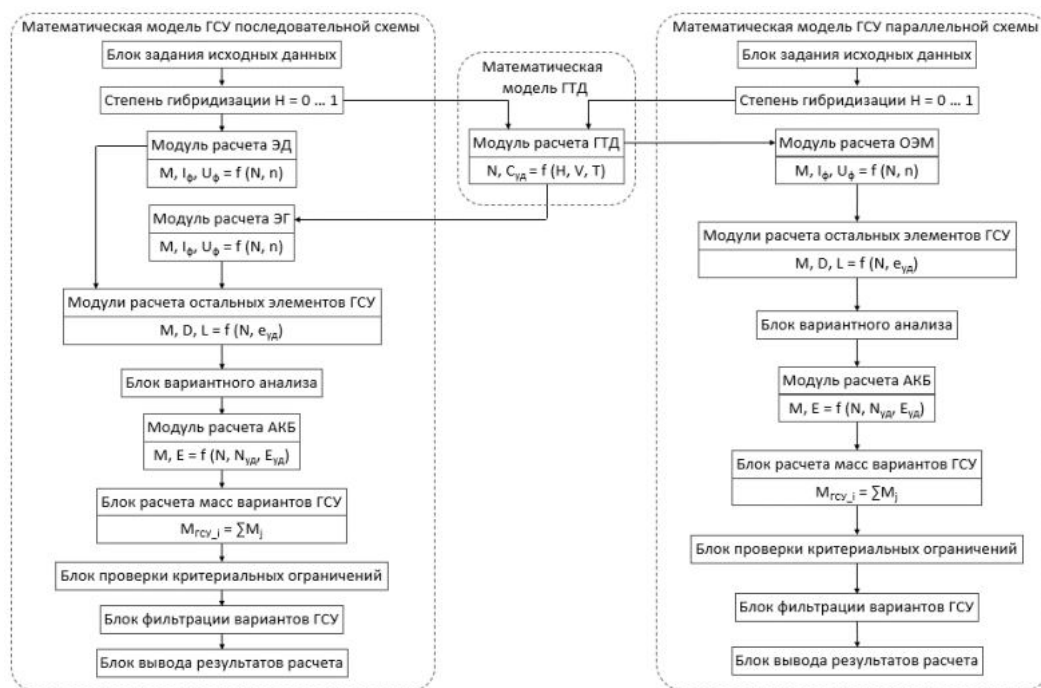


Рис. 4 – Блок-схема расчета ГСУ

Библиографический список:

1. Власов А.И. Предварительная оценка главных размеров электрических машин по постоянной Арнольда./ Власов А.И., Волокитина Е.В., Опалев Ю.Г. // Электроника и электрооборудование транспорта. – 2007. – №3. – 28-30.
2. Mark Voskuil, Joris van Bogaert, Arvind G. Rao Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft // CEAS Aeronaut J, No. 9, 2018, pp. 15-25.
3. Teresa Donato, Luigi Spedicato Fuel economy of hybrid electric flight// Applied Energy, No. 206, 2017, pp. 723-738.
4. Jozsef Rohacs, Daniel Rohacs Energy coefficients for comparison of aircraft supported by different propulsion systems// Energy, No. 191, 2020.
5. Захарченко В.С., Варюхин А.Н., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С. Сравнительная оценка эффективности применения различных концепций гибридных силовых установок для самолетов местных воздушных линий // Сборник тезисов Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2020. – 2020. – с. 286-289.

УДК 534

АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ВНУТРЕННЕЙ ГЕОМЕТРИИ ТРАКТОВ ЭНЕРГОУСТАНОВОК С ПРИМЕНЕНИЕМ КРИВЫХ БЕЗЬЕ

Е.П. Чернов¹, А.В. Ефремов¹

¹. Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Для двигателей на твёрдом топливе существенно проявление колебательных режимов горения, связанных с акустическими особенностями, которые на первых этапах разгорания топлива приводят к высокочастотной и низкочастотной (расходной) неустойчивости.

Одним из следствий теории нестационарного горения топлива является наличие у него собственной частоты колебаний. Это свойство играет важную роль в понимании такого явления как вибрационное горение. Для описания нестационарных процессов, протекающих при горении, вводится ряд параметров, которые могут быть определены для конкретной марки из опыта. Знание этих параметров заменяет сложный механизм кинетических процессов, проходящих при горении[1,2].

Возникновение акустических колебаний в камере сгорания наиболее вероятно при собственных частотах камеры, близких к собственной частоте горения топлива. Что касается спектра собственных частот камеры, то его оценка делается на основе акустической теории объемов и может быть получена из теоретических данных. Теоретические оценки характеристик нестационарной скорости горения и акустического отклика горячей поверхности на приходящие к ней возмущения имеют значительно большие погрешности. Поэтому в изучении процессов неустойчивости рабочего процесса, связанных с горением топлива, большое внимание уделяется экспериментальным методам.

По виду акустической проводимости от частоты, можно судить о том, имеется ли у топлива некоторая избирательная частота. Если такая частота у топлива имеется, то вещественная часть акустической проводимости будет иметь максимум на этой частоте. Роль этого свойства в общей картине процесса вибрационного горения состоит в следующем: реальная камера двигательной установки имеет определенные акустические характеристики, выражающиеся в наборе собственных частот камеры – частот возмущений, наиболее естественных для данной конструкции – ее собственные тона[4]. Если при возникновении звуковых волн данного спектра частот процессы, происходящие в горящем слое топлива, будут откликаться на данную волну, усиливая ее, то это приведет к усилению собственных колебаний и резонансным явлениям. Различные экспериментальные методики исследования

акустических характеристик горящего топлива основываются не на прямом измерении скорости горения, а на измерении косвенных параметров, на основании которых можно вычислить акустическую проводимость топлива.

Современные двигатели имеют сложную конфигурацию внутренних трактов, поэтому формы колебаний весьма разнообразны. Помимо акустических особенностей во внутреннем пространстве развиваются сложные газодинамические, химические, термодинамические процессы и процессы деформирования заряда и конструкции[2]. Оптимальная организация этих процессов основана на прогнозировании их характеристик на основе математических моделей совокупности всех физических процессов. Поэтому весьма актуальным является создание программных средств, позволяющих моделировать изменение внутренней геометрии заряда при горении топлива, а, следовательно, и влияние на газодинамические характеристики акустических частот. Особую роль такие вычислительные средства могут иметь на этапе проектирования новых или модификации существующих образцов ракетных двигателей.

Построение таких моделей представляет собой формулировку краевых задач для системы дифференциальных уравнений с частными производными, для которой ставятся начальные и граничные условия. Описание геометрии двигателя – это один из этапов построения средств математического моделирования процессов в двигателе[2]. Представленный в работе подход основан на свойствах кривых Безье: созданы алгоритмы и программы для построения внутренней поверхности двигателя[3].

Аппарат кривых Безье был разработан в 60-е годы XX века французским инженером Пьером Безье и изначально использовался для компьютерного проектирования автомобильных кузовов. Впоследствии это открытие стало одним из важнейших инструментов компьютерной графики.

Кривая Безье относится к частному классу алгебраических кривых, а именно: к кривым 3-го и 2-го порядков соответственно. Кривая Безье — параметрическая кривая, задаваемая выражением

$$B(t) = \sum_{k=0}^n P_k b_{k,n}(t), 0 \leq t \leq 1,$$

где P_k — функция компонент векторов опорных вершин, а $b_{k,n}(t)$ — базисные функции кривой Безье, называемые также полиномами Бернштейна.

$$b_{k,n}(t) = \binom{n}{k} t^k (1-t)^{n-k},$$

где $\binom{n}{k} = \frac{n!}{k!(n-k)!}$ - число сочетаний из n по k , где n — степень полинома, k — порядковый номер опорной вершины.

При $n = 1$ кривая представляет собой отрезок прямой линии, опорные точки P_0 и P_1 определяют его начало и конец. Кривая задаётся уравнением:

$$B(t) = (1-t)P_0 + tP_1, \quad t \in [0, 1]$$

Квадратичная кривая Безье ($n = 2$) задаётся тремя опорными точками: P_0, P_1 и P_2 .

$$B(t) = (1-t)^2 P_0 + 2t(1-t)P_1 + t^2 P_2, \quad t \in [0, 1]$$

Квадратичные кривые Безье в составе сплайнов используются для описания формы символов в шрифтах TrueType и в SWF-файлах.

В параметрической форме кубическая кривая Безье ($n = 3$) описывается следующим уравнением:

$$B(t) = (1-t)^3 P_0 + 3t(1-t)^2 P_1 + 3t^2(1-t)P_2 + t^3 P_3, \quad t \in [0, 1]$$

Четыре опорные точки P_0, P_1, P_2 и P_3 , заданные в 2- или 3-мерном пространстве, определяют форму кривой. Линия берёт начало из точки P_0 , направляясь к P_1 и заканчивается в точке P_3 , подходу к ней со стороны P_2 . То есть, кривая не проходит через точки P_1 и P_2 , они используются для указания её направления. Длина отрезка между P_0 и P_1 определяет, как скоро кривая повернёт к P_3 . В матричной форме кубическая кривая Безье записывается следующим образом:

$$B(t) = [t^3 \ t^2 \ t \ 1] M_B \begin{bmatrix} P_0 \\ P_1 \\ P_2 \\ P_3 \end{bmatrix},$$

где M_B называется базисной матрицей Безье:

$$M_B = \begin{bmatrix} -1 & 3 & -3 & 1 \\ 3 & -6 & 3 & 0 \\ -3 & 3 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

В современных графических системах и форматах, таких как PostScript (а также основанные на нём форматы Adobe Illustrator и Portable Document Format (PDF)), Scalable Vector Graphics (SVG)[1], Metafont, CorelDraw и GIMP для представления криволинейных форм используются сплайны Безье, составленные из кубических кривых. Рассмотрим динамику и графику в среде MatLab. Наблюдаем по, предоставленным ниже, рисункам за положением вершин треугольника с течением времени. По данным изображениям наглядно видна динамика точек и если представить себе траекторию движения вершин треугольника, то мы получим кривые Безье.

Благодаря простоте задания и манипуляции, кривые Безье нашли широкое применение в компьютерной графике для моделирования гладких линий. Кривая целиком лежит в выпуклой оболочке своих опорных точек[3]. Это свойство кривых Безье с одной стороны значительно облегчает задачу нахождения точек пересечения кривых (если не пересекаются выпуклые оболочки опорных точек, то не пересекаются и сами кривые), а с другой стороны позволяет осуществлять интуитивно понятное управление параметрами кривой в графическом интерфейсе с помощью её опорных точек. Кроме того, аффинные преобразования кривой (перенос, масштабирование, вращение и др.) также могут быть осуществлены путём применения соответствующих трансформаций к опорным точкам.

Наибольшее значение имеют кривые Безье второй и третьей степеней (квадратичные и кубические). Кривые высших степеней при обработке требуют большего объёма вычислений и для практических целей используются реже. Для построения сложных по форме линий отдельные кривые Безье могут быть последовательно соединены друг с другом в сплайн Безье. Для того, чтобы обеспечить гладкость линии в месте соединения двух кривых, три смежные опорные точки обеих кривых должны лежать на одной прямой. В программах векторной графики, например Adobe Illustrator или Inkscape, подобные фрагменты известны под названием «путей» (path), а в 3DS Max и подобных программах 3D-моделирования кривые Безье имеют название «сплайны».

Для демонстрации работы принципа построения геометрии с помощью кривых Безье возьмём прототип некоторого гипотетического двигателя, схема которого приведена на рисунке 1.

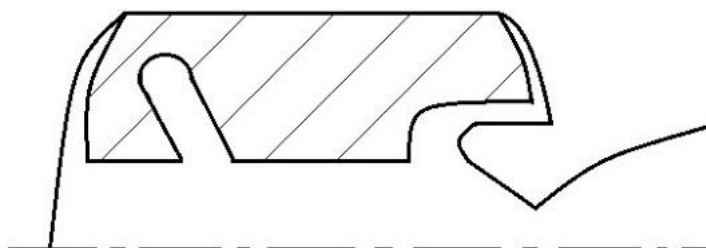


Рис. 1. Схема рассматриваемого объекта

Будем считать, что этот двигатель имеет осесимметричную компоновку и форма его проточной части и элементов корпуса описываются плоскими кривыми. Условно, данный двигатель состоит из оболочки (Shell), заряда (Charge) и сопла (Nozzle). Рассмотрим каждый элемент отдельно.

Оболочка (или обечайка) заряда обычно изготавливается намоткой, либо представляет собой сборную конструкцию из днища и цилиндрического корпуса. Заряд твердого топлива заливается в оболочку и отвердевает. При этом используются различные формообразующие элементы, а также манжеты. Часть заряда плотно скрепляют с корпусом, в других местах манжета отделяет заряд от корпуса, топливо адгезирует к манжете, а при отвердевании (и усадке) эта часть заряда отходит от корпуса. Образуется "заманженное" пространство. Манжета выступает в роли бронирующего заряд покрытия[1]. Элемент оболочки показан на рисунке 2.



Рис. 2. Оболочка заряда

Оболочка состоит из участков: $S_1 - S_2$ – переднее дно, $S_2 - S_3$ – обечайка, $S_3 - S_4$ – заднее дно. Переднее и заднее дно представляют собой эллипсоидальные поверхности и могут быть описаны кривыми Безье 3-го порядка. На рисунке 3 представлена схема оболочки (обечайки) теоретического двигателя, построенная разработанным программным обеспечением в среде Matlab.

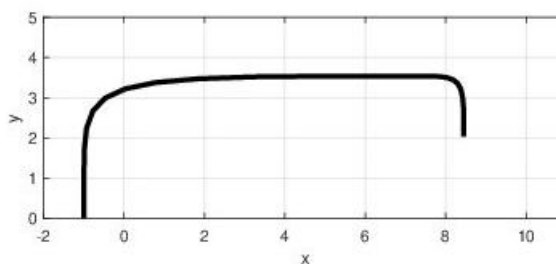


Рис. 3. Построение схемы оболочки разработанным ПО

Заряд представлен на рисунке 4, данная кривая представляет ту часть поверхности заряда, которая не соединена с корпусом.

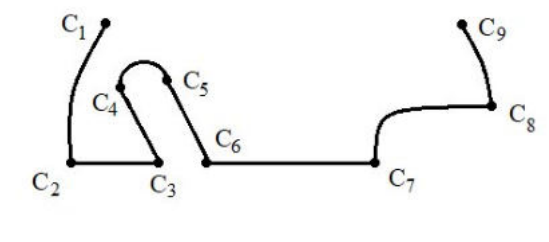


Рис. 4. Заряд

$C_1 - C_2$ – передний "торец" заряда. Поверхность обычно бронирована. Представляет собой аппроксимированную кривую Безье 3-го порядка.

$C_2 - C_3, C_6 - C_7$ – цилиндрические или конические, с малым углом конусности, участки поверхности заряда.

$C_3 - C_4 - C_5 - C_6$ – так называемый, Зонтик – участок заряда, обеспечивающий задание закона изменения поверхности горения. В данном сечении имеется два прямолинейных участка: $C_3 - C_4, C_5 - C_6$ и частичку $C_4 - C_5$, которая может быть представлена кривой Безье 3-го порядка.

$C_7 - C_8$ – выемка под, утапливаемое в заряд, сопло.

$C_8 - C_9$ – задний "торец" заряда.

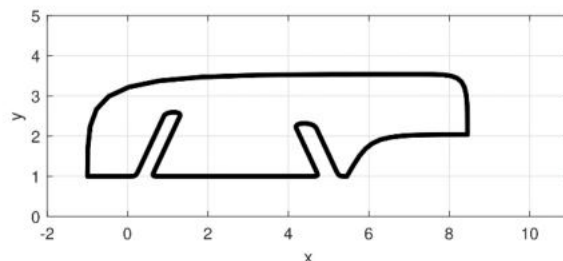


Рис. 5. Построение схемы заряда разработанным ПО

На рисунке 5 представлена схема заряда теоретической двигательной установки с двумя компенсаторами, построенная разработанным ПО. Данный тип заряда называют "Зонтиком".

Сопло схематически изображено на рисунке 6.

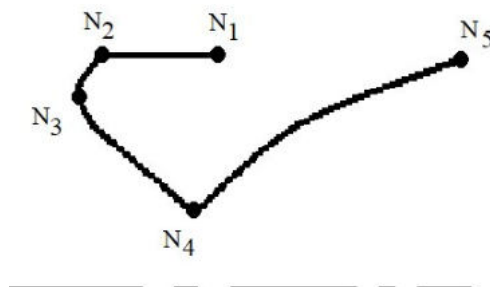


Рис. 6. Сопло

Сопло состоит из участков: $N_1 - N_2 - N_3$ – внешняя поверхность утолщенной части сопла, $N_3 - N_4$ – дозвуковая часть сопла, $N_4 - N_5$ – сверхзвуковая часть сопла.

Таким образом, получен инструмент, позволяющий реализовать сложные геометрические модели, рассчитать объемы и моделировать изменение геометрии с течением времени. На примере предложенных задач, описывающих динамику колебаний в процессе горения твердотопливного заряда в камере сгорания, можно сделать вывод о применимости данного программного обеспечения в области двигателестроения. При проектировке любого двигателя очень важен прогноз акустических особенностей в процессе горения заряда. Работа выполнена в рамках проекта Российского фонда №21-19-00657.

Библиографический список

1. Нестационарные процессы горения в ракетных двигателях. Итоги науки и техники. Авиационные и ракетные двигатели. /Под ред. А.З. Чулкова. Т.2. М.: ВИНТИ, 1977. – 199 с.
2. Процессы горения топлив в РДТТ. Итоги науки и техники. Авиационные и ракетные двигатели. Т. 1. /Под ред. А.З. Чулкова. М.: ВИНТИ, 1974. 218 с.
3. Молодежь. Техника. Космос: труды тринадцатой общерос. молодежи. науч.-техн. конф. В 2 т. Т. 1. / Балг. гос. техн. ун-т. – СПб., 2021. – 372 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 76).
4. Назаров Г. А., Прищепа В. И. Космические твердотопливные двигатели. – М.: Знание, 1980.– 63 с

УДК 629.78.051.062.2

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УНИФИЦИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ КОРРЕКЦИИ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ВЫПОЛНЯЮЩИХ РАЗЛИЧНЫЕ ЗАДАЧИ

В.А. Шишкина, А.С. Богомолов

АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнёва»

В статье проводится анализ возможности проектирования унифицированной системы коррекции (СК) для трёх вариантов малых космических аппаратов (МКА), выполняющих различные задачи. Создание единой унифицированной СК для различных МКА, где двигательная подсистема будет отличаться только массой заправляемого топлива/рабочего тела и количеством баков позволило бы минимизировать издержки и сроки создания двигательных подсистем для МКА. В статье рассматриваются варианты СК на базе различных типов двигателей.

Введение

В настоящее время в мировой и отечественной прикладной космонавтике сложилась ситуация, когда малые космические аппараты (МКА) и их группировки на низких орбитах по совокупности потребительских качеств стали составлять серьезную конкуренцию традиционным связным спутникам на геостационарной орбите. Как пример, активно развиваются многоспутниковые группировки МКА, такие как зарубежные «StarLink», «OneWeb», или отечественные «Гонец», «Марафон IoT», «Скиф» и т.д.

И если раньше МКА в основной своей массе были студенческими проектами или проектами по отработке каких-то отдельных технологий, где как правило, отсутствовала двигательная подсистема (низкая околоземная орбита позволяет отказаться от двигателей ориентации и использовать магнитное поле Земли для разгрузки маховиков, а отсутствие требований по корректировке орбиты позволяло не использовать двигатели коррекции), то с коммерциализацией МКА стали возлагаться повышенные требования к коррекции орбиты и возникла потребность в соответствующих двигательных подсистемах для МКА.

МКА, как правило, создаются на базе унифицированных космических платформ, имеющих модульную конструкцию, где служебные системы могут собираться из набора различных модулей. Такой подход позволяет создавать современные МКА различного целевого назначения и размерности в достаточно сжатые сроки и с минимальными издержками.

Для минимизации издержек и сроков создания двигательных подсистем для МКА представляет интерес идея создания унифицированной модульной двигательной подсистемы для МКА с различными характеристиками, где двигательная подсистема будет отличаться только массой заправляемого топлива/рабочего тела и количеством баков в зависимости от массы и задач МКА.

Предметом данного исследования является анализ возможности проектирования унифицированной системы коррекции для малых космических аппаратов, выполняющих различные задачи.

1 Формирование требований и исходных данных

1.1 Формирование требований к МКА

Для формирования требований к унифицированной системе коррекции для МКА, рассмотрим три гипотетических варианта МКА, выполняющих разные задачи и технические требования, предъявляемые к ним:

а) вариант 1 – МКА класса мини – с небольшими массой, мощностью и запасом характеристической скорости, использующийся, например, для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ);

б) вариант 2 – МКА класса мини – с такими-же небольшими массой и мощностью, но большим запасом характеристической скорости для возможности смены орбитальной позиции. Такой маневренный МКА может использоваться например: в качестве МКА орбитального резерва - для замены вышедшего из строя МКА с переводом в его орбитальную позицию, в качестве низкоорбитального МКА использующего двигательную подсистему для компенсации аэродинамического сопротивления верхних слоев атмосферы, или в качестве МКА, требующего оперативного ухода с орбиты;

в) вариант 3 – МКА среднего класса с увеличенными в несколько раз относительно первого варианта массой, мощностью и запасом характеристической скорости.

Основные технические требования к данным вариантам унифицированных платформ МКА, сформированные на основе проведенного анализа и опыта проектирования, изложены в таблице 1.

Таблица 1 – Технические требования к вариантам унифицированных платформ МКА

№ п/п	Характеристика	Значение		
		Вариант 1 МКА	Вариант 2 МКА	Вариант 3 МКА
1	Высота орбиты функционирования, км	500–700	300–1200	350–600
2	Масса МКА, кг, не более	210	210	950
3	Средневитковая электрическая мощность, Вт, не менее	250	250	800
4	Запас характеристической скорости, м/с, не менее	200	800	350
5	Срок активного существования, лет, не менее	5	5	7
6	Требуемый суммарный импульс, Н·с	$0,42 \cdot 10^5$	$1,7 \cdot 10^5$	$3,7 \cdot 10^5$

1.2 Формирование требований к унифицированной двигательной подсистеме МКА

С учетом изложенных технических требований к вариантам унифицированных платформ МКА, сформированы следующие требования к двигательным подсистемам:

а) СК для всех трех вариантов платформ должна быть максимально унифицированной, т.е. иметь одинаковый состав (разница заключается лишь в количестве заправляемого топлива/рабочего тела и возможно в количестве баков, двигателей);

б) весь требуемый суммарный импульс тяги вырабатывается двигателем/двигателями одного направления;

в) ресурс двигателя должен позволять выработку требуемого суммарного импульса разумным количеством двигателей (оптимально одним, максимум двумя двигателями т.к. при дальнейшем увеличении количества двигателей одного и того же направления значительно снижаются массовая эффективность и надёжность двигательной подсистемы);

г) резервный двигатель может отсутствовать при условии удовлетворения требований к надёжности СК, МКА и орбитальной группировки в целом. Так, многоспутниковые группировки МКА типа StarLink или OneWeb проектируются без резервирования систем спутника, т.к. выход одного или нескольких МКА на фоне группировки, состоящей из сотен таких же МКА на работоспособности группировки не отражается;

д) масса двигательной подсистемы с учётом заправки, обеспечивающей требуемый суммарный импульс I_{Σ} (кгс·с), должна быть минимальной и не должна превышать 20 % от массы МКА (кг);

е) учитывая, что мощность системы электропитания (СЭП) расходуется на питание приборов служебных систем и полезной нагрузки, можно принять, что потребляемая мощность СК не должна превышать половины располагаемой мощности СЭП. С учетом требования унификации состава необходимо ориентироваться на минимальную мощность СЭП из трех вариантов платформ, с тем, чтобы гарантировано обеспечить ДК необходимым питанием. Из трех вариантов минимальной мощностью СЭП обладают варианты 1 и 2 (250 Вт), поэтому принимается, что на потребности СК выделяется мощность не более 120 Вт;

ж) тяга двигателя может быть произвольной в разумных пределах, характерных для каждого типа двигателей.

В качестве вариантов построения системы коррекции (СК) могут быть рассмотрены несколько типов двигателей:

- СК на базе газореактивного двигателя (ГРД) (пневмосистема);
- СК на базе однокомпонентного термokatалитического двигателя (ТКД);
- СК на базе двухкомпонентного жидкостного реактивного двигателя (ЖРД);
- СК на базе электрореактивного двигателя (ЭРД).

Основные технические требования к унифицированной двигательной подсистеме для различных вариантов МКА, с учётом принятых выше условий а) - ж), изложены в таблице 2.

Таблица 2 – Технические требования к унифицированной двигательной подсистеме для различных вариантов МКА.

№ п/п	Характеристика	Вариант		
		1	2	3
1	Требуемый суммарный импульс, Н·с	$0,42 \cdot 10^5$	$1,7 \cdot 10^5$	$3,7 \cdot 10^5$
2	Масса заправленной двигательной подсистемы, кг, не более	42	42	190
3	Потребляемая мощность СК, Вт, не более	120		
4	Тяга двигателя	может быть произвольной в разумных пределах, характерных для каждого типа двигателей		
5	Ресурс двигателя по количеству включений, шт., и времени работы, с, или суммарному импульсу, Н·с	должен позволять выработку требуемого суммарного импульса разумным количеством двигателей (оптимально одним, максимум двумя двигателями). Резервный двигатель может отсутствовать, при условии удовлетворения требований к надёжности СК, МКА и орбитальной группировки в целом		

2 Сравнение характеристик различных типов двигателей

В работе рассмотрены следующие двигатели для построения СК:

- ГРД на холодном азоте;
- монотопливный ТКД – К50-10, серийно изготавливаемый в ОКБ «Факел»;
- двухкомпонентный ЖРД МТ – 11Д428А, серийно изготавливаемый в АО «НИИМаш»;
- ЭРД малой мощности:
 - ДАС – холловский двигатель с анодным слоем серии ПлаС (лабораторная модель), разработка ведётся в ОКБ «Факел»;
 - СПД – холловский стационарный плазменный двигатель СПД-50М, серийно изготавливаемый в ОКБ «Факел»;
 - ИД – ионные двигатели ИД-50 и ИД-100 (лабораторная модель), разработка ведётся в АО ГНЦ «Центр Келдыша».

Основные характеристики данных двигателей приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Основные технические характеристики двигателей различного типа

Тип	Двигатель	Характеристика, значение				
		удельный импульс тяги, с	тяга, Н	ресурс по времени работы, ч	ресурс по вырабатываемому суммарному импульсу, Н·с	потребляемая мощность, Вт, не более
ГРД	– [1,2]	67	0,8	не менее 10000	не менее $290,0 \cdot 10^5$	2,0
ТКД	К50-10 [3]	210	0,5	не менее 277,8	не более $0,72 \cdot 10^5$	6,0
ЖРД	11Д428А-16 [4]	291	129,2	не менее 5,56	не более $26,0 \cdot 10^5$	4,0
ЭРД	ПлаС [5]	550	0,017	не более 500 ¹⁾	не более $0,3 \cdot 10^5$ ^{1,2)}	70,5
	СПД-50М [6,7]	1200	0,016	не менее 3000	не менее $1,7 \cdot 10^5$ ²⁾	300,0 ²⁾
	ИД-50 [8,9]	3460	0,003	не менее 10000 ¹⁾	не менее $1,1 \cdot 10^5$ ¹⁾	95,0

	ИД-100 [8]	3000	0,013	не менее 10000 ¹⁾	не менее 4,6·10 ⁵ ¹⁾	300,0 ²⁾
¹⁾ Проектное значение. ²⁾ Не удовлетворяет требованиям.						

3 Сравнение вариантов построения двигательных подсистем по массе

Масса топлива/рабочего тела, необходимая для выработки требуемого суммарного импульса G_{Σ} , кг, определяется по формуле (1):

$$G_{\Sigma} = \frac{I_{\Sigma} \cdot k_3}{I_{уд} \cdot g} \quad (1)$$

где I_{Σ} – суммарный импульс тяги, Н·с;

$k_3 \approx 1,1$ – коэффициент запаса топлива/рабочего тела на утечки, незабор, погрешность заправки и т.д.;

$I_{уд}$ – удельный импульс тяги двигателя, с;

g – ускорение свободного падения, 9,81 м/с².

Масса заправленной двигательной подсистемы складывается из собственно массы заправки и массы оборудования.

В части состава двигательной подсистемы, указанные выше типы двигателей имеют следующие особенности:

– ГРД на холодном азоте – в общем случае в составе двигательной подсистемы как правило, применяются: бак (баки) для хранения азота, двигатель (двигатели), устройства пневмоавтоматики для понижения давления азота до давления, необходимого для работы двигателя, а также трубопроводы. Также особенностью варианта является низкая складированность азота, т.е. большая масса бака относительно массы заправки, по сравнению например, с ксеноном;

– монотопливный ТКД – применяются: блок (блоки) хранения и подачи (БХП), представляющий из себя объединенный бак с разделителем для хранения топлива и вытеснителя, двигатель (двигатели) и трубопроводы;

– двухкомпонентный ЖРД МТ – применение в составе СК двигателей, работающих на двухкомпонентном топливе, влечет использование отдельных баков для горючего и окислителя, баллонов наддува, увеличения количества и массы устройств пневмоавтоматики, магистралей, усложненной пневмогидравлической системы;

– ЭРД – для работы ЭРД помимо бака, двигателя и трубопроводов требуется наличие блока подачи ксенона (БПК), блока управления расходом / газораспределением (БУР / БГР), системы преобразования и управления (СПУ), преобразующей напряжение бортовой сети в напряжения, необходимые для работы блока коррекции [10].

Масса топлива/рабочего тела, необходимая для выработки требуемого суммарного импульса, а также ориентировочная масса заправленной двигательной подсистемы для различных вариантов МКА приведены в таблице 4.

Таблица 4 – Необходимая масса топлива/рабочего тела, а также ориентировочная масса заправленной СК для различных вариантов МКА и двигателей.

Тип	Двигатель	Масса топлива/рабочего тела, необходимая для выработки требуемого суммарного импульса, кг			Ориентировочная масса заправленной двигательной подсистемы, кг		
		вариант 1 МКА	вариант 2 МКА	вариант 3 МКА	вариант 1 МКА	вариант 2 МКА	вариант 3 МКА
ГРД	РДМТ-08	70,3 *	284,5 *	619,2 *	242,3 *	936,5 *	2070,0 *
ТКД	К50-10	22,4	91,0 *	198,0	38,2	136,0 *	301,0 *
ЖРД	11Д428А-16	16,2	65,5 *	143,0	41,5	113,2 *	227,1 *
ЭРД	ПлаС	8,6	34,7	75,4	19,0	52,3 *	108,0
	СПД-50М	4,0	16,0	35,0	32,0	44,0 *	72,0
	ИД-50	1,4	5,6	12,1	36,5	45,0 *	60,0
	ИД-100	1,6	6,4	14,0	37,0	41,5	49,1

* Не удовлетворяет требованиям.

4 Анализ результатов

Предварительная проработка составов СК для трех вариантов МКА, выполняющих различные задачи, показала следующие результаты:

а) СК на базе ГРД значительно превышает ограничение по массе заправленной двигательной подсистемы для всех трёх вариантов из-за большой массы заправки по причине слишком низкого удельного импульса тяги и из-за большой массы баков по причине низкой складированности азота;

б) СК на базе ТКД и ЖРД превышают ограничение по массе заправленной двигательной подсистемы для второго и третьего вариантов;

в) СК на базе ЭРД ПлаС, СПД-50М и ИД-50 превышают ограничение по массе для второго варианта (в случае двигателей ПлаС и СПД-50М вследствие недостаточно высокого удельного импульса, а в случае двигателя ИД-50 вследствие того, что для обеспечения выработки возросшего (относительно первого варианта) требуемого

суммарного импульса потребовалось увеличить количество двигателей), кроме того данные двигатели не удовлетворяют требованиям по ресурсу (требуемый суммарный импульс для третьего варианта превышает ресурс двигателя ПЛАС в ~12,3 раза, двигателя СПД-50М в ~2,2 раза, а двигателя ИД-50 в ~3,4 раза), а СПД-50М еще и не удовлетворяет требованию по потребляемой мощности;

г) СК на базе ЭРД ИД-100 удовлетворяет требованиям по массе, ресурса двигателя достаточно для всех трёх вариантов МКА с выработкой требуемого суммарного импульса одним двигателем, но данный вариант не удовлетворяет требованию по потребляемой мощности.

Выводы

1. Построение унифицированной одновременно для всех трех вариантов МКА двигательной подсистемы, удовлетворяющей всем ограничениям раздела 1.2 на базе известных двигателей невозможно.

2. Создание унифицированной двигательной подсистемы теоретически может стать возможным на базе ЭРД ИД-100 (как наиболее подходящего двигателя из числа известных) при условии увеличения лимита потребляемой мощности СК со 120 до 300 Вт (увеличения мощности СЭП, выделяемой на нужды СК), при этом потребуются увеличить общую мощность СЭП для всех трёх вариантов МКА до ~600 Вт, повысив площадь солнечных батарей, что приведёт к возрастанию массы всей платформы МКА.

3. Создание унифицированной двигательной подсистемы теоретически может стать возможным также на базе ЭРД ИД-50 при условии увеличения ресурса двигателя по суммарному импульсу тяги до $1,85 \cdot 10^5$ Н·с (что представляется достижимым: при увеличении потребления двигателя до 120 Вт, тяга двигателя составит ~0,0045 Н, при этом будет необходимо подтвердить ресурс более 11500 ч), однако тяга двигателя для третьего варианта МКА является слишком низкой.

Библиографический список

1. Беляев Н.М., Уваров Е.И. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов. — Москва, 1974, издательство «Машиностроение», 200 с.
2. Любинская Н.В. Абляционный импульсный плазменный двигатель для перспективных малоразмерных космических аппаратов: автореф. дис. на соиск. учен. степ. канд. тех. наук (05.07.05) / Любинская Наталья Валентиновна; Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». — Москва, 2020. — 164 с.
3. В.С. Егорычев, А.В. Сулинов Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики. — Самара, 2014, издательство СГАУ. УДК 629.7.036 (075.8).
4. Каталог продукции АО НИИМаш // [Электронный ресурс]: http://niimashspace.ru/files/2020/Katalog-NIIMash-2020_compressed.pdf.
5. Создание плазменных двигателей малой мощности для микроспутников / Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю. // Космическая техника и технологии. – 2015. – с. 40-49. УДК 621.455.32.01.
6. Корректирующие двигательные установки для малых космических аппаратов / В.П. Ходненко, А.В. Хромов // Вопросы электромеханики (ФГУП «НПП ВНИИЭМ») – 2009. – с. 27-32. УДК 629.7.
7. Новости про двигатель СПД-50М на сайте Роскосмоса от 28.02.2022, 10.12.2021 // [Электронный ресурс]: <https://www.roscosmos.ru/33587/>; <https://www.roscosmos.ru/34279/>.
8. Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электрореактивных двигателей в составе малых космических аппаратов / В.М. Кульков, В.А. Обухов, Ю.Г. Егоров, А.А. Белик, А.М. Крайнов // Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2012. – с. 187-194. УДК 629.78.
9. Горшков О.А., Муравлёв В.А., Шагайда А.А Холловские и ионные плазменные двигатели для комических аппаратов. – Москва, 2008, издательство «Машиностроение», 280 с.
10. Чеботарев В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие / В. Е. Чеботарев, В. Е. Косенко; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. — Красноярск, 2011. — 488 с., [24] с. ил. ТБВМ 978-5-86433-510-9.

УДК 621.455

АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕКТРОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ДЛЯ ПОДАЧИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В КАМЕРУ ЖРД

М. А. Шикарев, Э. С. Манохина

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва

Возможность использования электронасосного агрегата (ЭНА) для подачи компонентов топлива из баков в камеру сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) рассматривалась ещё в 80х годах двадцатого века. Однако в то время применение электрических двигателей для привода насосов ЖРД было затруднено из-за отсутствия технологий производства мощных источников питания с относительно малой массой [1].

Электронасосная система подачи компонентов имеет ряд преимуществ по сравнению с вытеснительной и насосной системами. При использовании ЭНА исключается применение газогенераторных и турбинных систем в конструкции ЖРД. Это положительно сказывается на стоимости разработки и производства двигателя.

Ещё одним достоинством ЭНА являются широкие возможности регулирования режима работы двигателя. Массовый расход компонентов может корректироваться электродвигателем напрямую: при изменении мощности, подаваемой на вал насосов. Также можно отметить, что с помощью ЭНА легко реализуется потребность в многократном запуске двигателя, а сам двигатель имеет простую схему запуска.

Упрощённая пневмогидравлическая схема (ПГС) ЖРД с электронасосной системой подачи представлена на рис.1.

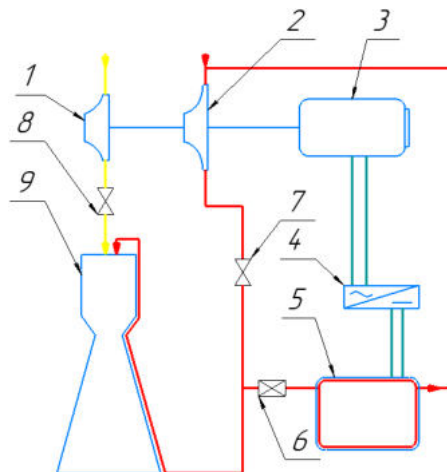


Рис.1. ПГС ЖРД с электронасосной системой подачи

1 – насос окислителя; 2 – насос горючего; 3 – электродвигатель; 4 – инвертор; 5 – источник питания; 6 – регулятор расхода; 7 – главный клапан горючего; 8 – главный клапан окислителя; 9 – камера сгорания

Поскольку аккумуляторный элемент довольно чувствителен к температуре окружающей среды, необходимо предусматривать систему его охлаждения. На рис.1 предлагается схема, в которой охлаждение аккумуляторного блока осуществляется с помощью компонента топлива – горючего. После насоса часть горючего отбирается для ввода в контур охлаждения аккумуляторного блока. Массовый расход отбираемого компонента контролируется регулятором расхода. После прохождения контура охлаждения компонент по магистрали возвращается на вход насоса.

Основными задачами при проектировании ЭНА являются снижение массы электродвигателя и применение элементов питания с высокой удельной плотностью энергии (УПЭ). В качестве элемента питания ЭНА могут использоваться современные электрические аккумуляторы и электрохимические генераторы (ЭХГ) различных типов.

Из электрических аккумуляторов на данный момент наиболее высокую УПЭ обеспечивают литий-серные аккумуляторы с теоретической удельной энергией 2600 Вт·ч/кг и возможной практической удельной энергией 400–600 Вт·ч/кг [2].

ЭХГ функционируют по принципу гальванического элемента с поступающими извне веществами для проведения электрохимической реакции. Особенностью ЭХГ является то, что он может работать на компонентах ракетного топлива. Водород-кислородные ЭХГ с УПЭ 800-860 Вт·ч/кг активно применялись в космических аппаратах «Apollo», «Shuttle», «Буран» [3].

В настоящее время разрабатывается множество новых видов элементов питания. Перспективными являются графеновые, пенные, алюминий-воздушные и другие виды аккумуляторов, параметры которых (УПЭ, скорость разрядки, и др.) могут в разы превышать аналогичные параметры литий-ионных аккумуляторов.

В статье [4] рассматривается возможность использования ЭНА на маршевых ЖРД разгонных блоков. В результате расчётов был сделан вывод о целесообразности применения ЭНА в ЖРД с тягой превышающей 20-30 кН. Так же в работе отмечалось, что существенное преимущество в массе электронасосной системы подачи перед турбонасосной достигается при использовании элементов питания с УПЭ 500 Вт·ч/кг.

В статье [5] производится сравнение возможного применения электронасосной и турбонасосной системы подачи компонентов в ЖРД третьей ступени. В качестве возможных источников питания для ЭНА рассматриваются литий-ионный и литий-полимерный аккумуляторные элементы. Для предлагаемой в работе схемы двигателя с ЭНА была рассчитана максимально допустимая тяга, которая может составлять 100 кН, а так же было выявлено, что литий-полимерный аккумуляторный элемент больше подходит для ЭНА из-за высокой скорости разрядки.

Сравнительное исследование показало, что прирост удельного импульса, вследствие увеличения давления в камере сгорания, не компенсирует увеличение массы ЭНА по сравнению с ТНА, а, следовательно, ЭНА эффективнее применять в двигателях с низким давлением в камере сгорания. Также расчёты показали, что использование ЭНА даёт выигрыш в массе перед ТНА при увеличении времени работы двигателя.

Электронасосная система подачи компонентов была реализована в двигателе «Rutherford», разработанном компанией «Rocket Lab». Модификации двигателя «Rutherford» используются на первой и второй ступени ракеты-носителя (РН) «Electron». ЖРД «Rutherford» работает на компонентах топлива: жидкий кислород – керосин RP-1. Тяга двигателя первой ступени составляет 24 кН, удельный импульс примерно 3050 м/с. Для привода насосов используется система бесщёточных электродвигателей постоянного тока, питаемых от литий-полимерных аккумуляторов. Интересным решением, реализуемым на второй ступени РН «Electron» является система сброса использованных аккумуляторов во время полёта до отстыковки ступени. Так же можно отметить, что при производстве двигателя, в том числе и его электронасосной системы, применяются аддитивные технологии [6].

Двигатель «Rutherford» представлен на рис.2.



Рис.2. Двигатель «Rutherford»

На данный момент насчитывается 23 запуска РН «Электрон», что позволяет говорить о возможности реального воплощения и жизнеспособности электронасосных систем в ЖРД.

Электронасосная система подачи является весьма привлекательной альтернативой турбонасосной системе для применения в ракетных двигателях главным образом благодаря своей простоте, от которой следует снижение затрат на разработку и производство двигателя. Развитие электронасосных систем связано, прежде всего, с улучшением основных характеристик элементов питания. На сегодняшний день имеется положительный опыт применения ЖРД, выполненных по рассматриваемой схеме. Исходя из этого, данное направление является перспективным для проведения дальнейших научных и технических исследований.

Библиографический список

1. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1986 - 376 с.
2. Колосицын Д. В., Кузьмина Е. В., Карасева Е. В. Моделирование процессов, вызывающих снижение ёмкости литий-серных аккумуляторов в процессе циклирования // Известия Уфимского научного центра РАН. 2020. №1. С. 100-105.
3. Материн В. И., Овчинников А. Т., Поспелов Б. С., Соколов Б. А., Стихин А. С. От энергетики орбитального корабля «Буран» к энергетике космических кораблей и станций // Космическая техника и технологии. 2013. №3. С. 57-65.
4. Высоцкий А.А., Буц К.Е., Толстопятов М.И., Гайнутдинов А.В. Анализ перспектив использования электродвигателя в качестве привода для насосов ЖРД разгонных блоков // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. №13. С. 132-134.
5. Kwak Hyun Duck, Kwon Sejin, Choi Chang-Ho. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle. // Aerospace Science and Technology. 2018. №77 [Электронный ресурс]: URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963817320953> (дата обращения 08.03.2022 г.)
6. Rocket lab [Электронный ресурс] URL <https://www.rocketlabusa.com/launch/electron/> (дата обращения: 08.03.2018).

УДК 544.452

АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТИ ГОРЕНИЯ ПАСТООБРАЗНЫХ ТОПЛИВ

Н. Л. Будный, М. Д. Климов, В. А. Романов

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

Пастообразные топлива [1, 2] являются относительно малоизученным классом топлив. До сих пор подобные системы находили достаточно ограниченное применение. В общем к «пастообразным» относят высоковязкие, гетерогенные, наполненные системы, сохраняющие физико-химическую стабильность и вязкотекучее состояние в заданном температурном диапазоне эксплуатации и хранения [1]. Компонентная база пастообразных топлив схожа с компонентной базой смесевых твердых топлив за исключением связующего — так называемого жидко-вязкого связующего [1]. Аналогом паст можно считать неотвержденные массы смесевых топлив [1, 2]. Пастообразные топлива обладают рядом достоинств. Ввиду их механических и реологических характеристик, проблема прочности заряда является неактуальной, что позволяет создавать рецептуры с оптимальным содержанием компонентов при отсутствии необходимости поддержания механических свойств. С технологической точки зрения, такие топлива не требуют отверждения и формования, что существенно облегчает и удешевляет технологию. Скорость горения подобных составов высока — она в 2-10 раз превышает скорость горения смесевых систем [1]. Заряд в двигателях на пастообразном топливе практически всегда является зарядом торцевого горения; это позволяет обеспечить высокое объемное заполнение камеры, но, с другой стороны, накладывает определенные требования на габариты заряда. Одной из серьезных проблем использования пастообразных топлив является необходимость капсуляции заряда при хранении для предотвращения растрескивания, а также необходимость учитывать высокий коэффициент теплового расширения — конструкция камеры должна предусматривать возможность изменения объема заряда.

Зависимость линейной скорости горения топлива от давления в камере сгорания, именуемая законом скорости горения топлива, является одной из важнейших характеристик топлива. В данной работе производится анализ методов испытаний пастообразных топлив, позволяющих определить закон скорости горения. По результатам анализа выбирается конкретный метод для проведения исследований.

По способу проведения испытаний различают испытания топлив в модельных установках и модельных двигателях [3,4]. В первом случае, испытание проводится в специализированных установках («бомбах») [3-5], оснащенных измерительной аппаратурой и системой наддува. Такие установки позволяют использовать различные способы измерения скорости горения, однако условия, в которых горит образец, могут существенно отличаться от реальных внутрикамерных [3, 4]. Во втором случае, испытание проводится в специализированном двигателе,

адаптированном для лабораторных исследований. При использовании модельных двигателей спектр применимых методов измерения сужается, однако условия горения образца приближаются к реальным. В том и в другом случае, для идентификации закона скорости горения необходимо провести ряд измерений скорости горения при разных давлениях. Для этого проводится либо серия испытаний при разных давлениях, либо одно испытание, в котором выполняется измерение скоростей горения при меняющемся давлении.

Методы измерения скорости горения по степени вмешательства в процесс можно разделить на контактные и бесконтактные [3-6]. Контактные методы подразумевают непосредственное взаимодействие чувствительных элементов с образцом в процессе горения [3, 4]; к этому классу относятся метод перегорающих проволок («репер») и метод микротермопар. Методы подразумевают заделку в образец чувствительных элементов (перегорающих проволок или термопар), фиксирующих момент прохождения волны горения. При всей простоте реализации, данные методы могут вносить методические погрешности. Условно к классу контактных можно отнести емкостный метод [5] измерения скорости горения, основанный на изменении электрической емкости конденсатора по мере выгорания образца, размещенного между электродами - в этом случае прямого вмешательства в процесс горения нет, однако электроды наклеиваются на образец, изменяя тепловую ситуацию в зоне горения.

Методическую погрешность можно снизить, если обратиться к бесконтактным методам измерения. К таким методам относят методы оптической и фото- и видеорегистрации процесса горения с дальнейшей обработкой снятых кадров [3, 4], методы зондирования горящего образца оптическим или СВЧ-излучением, а также ультразвуком [3-6]. Сюда же можно отнести методы, основанные на регистрации силового воздействия от горящего образца – частотный метод [7] и метод измерения реактивной силы оттекающих от образца газов [5]; для их реализации, однако, требуются специальные приборные элементы, реализующие передачу и измерение силы.

Одним из широко применяемых методов измерения скорости горения является метод, основанный на обработке диаграммы давления (или тяги) [3, 4]. Метод пригоден для использования в модельных двигателях и некоторых модельных установках. Время сгорания образца в данном методе фиксируется как разница между моментами времени начала подъема давления (зажигания образца) и спада давления (полного сгорания образца). При известных геометрических размерах образца и времени сгорания становится возможным вычислить скорость горения. Для определения скорости горения по диаграмме давления, представленной на рисунке 1, нужно поделить высоту капсулы на время горения. На диаграмме участку 0-1 соответствует рост давления за счет срабатывания воспламенителя, точке 1 – начало зажигания топлива, точке 2 – воспламенение всей поверхности топлива, участку 1-2 – рост давления за счёт включения в горение всей поверхности, участку 2-3 – основной участок работы, точке 3 – сгорание заряда, участку 3-4 – последствие.

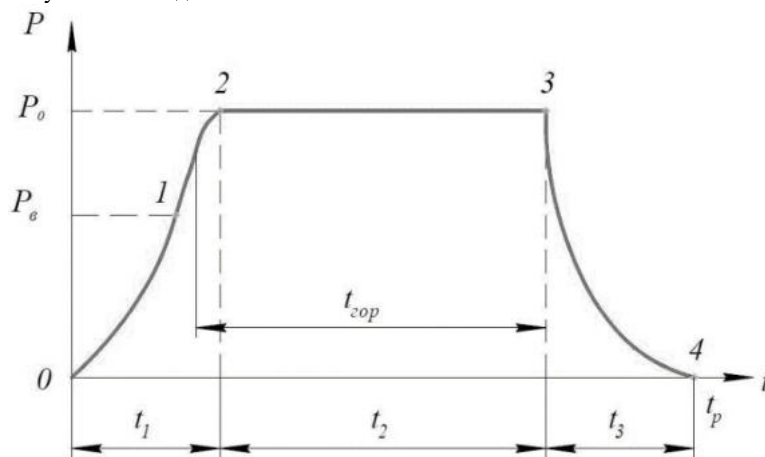


Рис. 1 – Схема диаграммы давления (тяги) при испытаниях образца

Метод является бесконтактным - отсутствует вмешательство в процесс горения топлива. Также достоинством данного метода является простота его конструктивной реализации, необходимо только иметь посадочное место для установки датчика давления. Также, анализ диаграммы давления позволяет судить об особенностях процесса горения – наличии колебаний или других нестационарных явлений. К недостаткам метода можно отнести невысокую точность измерения скорости, определяемой, в основном, погрешностью измерения времени сгорания заряда. Погрешность тем больше, чем меньше время работы двигателя. Ещё одним недостатком является невозможность точной фиксации момента начала и завершения горения [3, 4].

Рациональным является применения метода, основанного на обработке диаграммы давления, при испытаниях образцов в модельных двигателях. При испытании в модельном двигателе, представленном на рисунке 2, капсула с пастообразным топливом помещается в камеру сгорания. Иницирование составов осуществляется низкоскоростным малогазовым огнепроводным шнуром, поджигаемым нитью накаливания. Огнепроводный шнур проводится через сопло 2. Для измерения давления в камере сгорания применяется датчик давления, который вкручивается вместо заглушки 9.

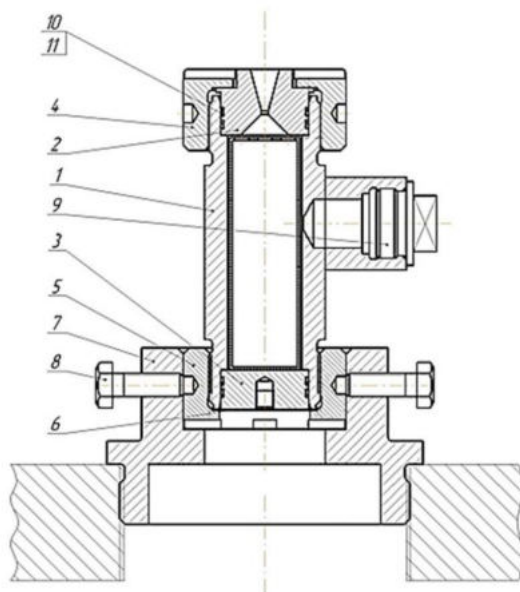


Рис. 2 – Модельный двигатель [8]

Для изменения давления в камере сгорания возможна установка сопловых блоков с различными диаметрами критического сечения. Помимо измерения давления в камере рационально также измерять тягу, что позволяет проводить также оценку удельного импульса, развиваемого с использованием исследуемого состава.

При использовании контактных методов, а также некоторых бесконтактных (в первую очередь - оптических) используются т.н. установки постоянного давления (УПД), представляющие собой надуваемый объем, давление в котором остается постоянным при проведении испытания. Самым простым вариантом УПД является т.н. «бомба Кроуфорда» [5], представляющая собой замкнутый герметичный надуваемый объем, в котором осуществляется сжигание образца. При этом, масса образца достаточно мала, в результате чего существенного изменения давления в процессе сжигания не происходит. Одной из разновидностей установки постоянного давления является проточная бомба, в которой газ наддува непрерывно поступает в установку и непрерывно истекает из неё. За счет подбора расходов через вход и выход системы, можно получить требуемое постоянно давление наддува в установке. В современных вариантах установок давление поддерживается системой автоматического регулирования. Зачастую проточная УПД выполняется с оптическими окнами, что позволяет совместить измерение скорости горения с визуализацией посредством фото и видеосъемки процесса горения. Постоянное течение газа наддува обеспечивает прозрачность объема камеры и исключает его задымление, что необходимо для качественной съемки. На рисунках 3-4 представлены варианты конструкции проточных бомб без окон и с окнами [9].

Установка постоянного давления состоит из корпуса, в котором вертикально установлена капсула с исследуемым образцом топлива. На верхнем торце образца установлена спираль накалывания для его воспламенения. Прибор имеет впускной выпускной клапаны, а также редуктор, который связан с батареей баллонов, содержащих азот. После установления заданного давления образец топлива поджигают и получают диаграмму давления. В лабораторных условиях обычно используют небольшую цилиндрическую капсулу диаметром (5÷15) мм и длиной (10÷100) мм, горящий по торцевой поверхности.

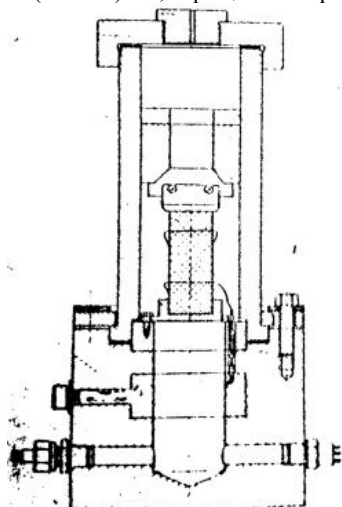


Рис. 3 – Проточная бомба без окон [9]

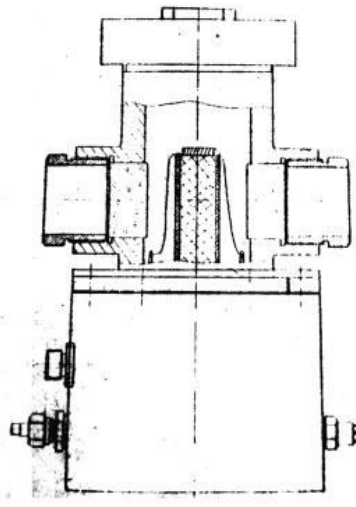


Рис. 4 – Проточная бомба с окнами [9]

Также скорость горения или закон скорости горения пастообразного топлива можно определить, проведя испытание в установке постоянного объема (УПО) – т.н. «бомбе Вьеля» [5]. Установка представляет собой относительно небольшой замкнутый объем, давление в котором изменяется в процессе сгорания образца за счет

образующихся горячих продуктов сгорания. За счет регистрации давления при известной геометрии образца, используя обратный метод внутренней баллистики, можно определить закон скорости горения топлива. Одним из основных достоинств метода является горение образца преимущественно в собственных продуктах сгорания (за исключением начального этапа работы, когда первоначальное давление создается за счет сгорания порохового состава). Основным недостатком является методическая погрешность, вызванная оттоком тепла от продуктов сгорания в стенку установки [3, 4].

Испытание происходит следующим образом (рисунок 5): капсулу с топливом помещают на дно камеры сгорания. В чашечку держателя порохового воспламенителя, который находится над снаряжённой капсулой, помещают пороховой воспламенитель с мостиком накаливания, концы которого подключают к контактам токоввода. Порох в бумажной оболочке через токоввод поджигается электроспиралью от внешнего источника напряжения. Горение образца состава пастообразного топлива в герметичной камере установки постоянного объема происходит следующим образом: начинается при некотором начальном избыточном давлении газов и продолжается при непрерывно возрастающем давлении собственных газообразных продуктов сгорания. Рост давления газов в камере УПО регистрируется датчиком давления.

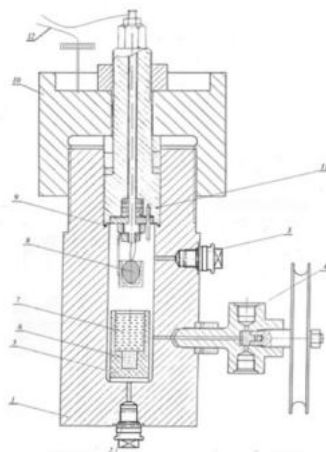


Рис. 5 – Установка постоянного объема

Для определения скорости горения топлив в УПО может применяться метод множественных угловых точек, который заключался в сжигании в замкнутом объеме цилиндрического образца исследуемого состава, помещенного в капсулу с 2, 3-х или 4-кратным ступенчатым изменением горящего сечения. При горении исследуемого образца функция изменения давления имеет скачок при переходе с одной поверхности горения на другую, что приводит к наличию множественных «угловых» точек, определяющих границы каждого I-го участка горения (см. рис. 5).

В этом методе скорость горения определяется как отношение высоты ступени и времени между угловыми точками. Таким образом количество значений скорости горения будет равно количеству ступеней. Считается, что давление, при котором происходит определения скорости горения, равно среднему давлению на участке между угловыми точками.

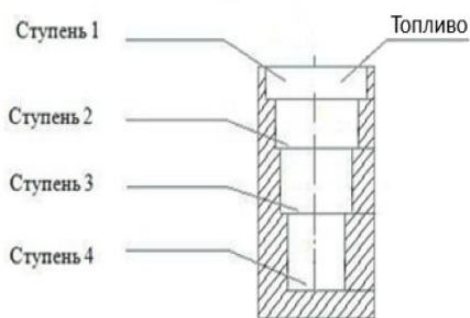


Рис. 6. Многоступенчатая капсула с топливом

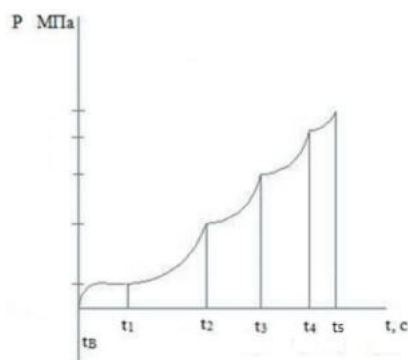


Рис. 7. График функции изменения давления при горении топлива в установке постоянного объема

По результатам анализа для проведения исследований был выбран метод, базирующийся на использовании модельного двигателя, с измерением скорости горения топлива по диаграмме давления. Выбор обоснован приближенностью условий горения топлива к реальным двигателям, а также возможностью определения энергобаллистических характеристик – тяги, удельного импульса тяги и т.п. В качестве метода измерения скорости горения выбран метод на основе анализа диаграмм давления и тяги ввиду его высокой информативности, простоты реализации и бесконтактного принципа функционирования. В соответствии с предъявляемыми к измерениям требованиями и возможностями экспериментальной установки и вторичной измерительной аппаратуры, для реализации измерений были выбраны следующие преобразователи:

- Для измерения тяги – датчик силы CAS MNC-50L тензорезистивного типа;
- Для измерения давления – датчик давления ДД-10 индуктивного типа;
- Для взвешивания образцов – электронные лабораторные весы ВК-1500.

Библиографический список

1. Животов Н.П., Сорокин В.А., Францкевич В.П., Козлов В.А., Суриков Е.В., Фельдман В.Д., Абашев В.М., Черваков В.В., Шаров М.С., Яновский Л.С. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010, 350с.
2. Ракетные топлива (по материалам зарубежной печати) / Под ред. А. З. Чулкова, Я. М. Паушкина. — М.: Мир, 1975. – 188 с.
3. Белов В.П. Скорость горения твердого ракетного топлива и методы её экспериментального определения: учебное пособие. - СПб.: Балт. гос. техн. ун-т. 2008. – 42 с.
4. Белов В. П. Испытания ракетных двигателей на твердом топливе: учебное пособие для вузов. - СПб.: БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова, 2020. – 45 с.
5. Архипов В.А., Бондарчук С.С., Жуков А.С. Нестационарные режимы горения конденсированных систем : учеб. пособие. – Томск : Издательский Дом Томского государственного университета, 2017. – 252 с.
6. G. Gupta, L. Jawale, Mehilal, B. Bhattacharya. Various Methods for the Determination of the Burning Rates of Solid Propellants - An Overview // Central European Journal of Energetic Materials, 2015, 12(3), 593-620
7. Романов О. Я., Тархов В. С., Шелухин Г. Г. Об измерении массовой скорости нестационарного горения конденсированного вещества частотным методом // Физика горения и взрыва, 1977, №6, с. 924-926.
8. Ахтырский М. В., Бабук В. А., Нарыжный С. Ю., Фоменко В. В. Ускорение процесса горения пастообразного ракетного топлива // Молодёжь. Техника. Космос [Текст] : труды конференции : в 4 т. Т. 1 ; ред. сов. К. М. Иванов [и др.]. - СПб. : БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова, 2020. - 386 с.
9. Андреев Ю. С. Экспериментальное исследование двигателей летательных аппаратов: учебное пособие по лабораторному практикуму и УНИРС для специальности "Двигатели летательных аппаратов". - Л.: Ленингр. механ. ин-т., 1979. – 130 с.

УДК 621.45.034.3

АНАЛИТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РАСЧЕТУ ИСПАРИТЕЛЬНЫХ ТРУБОК В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ МИКРОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Лебитков В. К., Плискин М. В., Юденков В. Э.

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

С развитием беспилотной авиации, рынка НТИ «Аэронет», а также в противовес другим научно-техническим вызовам развивающихся рынков, большой интерес уделяется разработке и созданию микро- и малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД), которые могут использоваться в качестве энергетических установок в различных областях промышленности.

Не смотря на большое количество исследований, проводимых для изучения процессов, протекающих в МГТД [1-6] и, в частности, в камере сгорания МГТД [7], все эксперименты проводятся или с помощью численного моделирования в различных программных продуктах или на специально оборудованных стендах, при этом аналитического подхода к расчету такого важного узла камеры сгорания, которыми являются испарительные трубки, на данный момент не существует.

Задача обеспечения стабильной и эффективной работы камеры сгорания в широком диапазоне режимов действия МГТД является одной из наиболее сложных задач при проектировании двигателей данного типа. Для этого необходимо обеспечить качественный распыл топлива для создания однородной топливоздушной смеси. Качество распыла, в свою очередь, оказывает существенное влияние на простоту и надежность запуска и эксплуатации МГТД, качество процесса горения и экологичность установки. В силу того, что у двигателей такого класса камера сгорания имеет небольшие линейные размеры (порядка 80-100 мм в длину и 100 мм в диаметре) и учитывая проблематику протекания всех процессов, описанную выше, необходимо более подробно изучить процесс впрыска и сгорания топлива.

Первоначально, жидкое топливо должно быть распылено (раздроблено) на мелкие капли, которые затем испаряются в испарительных трубках. Дробление топлива на капли необходимо для увеличения поверхности испарения, а чем меньше величина капель топлива – тем выше скорость испарения. После этого испаренное топливо смешивается с воздухом и образует легковоспламеняющуюся топливо-воздушную смесь, пригодную для работы двигателя. Трудность образования такой смеси заключается в том, что МГТД работают при относительно низких степенях повышения давления воздуха π_k . Из аэродинамики известна формула (1), устанавливающая связь между степенью повышения давления и температурой.

$$\frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \pi_k^{\frac{k-1}{k}} \eta_c \quad (1)$$

В следствии малого повышения давления, температура воздуха на входе в камеру сгорания составляет порядка $T_{t3}=400...450$ К. При таком уровне температуры для нормального испарения топлива требуется дополнительный подвод тепла, который можно получить путем сжигания топлива.

Еще одной проблемой при организации данного процесса является экономическая составляющая, которая накладывает ограничения на применение дорогостоящих способов интенсификации горения (применение катализаторов горения) или дорогостоящих технологий и методов изготовления узлов камеры сгорания МГТД. На сегодняшний день, для того, чтобы обеспечить надежный запуск двигателя, используют предварительное сжигание небольшого количества легковоспламеняющегося газа пропана.

Также, ограничения накладывают и жесткие требования по массо-габаритным характеристикам, применяемым к двигательным установкам такого класса. Небольшая, легкая и простая в изготовлении конструкция будет предпочтительнее, чем, например, использование топливной системы высокого давления или системы с поддувом воздуха. На рисунке 1 представлена типичная конструкция камеры сгорания МГТД. Она содержит внешнюю обечайку жаровой трубы 1, инжекционную трубку (форсунку) 2, испарительную трубку 3, корпус двигателя 4, топливный коллектор 5 и внутреннюю обечайку жаровой трубы 6.

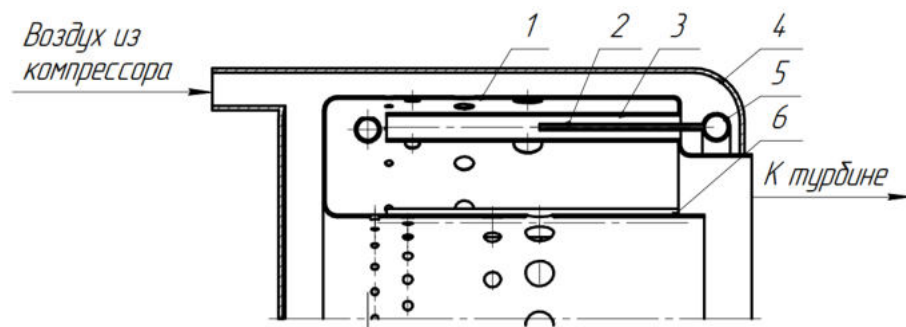


Рисунок 1. Конструкция камеры сгорания МГТД.

На рисунке 2 представлена типичная конструкция форсуночного узла для двигателей такого класса. Топливо через подающую трубку 11 поступает в кольцевой коллектор 10, из которого распределяется по форсункам (инжекционным трубкам) 1-9 из которых впрыскивается в испарительные трубки. Далее, начинаются процессы испарения и смешения.

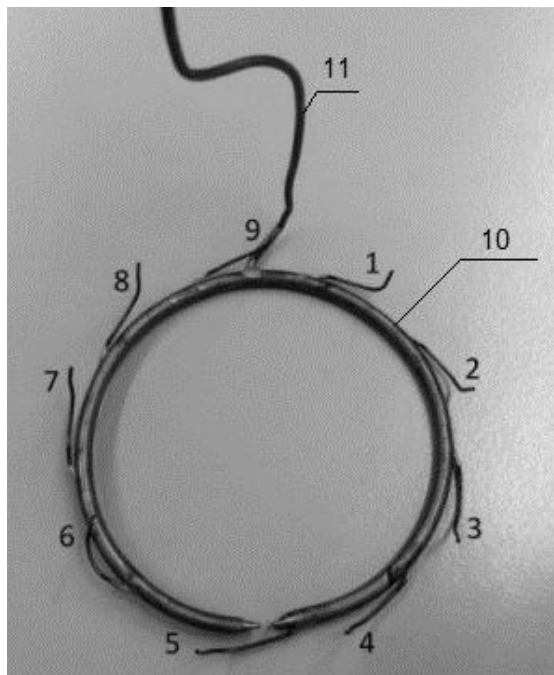


Рисунок 2. Топливный коллектор

Однако, такая конструкция имеет недостатки, основные из которых- несбалансированная подача топлива по всем форсункам и неточность позиционирования факела распыла топлива (несоосность форсунки и испарительной трубки). Эти недостатки возникают из-за того, что присутствуют неточности позиционирования деталей при монтаже узла. В результате возникает неравномерность испарения топлива, которая, в свою очередь, ведет к неравномерному полю горения в камере. В следствии рассмотренных недостатков, можно описать два случая испарения топлива.

Первый случай можно описать, предполагая, что факел распыла соосен с испарительной трубкой. В этом случае распыл поддерживается только потоком воздуха, проходящим через испарительную трубку, при этом тепло каплям жидкости передается только потоком воздуха. В следствии этого, большое количество капель покинет испарительную трубку без испарения.

Второй случай описывается тем, что типичных конструкциях форсуночного узла МГТД инжекционные трубки прижаты к испарительным, то есть факел распыла несоосен с испарительной трубкой. Топливо, покидая форсунку, попадает на поверхность испарительной трубки, нагретой горячим рабочим телом, и под действием потока воздуха из кольцевого канала и эффекта Бенара-Марангони, распределяется по ней в виде тонкой пленки. В этом случае испарение топлива происходит быстро, однако, из-за точечного воздействия может возникать неравномерность распыла или местный перегрев конструкции.

Для решения проблемы обеспечения качественного смесеобразования можно применить несколько методов, а именно:

- Интенсифицировать теплообмен между каплями жидкости и горячим газом путем внедрения в испарительную трубку турбулизаторов потока с целью улучшения перемешивания компонентов и испарительной трубке;
- Обеспечить закрутку потока на выходе из форсунок с целью равномерного распределения жидкого топлива по горячим стенкам испарительных трубок, однако в силу малых геометрических размеров форсунок (порядка 0,1...0,2 мм), реализация такого метода на данный момент очень трудна;
- Увеличить количество форсунок для обеспечения более равномерного окружного распределения топлива по сечению камеры. В существующих МГТД количество форсунок и испарительных трубок колеблется от 9 до 12, однако встречаются конструкции, имеющие всего 6 форсунок.

Наиболее предпочтительным ходом для решения проблемы неравномерности будет комбинация методов, например, использование турбулизаторов потока и увеличение числа форсунок.

Опираясь на описание процессов, протекающих в КС МГТД, можно сформулировать задачу для расчета. Она заключается в определении потребной площади поверхности испарительной трубки, достаточной для испарения жидкости, поступающей в нее с заданным расходом. Выдвигается следующее предположение: представить испарительную трубку и инжекционную трубку в ней как теплообменник типа «труба в трубе», в котором холодным теплоносителем является жидкое топливо, а горячим- горячий воздух, поступающий в испарительную трубку из камеры сгорания.

Для применения данной гипотезы необходимо принять ряд допущений, а именно:

- Рассматривается осредненное распределение температуры по всей длине испарительной трубки;
- Пренебрегается подмешивание вторичного воздуха из зоны смешения в камере сгорания;
- Рассматривается случай, когда распределение температуры воздуха по длине испарительной трубки постоянно, что можно принять из-за скорости протекания процессов в камере сгорания;
- Подразумевается, что факел распыла из форсунки соосен с испарительной трубкой и капли топлива испаряются только из-за теплообмена с воздухом.

Опираясь на эти допущения, на уже имеющиеся методики расчета [8-9] и ряд эмпирических данных была разработана математическая модель для расчета геометрии испарительных трубок как теплообменного аппарата типа «труба в трубе», которая представлена ниже

Скорость воздуха в камере сгорания:

$$V_{\theta} = \frac{G_{\theta}}{\rho_{\theta} \cdot F_{\text{канала}}} \quad (2)$$

Число Рейнольдса:

$$Re_{\theta} = \frac{V_{\theta} \cdot d_{mp}}{\nu_{\theta}} \quad (3),$$

где ν_{θ} - кинематическая вязкость воздуха при данной температуре.

При расположении «труба в трубе» и условии $Re_{\theta} \geq 10^4$ безразмерный коэффициент теплопередачи вычисляется по формуле:

$$Nu_{\theta} = 0.021 \cdot Re_{\theta}^{0.8} \cdot Pr_{\theta}^{0.43} \cdot \left(\frac{Pr_{\theta}}{Pr_{\theta cm}} \right)^{0.25} \quad (4)$$

Коэффициент теплоотдачи от газа к стенке трубки:

$$\alpha_{\theta} = \frac{Nu_{\theta} \cdot \lambda_{\theta}}{d_{mp}} \quad (5)$$

Средняя скорость керосина в трубке:

$$V_{\kappa} = \frac{G_{\kappa}}{\rho_{\kappa} \cdot F_{mp}} \quad (6)$$

Число Рейнольдса:

$$Re_{\kappa} = \frac{V_{\kappa} \cdot d_{вн}}{\nu_{\kappa}} \quad (7)$$

При условии для турбулентного течения $Re_{\kappa} \geq 10^4$ безразмерный коэффициент теплопередачи вычисляется по формуле:

$$Nu_{\kappa} = 0.021 \cdot Re_{\kappa}^{0.8} \cdot Pr_{\kappa}^{0.43} \cdot \left(\frac{Pr_{\kappa}}{Pr_{\kappa cm}} \right)^{0.25} \quad (8)$$

Коэффициент теплоотдачи от стенки трубки к керосину:

$$\alpha_{\kappa} = \frac{Nu_{\kappa} \cdot \lambda_{\kappa}}{d_{вн}} \quad (9)$$

Плотность теплового потока:

$$q = \frac{\bar{T}_g - \bar{T}_k}{\frac{1}{\alpha_g} + \frac{\delta_{cm}}{\lambda_{cm}} + \frac{1}{\alpha_k}} \quad (10)$$

Проверка температуры на стенке трубки:

$$\bar{T}_{cm} = \bar{T}_k + q \cdot \frac{1}{\alpha_k} \quad (11)$$

$$\bar{T} = \bar{T}_k - q \cdot \frac{1}{\alpha_g} \quad (12)$$

Количество аккумулируемого тепла, необходимого для нагревания керосина от температуры входа до температуры кипения:

$$Q_{нагр} = G_k \cdot c_k \cdot (\bar{T}_2 - \bar{T}_1) \quad (13)$$

Потребная поверхность нагрева:

$$F_{нов} = \frac{Q_{нагр}}{q} \quad (14)$$

Длина трубки:

$$L = \frac{F_{нов}}{\pi \cdot \left(\frac{d_{вн} + d_{нар}}{2} \right)} \quad (15)$$

Рассчитывая необходимую длину трубки, необходимо принимать во внимание следующий аспект: размер проточной части и объем камеры сгорания рассчитываются заранее при проектировании МГТД и накладывают определенные ограничения на размеры трубок. Это необходимо для того, чтобы не было загромождения проточной части камеры сгорания.

В силу применяемых допущений, эту задачу в такой постановке интересно рассмотреть как частный случай протекания процессов испарения топлива в камере сгорания МГТД и использовать результаты исследования при первоначальном проектировании МГТД.

Библиографический список

1. 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
2. Sher, I., Levinzon-Sher, D., Sher, E., 2009, "Miniaturization Limitations of HCCI Internal Combustion Engines", *Applied Thermal Engineering*, 29(2-3), pp. 400-411
3. Dunn-Rankin, D., Leal, E.M., Walther, D.C., 2005, "Personal Power Systems", *Progress in Energy and Combustion Science*, 31(5-6), pp. 422-465
4. Дмитриев Д.К., Модульная малоразмерная газотурбинная энергетическая установка весом 200 гр. [Текст] / Д.К. Дмитриев, А.В. Побелянский / «Молодёжь. Техника. Космос: труды XI Общероссийской научно-технической конференции» т.2 / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб; 2019 – с. 146-149
5. Sehra, A.K., Whitlow Jr., W., 2004, "Propulsion and Power for 21st Century Aviation, *Progress in Aerospace Sciences*, 40(4-5), pp. 199-235 Undergraduate Research Journal at UCCS 11 October 2010 Vol. 3.2
6. Epstein, A.H., Senturia, S.D., Al-Midani, O., et al., 1997, "Micro-Heat Engines, Gas Turbines and Rocket Engines—The MIT Microengine Project", *AIAA Paper 97-1773*, TwentyEighth AIAA Fluid Dynamics Conference
7. Fabian Fuchs, Vitus Meidinger, Nicolas Neuburger, et al., «Challenges in design very small jet engines- fuel distribution and automatization» *ISROMAC 2016*, April 10-15 2016.
8. Гараев, А. И. Расчет теплообменного аппарата для испарения керосина выхлопными газами ГТД / А. И. Гараев, А. В. Бакланов // Булатовские чтения. – 2020. – Т. 4. – С. 40-43. – EDN GSADVW.
9. Кулик, М. И. Прогрев и испарение капель жидкого топлива в потоке нагретого воздуха / М. И. Кулик // Вестник Харьковского национального автомобильно-дорожного университета. – 2007. – № 38. – С. 171-175. – EDN NUUAPV.

УДК 629.7.02

ВАРИАНТЫ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ СПАСЕНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

А.А.Топольницкий

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

В современной космонавтике ведутся дискуссии по поводу эффективности использования многоразовых ракет-носителей, их ступеней либо отдельных элементов конструкции. Ведущие в аэрокосмической сфере страны мира, такие как Китай, Россия, США, либо разрабатывают проекты ракета-носителей, претендующих на звание многоразовых либо частично многоразовых, либо уже имеются отдельные частично многоразовые РН. В Китае ведётся разработка многоразовой ракеты-носителя «Тяньсин-2», первый успешный испытательный полёт которой прошёл 31 августа 2021 года [1]. В России ведётся разработка как минимум двух многоразовых ракета-носителей –

РН сверхлёгкого класса «Иркут», которая, по словам Министерства обороны России, будет существовать в двух вариантах: одноразовом и многоразовом, и РН среднего класса «Амур-СПГ», которая должна после 2026 года прийти на замену всем ракетам из семейства «Союз-2» [2][3][4]. В то же время Россия ведёт разработку семейства носителей «Ангара» и вариант многоразового использования только рассматривается [5]. В США летают Falcon 9, первая ступень которых возвращается на землю. Помимо вышеупомянутых РН существуют и другие разрабатываемые частично многоразовые носители.

В большинстве проектов частично многоразовых ракет-носителей разработчики предлагают возвращать 1 ступень РН целиком. При этом на возвращение ступени требуется запас топлива, что в итоге приводит уменьшению массы выводимой нагрузки на орбиту. Так, на примере ракеты Falcon 9 FT, на низкую опорную орбиту максимальная выводимая масса составляет 22 800 кг в случае одноразового использования ракета-носителя и 16 250 кг в случае возвращения ступени, что составляет около 71,3% от максимально возможной выводимой массы [6].

Двигательная установка ракеты является одним из самых дорогих элементов ракеты. Многие современные ракетные двигатели либо разрабатываются с возможностью многократного применения, либо обладают потенциалом для этого – РД170, РД191, РД180, Raptor, Merlin 1D [7]. При таком подходе возникает идея обеспечить спасение не всей первой ступени, уменьшая при этом выводимую массу полезной нагрузки на 30%, а спасения только двигательной установки первой ступени. Значимую долю стоимости двигателя 1 ступени в общей цене ракеты можно подтвердить следующим образом. Известна приблизительная цена РН «Ангара 1.2» с учётом подготовки к пуску – 800 млн. рублей; известна удельная стоимость 1 кг ДУ 1-й ступени – 58 602 р, известно название ДУ и вес ДУ для данной РН – РД191, весом 2290 кг. Можно получить стоимость ДУ – 134 млн р., то есть 16,77%. Данные взяты из статьи [8], также авторы утверждают, что относительная стоимость послепускового обслуживания двигателя составляет 9% от его стоимости, и в итоге по результатам расчётов приходят к выводу, что при спасении ДУ 1 ступени можно снизить цену вывода 1 кг на орбиту 200 км с 10 000 долларов до 4 000 долларов.

Перед тем как приступить к описанию возможных вариантов конструкций, обеспечивающих возможности безопасно доставить двигатель первой ступени обратно на землю, необходимо кратко описать ту часть циклограммы полёта ракеты-носителя, которая будет общей для всех возможных конструкций по спасению двигателя. Рассматривается ракета-носитель тандемной схемы. За небольшой промежуток времени до старта происходит отсоединение ракеты от узлов наземного обслуживания, даётся команда на запуск, зажигание ДУ 1 ступени, выход ДУ на режим, освобождение ракеты от удерживающих опор и одновременно с этим отрыв ракеты от стартового стола, набор высоты. По окончании работы первой ступени происходит разделение ступеней.

Теперь необходимо обобщённо рассмотреть элементы конструкции, которые необходимы для обеспечения безопасного возвращения двигателя. К основным элементам можно отнести:

- защитный кожух вокруг двигателя, который будет принимать на себя механические и термические нагрузки при спуске на землю;
- устройство(-а) торможения, которое (-ые) позволят сбросить скорость при спуске до значений, при которых будет обеспечена безопасная посадка всей конструкции;
- устройство отделения двигательной установки от ступени, поскольку оставшиеся составляющие ступени не планируются использоваться многократно, потому не спасаются;

Тогда оставшуюся часть циклограммы полёта можно кратко представить следующим образом. Произошло разделение ступеней, в составе ракеты-носителя начинает работать 2 ступень, по окончании её работы происходит либо разделение ступеней при наличии 3 ступени у РН, либо отделение полезной нагрузки. При этом для ДУ первой ступени циклограмма выглядит по-другому – произошло разделение ступеней, через небольшой промежуток времени происходит разделение ДУ от оставшейся части ступени, спуск и торможение ДУ, посадка. Оставшаяся часть ступени осуществляет неконтролируемое падение.

Рассмотрим более детально различные варианты конструкций, позволяющих обеспечить безопасное возвращение двигателя. Концептуально можно представить два основных варианта конструкции для спасения:

1. Система представляет собой конструкцию в форме усечённого конуса с теплозащитой. Внутри располагается полезная нагрузка, то есть двигатель, и система торможения;

2. Система представляет собой конструкцию обтекаемой формы и по сути является беспилотным летательным аппаратом. В состав входит полезная нагрузка, органы управления, посадочное устройство, устройство торможения.

Рассмотрим систему 1. Система отделение и крепления конструкции будет рассмотрена отдельно ниже. Подобная система достаточно подробно расписана в патенте RU142981 U1 [9], представленная на рисунке 1.

Для такой конструкции необходимо рассчитать массу тормозной системы, массу тепловой защиты. Тормозная система состоит из парашюта и двух РДТТ либо из парашюта и пневмоподушки. Рассмотрим систему из парашюта и РДТТ. В указанном выше патенте подробно расписана методология расчёта параметров РДТТ: высоты включения, время работы, необходимая масса топлива. Также приведены формулы для расчёта массы всей тормозной системы. Чтобы обеспечить посадку мягкой вдобавок к РДТТ в конструкции необходим или пневмомортизатор, рассмотренный, например, в [10] или посадочные опоры, модели расчёта которых можно найти в [11] или [12]. Расчёты массы тепловой защиты базируется на следующих начальных данных:

- Масса капсулы, состоящая из массы ПН (двигателя), массы системы торможения, массы системы посадки;
- Скорость отделения капсулы от 1 ступени РН;
- Высота точки траектории, в которой происходит разделение;
- Значение коэффициента лобового сопротивления C_x капсулы;
- Площадь поперечного сечения капсулы;
- Начальный угол между вектором скорости и горизонтом.

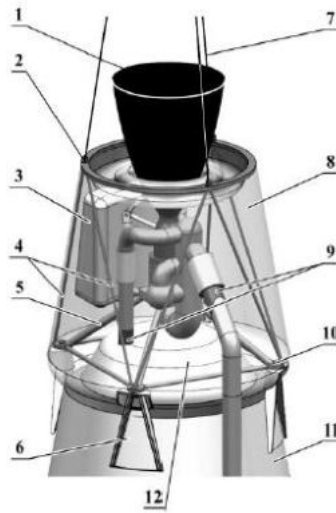


Рисунок 1. Состав системы спасения: 1 – ракетный двигатель; 2 – узлы крепления парашютных канатов; 3- парашютный отсек; 4 – силовые детали парашютной подвески; 5 – силовая рама двигателя; 6 – кронштейн крепления к ракете; 7 – парашютный канат; 8 – периферийный кожух капсулы ракеты; 9 – отсечные клапаны; 10 – пироболт; 11 – топливный бак первой ступени; 12 – отсек посадочного модуля.

Далее с помощью вычислительных программ можно рассчитать зависимость скорости и высоты от времени при спуске. Производится расчёт теплового потока на лобовую поверхность, высчитываются параметры и масса оболочки. Далее необходимо прибавить массу оболочки к массе капсулы и провести повторный расчёт с целью учёта массы оболочки в общей массе капсулы. Таким образом, можно для данной системы составить несложное И-ИЛИ дерево. Закрашенные точки соответствуют логической операции «И», пустые – «Или»:

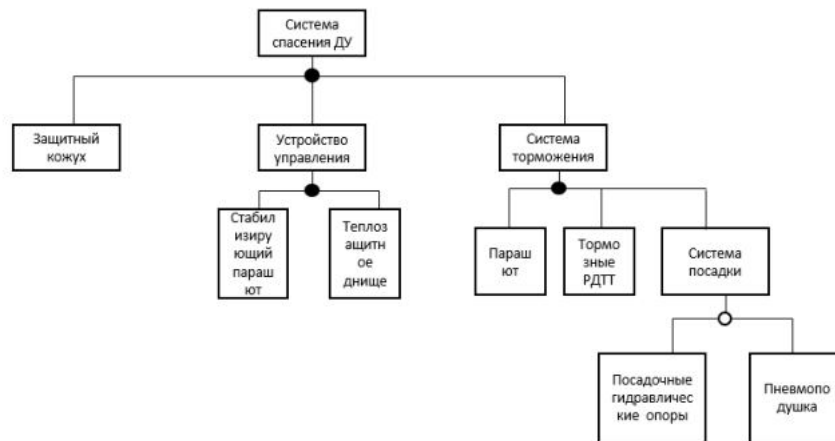


Рисунок 2. И-ИЛИ дерево для рассматриваемого варианта конструкции спасения ДУ

Вышеописанная система хороша тем, что её итоговая масса является не столь значимой в сравнении с массой двигательной установки, а масса полезной нагрузки, выводимая ракетой-носителем, уменьшится не более, чем на 5% для РН «Ангара». Главным недостатком данной системы является то, что после посадки необходимо двигатель каким-то образом доставить на космодром или на специализированные предприятия, где будет проведена проверка систем двигателя. От данного недостатка может помочь избавиться второй вариант конструкции спасения двигателя по патенту RU2479469 C1 [13], представляющий собой беспилотный летательный аппарат.

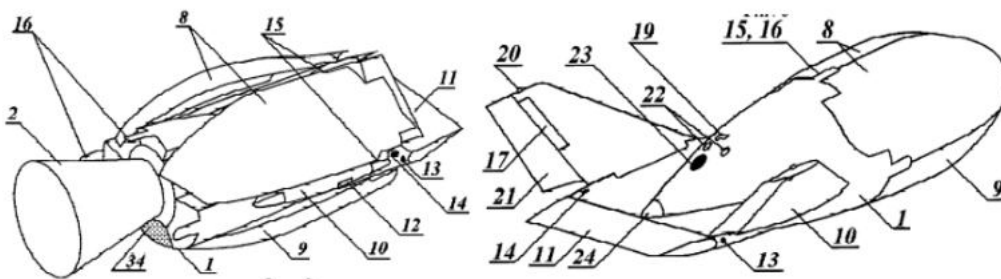


Рисунок 3. Состав системы спасения: 1 – корпус космолана, 2 – сопло ЖРД, 8 – верхняя теплозащитная створка головного обтекателя, 9 – нижняя теплозащитная створка головного обтекателя, 10 – поворотная консоль крыла, 11 – центральный аэродинамический руль, 12 – боковой узел сопряжения с силовым элементом, 13 – сопло реактивной системы управления курсового канала, 14 - верхнее сопло РСУ каналов тангажа/крена, 15 – точки размещения фиксаторов, 16 – точки размещения

подтягивающих замков, 17 – интерцептор, 22 – разрывной разъём сопряжения с топливной магистралью, 34 – жаростойкий носовое покрытие.

При наборе высоты ЖРД ступени работает, теплозащитные створки убраны и закреплены замками, крылья находятся в сложенном положении. Данные элементы смещены ближе к камере сгорания, чтобы обеспечить штатную работу ЖРД и чтобы использовать более узкую часть двигателя для размещения конструкции. В конструкции используется 2 верхних теплозащитных створки и одна нижняя. После разделения конструкции с остальной частью первой ступени и после отпиливания замков с помощью шарнирных механизмов происходит смещение створок в сторону среза сопла и в итоге обеспечивается закрытое положение створок, фиксации которых в таком положении способствуют замки. При планировании управление осуществляется с помощью аэродинамических и реактивных органов управления. Летательный аппарат осуществляет управляемый спуск, при подлёте к посадочной полосе происходит выпуск шасси и осуществляется посадка беспилотного летательного аппарата.

Массу подобной конструкции можно оценить по следующему алгоритму. В качестве полезной нагрузки для такого беспилотного летательного аппарата выступает ракетный двигатель. Если этот двигатель существует, то его масса известна; если же рассматривается ситуация, при которой есть полезная нагрузка, известна высота орбиты вывода, то с помощью различных пакетов прикладных программ можно сформировать облик ракеты-носителя и по результатам работы программы определить массу двигателя, который способен обеспечить доставку груза и спасение которого не осуществляется. Когда будет известна масса двигателя, выступающего полезной нагрузкой, можно поступить следующим образом: поскольку известна масса ПН и известен класс ЛА - БПЛА, то можно найти среднюю долю массы ПН от общей массы БПЛА. Далее определить примерную полную массу БПЛА, сравнив по характеристикам с похожими действующими образцами техники, построить картину, изображённую на рисунке 4 (по горизонтальной оси полная масса БПЛА, по вертикальной – сухая масса), построить некую среднюю кривую и по полной массе приблизительно определить сухую массу БПЛА. Далее необходимо снова с помощью пакета вычислительных программ получить облик ракеты, только в этот раз с учётом той массы системы спасения двигателя, которая была получена на предыдущем шаге. Таким образом можно будет найти близкую к окончательной массу ДУ. Масса конструкции БПЛА и её отдельных элементов может уточняться, потому процесс поиска массы ДУ лучше проводить несколько раз.

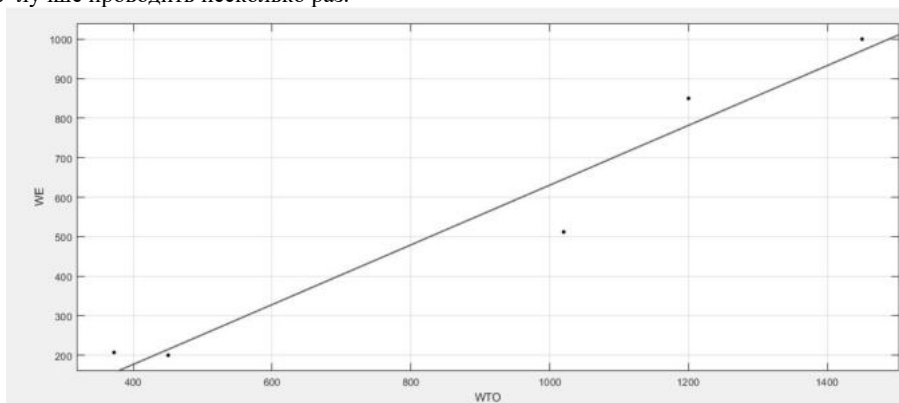


Рисунок 4. Зависимость сухой массы летательного аппарата класса БПЛА от стартовой массы

Необходимо также рассмотреть крепление всей конструкции к остальной части ступени и процесс разделения. В качестве элементов крепления системы спасения к корпусу ступени могут выступать пирозамки, пироболты, удлинённые кумулятивные заряды, пиротолкатели, пружинные толкатели. Наиболее предпочтительным является использование нескольких пружинных толкателей с пружиной сжатия по ряду причин: 1) такие толкатели обладают практически 100% надёжностью; 2) в процессе срабатывания пружинных толкателей происходит мягкое и безударное нагружение элементов ЛА; 3) у таких толкателей небольшой разброс по развиваемой работе, причём разброс можно уменьшить селективным подбором пружин; 4) характеристики таких толкателей воспроизводимы в предполётной отработке, они дешевле в производстве и просты в проектировании [14]. Методика расчёта параметров толкателя также приведена в источнике. Герметичность топливных магистралей после разделения можно обеспечить отсечными клапанами известных конструкций.

Наконец, необходимо кратко упомянуть некоторые элементы конструкции ЖРД, которые должны быть подвержены испытаниям после возвращения двигателя на землю [15]. Среди таких испытаний можно выделить проверку на герметичность смесительной головки КС и самой КС, проверку надёжности уплотнений, герметичности стыков, надёжности крепления лопаток к диску турбины для турбонасосного агрегата, проверку прочности лопаток на изгиб и другие испытания.

На данный момент поставлена задача определения массы конструкции системы спасения двигателя в виде беспилотного летательного аппарата и расчёт её составных элементов, чтобы впоследствии можно было провести сравнительный анализ двух систем спасения.

Библиографический список

1. Войтюк А., Состоялся первый успешный испытательный полёт многозаровой китайской ракеты-носителя «Тяньсинь-2» [Электронный ресурс] // N+1: URL: <https://nplus1.ru/news/2021/08/31/china-rocket> (дата обращения 04.04.2022);
2. Пятницкая С., Минобороны показало, как будет выглядеть новая российская сверхлёгкая ракета-носитель «Иркут» [Электронный ресурс] // Комсомольская правда: URL: <https://www.kp.ru/online/news/4471098/> (дата обращения 04.04.2022);
3. Чижевский А., Не просто инженерное чудо. Роскосмос ведёт разработки многозаровых ракет, в т.ч. Амур-СПГ [Электронный ресурс] // Деловой журнал «Neftegaz.ru»: URL: <https://neftgaz.ru/news/aviatehnika/719477-inzhenernoe-chudo-roskosmos-vedet-razrabotki-mnogozarovykh-raket-v-t-ch-amur-spg/> (дата обращения 04.04.2022);

4. ТАСС, В Роскосмосе заявили, что многоразовая метановая ракета заменит действующие «Союзы-2» https://tass.ru/kosmos/9629833?utm_source=ru.wikipedia.org&utm_medium=referral&utm_campaign=ru.wikipedia.org&utm_referrer=ru.wikipedia.org (дата обращения 04.04.2022);
5. Фетисов В., Rogozin допустил создание версии ракеты «Ангара» с многоразовой первой ступенью [Электронный ресурс] // 3DNews Daily Digital Digest: URL: <https://3dnews.ru/1058716/roskosmos-sozdast-versiyu-raketi-angara-s-vozvrashchaemimi-blokami> (дата обращения 04.04.2022);
6. Статья в википедии о РН «Falcon 9», URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Falcon_9 (дата обращения 04.04.2022);
7. Лавочкин П., Главный конструктор НПО Энергомаш: мы готовы поставлять многоразовые двигатели для российских ракет [Электронный ресурс] // Интерфакс: URL: <https://www.interfax.ru/interview/657834> (дата обращения 04.04.2022);
8. Белянин Д.Г., Грибакин В.А., Оценка технико-экономического эффекта применения многоразовых элементов конструкции ракет-носителей // Труды военной-космической академии имени А.Ф. Можайского, СПб, 2018, С. 138-145. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=34972956>;
9. Ткач В.В., Милов А.Е., Система спасения ракетных двигателей, патент RU 142981 U1, доступен по URL: https://yandex.ru/patents/doc/RU142981U1_20140710 (дата обращения 26.02.2022);
10. Сейдагалиев М.К., Абилдаева К.Ж., Способ удешевления пусков семейства РН «Ангара» путём повторного использования двигателя первой ступени // Технические науки – от теории к практике, №11 (47), 2015 г, URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sposob-udeshevleniya-puskov-semeystva-rn-angara-putyom-povtornogo-ispolzovaniya-dvigatelya-pervoy-stupeni/viewer> (дата обращения 15.03.2022);
11. Dongliang W., Qifeng C., A Landing Buffer System for vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle // China, 2011 г, URL: <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2019-0069.pdf>
12. Zhang M., Xu Dafu, Yue S., Tao H., Design and dynamics analysis of landing gear system in vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle, URL: https://www.researchgate.net/publication/328174544_Design_and_dynamic_analysis_of_landing_gear_system_in_vertical_takeoff_and_vertical_landing_reusable_launch_vehicle
13. Рябуха Н.Н., Планирующий космический аппарат (варианты) со створчатым головным обтекателем и способ управления его возвращением на аэродром, патент RU2479469 C1, доступен URL: <https://patents.google.com/patent/RU2479469C1/ru> (дата обращения 25.03.2022);
14. Охочинский М.Н., Системы разделения в ракетной технике. Ч.2. Системы отделения полезных нагрузок и обтекателей: учебное пособие / М.Н. Охочинский, К.А. Афанасьев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2013. – 55 с.;
15. Вагнер И.В., Дмитриева А.А., Охочинский М.Н., Три аспекта создания частично-многоразовых ракет-носителей // Инновации, 2020 г., С 22-29.

УДК 623.462.12

ВЛИЯНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО СТАРТА ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ВРЕМЯ ПОЛЕТА И ОБЩУЮ МАССУ СИСТЕМЫ

Е.А. Рыбенко

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

В последние годы ведущие страны мира акцентируют внимание на создании систем, способных решать локальные и глобальные задачи мобильно и быстро. Одним из направлений такой деятельности является исследование возможностей высокоскоростного (гиперзвукового) полета. Такие летательные аппараты (ВЛА) сочетают в себе преимущества межконтинентальных баллистических ракет и стратегической авиации, обладают высокой оперативностью, гибкостью боевого применения, скрытностью действий.

К настоящему времени основные успехи в освоении гиперзвуковых технологий США достигнуты в ходе реализации программ ГЛА Х-43А, Х-51А, HyFly, Falcon — HyCAUSE, HiFire, Histed, RATTLRS, Common-Hypersonic Glide Body. (программа С-HGB). Программы ARRW (ракетный комплекс AGM-183А) и НАСМ (комплекс крылатой ракеты Hypersonic Attack) имеют значительное финансирование на 2022-2023 годы. Необходимо отметить и отечественные ракеты «Кинжал», «Циркон».

Однако, в этом направлении существует множество нерешённых проблем. В данной работе исследуется одна из задач: выбор способа доставки полезного груза до заданной цели.

Возможны два различных варианта указанной доставки:

1. с помощью высокоскоростного летательного аппарата, летящего на постоянной высоте. Высота выбирается достаточно большой для уменьшения тепловых и силовых воздействий на ВЛА, но на которой уверенно работает сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (СПВРД) и плотность воздуха ещё достаточна для аэродинамики летательного аппарата;

2. с помощью двухступенчатой твёрдотопливной баллистической ракеты (БР).

Каждый из этих вариантов имеет свои достоинства и недостатки. В первом случае недостатки - это остающиеся большие тепловые и силовые нагрузки на аппарат, проблемы работы СПВРД в условиях пониженной концентрации кислорода воздуха, большое (даже при использовании сверхзвуковой скорости) время полёта. Во втором – уязвимость БР для ПРО и ПВО вероятного противника.

Поэтому в данной работе рассматривается компромиссный вариант, в котором сделана попытка использовать преимущества двух указанных способов доставки полезного груза и уменьшить их недостатки. Исследование проводится на конкретном примере.

Сравниваются два возможных варианта подобной доставки полезной нагрузки 300 кг на дальность не менее 3000 км:

1. высокоскоростной летательный аппарат (ВЛА), который выводится на высоту маршевого участка 28 км с помощью стартовой ступени. Эта ступень обеспечивает разгон ракеты, используя твёрдотопливный однокамерный ракетный двигатель. В дальнейшем полёт проходит на указанной высоте 28 км. Траектория этого варианта полёта представлена на рисунке 1;

2. аэробаллистическая ракета (АБР), имеющая два участка траектории: баллистический и маршевый. ВЛА, являясь полезным грузом АБР, выводится на маршевый участок, используя баллистическую траекторию. Далее ВЛА

продолжает полёт на высоте маршевого участка 28 км. Причём длина этого участка - не менее 500 км. Траектория указанного варианта полёта представлена на рисунке 2.

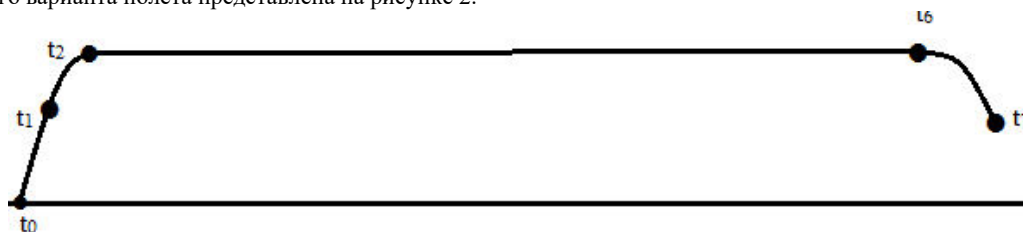


Рисунок 1 "Траектория ВЛА для первого варианта"

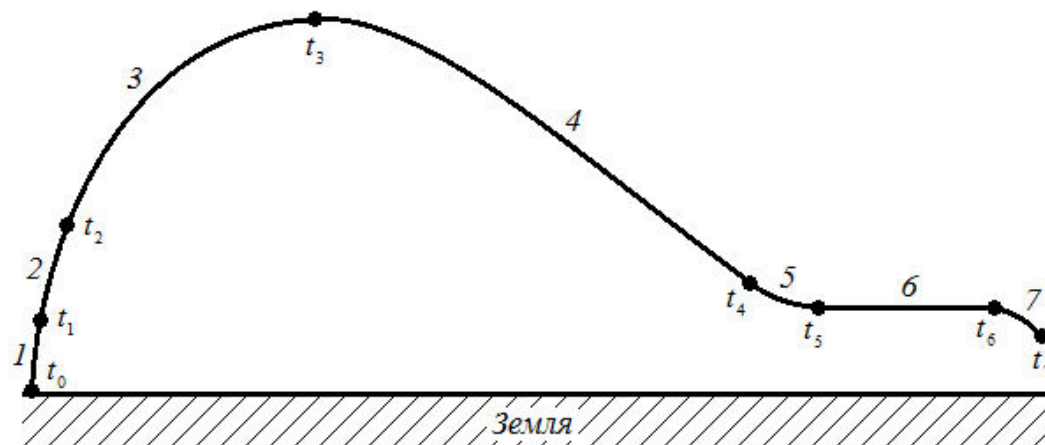


Рисунок 2 "Траектория АБР (БР+ВЛА) для второго варианта"

В первом случае ВЛА почти всю свою траекторию движется с постоянной скоростью и на постоянной маршевой высоте. Во втором случае на первых 2500 км реализуется баллистическая траектория, переходящая в траекторию маршевого участка. ВЛА летит на необходимой высоте полёта только последние 500 км, что необходимо для маневра с целью защиты от противоракетной обороны противника и выхода на цель. Ниже приводятся результаты исследования данных вариантов доставки полезного груза до цели. Сравнение проводится по двум характеристикам: полное время полета и стартовая масса летательного аппарата. Возможны другие важные критерии сравнения рассматриваемых вариантов (например, стоимость-эффективность), но в данной работе это не рассматривается.

На первом этапе исследования осуществлялся синтез облика ВЛА для дальностей 3000 км и 500 км соответственно. Прототипом для решения поставленной задачи был выбран ГЛА "X-51 А". Хотя недавно этот проект США закрыт, но многие решения, полученные в ходе его разработки, используются в других ныне действующих проектах. По данному гиперзвуковому летательному аппарату имеется большое количество информации о конструктивно-компоновочной схеме, материалах, ТТХ и т.д. [1, 2].

Основные ТТХ ГЛА "X-51 А"

Длина ЛА	7,93 м
Стартовая масса	1600 кг
Стартовая масса маршевой ступени	650 кг
Масса боевой части (БЧ)	68 кг
Дальность полёта	1200 км
Высота полёта	25-30 км
Скорость полёта	6-7 М

Ставилась и решалась задача нахождения оптимального облика ВЛА. При этом использовался метод случайного поиска (метод В.В. Шкварцова). В качестве целевой функции задачи оптимизации принималась стартовая масса ВЛА, которую необходимо минимизировать. При этом используются следующие условия полёта:

1. масса полезного груза ГЛА - 300 кг;
2. высота полёта - 28 км;
3. скорость полёта - 5М.

Принималось, что ВЛА выполнена по нормальной аэродинамической схеме, в качестве двигательной установки для маршевой ступени был выбран сверхзвуковой воздушно-реактивный двигатель (СПВРД). Использовалось обычное углеводородное топливо.

Была выбрана следующая конструктивно-компоновочная схема данного летательного аппарата:

1. приборный отсек;
2. отсек боевой части;
3. бак горючего;
4. маршевый двигатель;
5. хвостовой отсек.

В качестве ограничений второго рода использовались условия

- дальность полёта не менее соответственно 3000 км и 500 км.;

- длина ВЛА - не более 10 м. Последнее ограничение связано с тем, что ВЛА планируется запускать с уже действующих пусковых установок (ПУ). Так, в качестве примера, была выбрана ПУ ЗС-14 для противокорабельных ракет "Калибр", длина которой 10 м.

Использовались следующие варьируемые параметры:

1. площадь передней несущей поверхности (ПНП);
2. удлинение ПНП;
3. сужение ПНП;
4. угол стреловидности ПНП;
5. относительная координата корневой хорды ПНП;
6. площадь задней несущей поверхности (ЗНП);
7. угол стреловидности ЗНП;
8. относительная координата корневой хорды ЗНП.

Второй этап исследования - синтез облика аэробаллистической ракеты для уже разработанной ВЛА с дальностью полёта в 500 км. Здесь, в задаче оптимизации, в качестве целевой функции, как и в случае с ВЛА, принималась стартовая масса изделия.

Условия старта:

1. начальная высота - 0 км;
2. начальная скорость - 0 м/с;
3. начальный угол тангажа - 90 градусов.

В качестве ограничений второго рода использовались условия:

- дальность полёта не менее 2500 км;
- длина АБР - не более 10 м.

В ходе исследования рассматривалось два варианта АБР: одноступенчатый и двухступенчатый. Проведя сравнительный расчет, оказалось, что при использовании двух ступеней, стартовая АБР значительно меньше по массе, чем при использовании одной ступени. Поэтому выбор пал на двухступенчатую ракету с последовательным соединением ступеней (тандем). Обе ступени используют ракетный двигатель твердого смесового топлива (РДТТ).

Конструктивно-компоновочная схема данной двухступенчатой ракеты:

1. головной отсек;
2. устройство отделения головной части;
3. приборы управления;
4. приборный отсек;
5. заряд твёрдого топлива второй ступени;
6. РДТТ второй ступени;
7. межступенной отсек;
8. заряд твёрдого топлива первой ступени;
9. РДТТ первой ступени;
10. хвостовой отсек.

Варьируемые параметры:

1. относительная масса топлива первой ступени;
2. тяговооруженность первой ступени;
3. давление в камере сгорания первой ступени;
4. давление на срезе сопла РДТТ первой ступени;
5. относительная масса топлива второй ступени;
6. тяговооруженность второй ступени;
7. давление в камере сгорания второй ступени;
8. угол между скоростью и горизонтом конца активного участка.

Расчеты проводились с помощью [3-6]:

- пакета прикладных программ ППП САПР А1 противокорабельных ракет и
- САПР баллистических ракет и ракет-носителей СПР БР и РН А1

В итоге были получены результаты, представленные в таблице ниже.

Таблица 1 " Результаты исследования"

	Время полета, с	Общая масса, кг
ВЛА(3000 км)	2030	27425
АБР(БР+ВЛА) (2500 + 500 км)	898	7182

По результатам исследования можно сделать следующие выводы:

1. минимальная масса в 7182 кг достигается при использовании АБР;
2. минимальное время полёта, равное 898 с. получается также при использовании АБР.

При этом при использовании АБР, ВЛА имеет достаточно протяжённый маршевый участок, на котором остаётся возможность манёвра с целью защиты от ПВО и ПРО противника и выхода на цель.

Подводя итог, можно отметить, что применение стартовой АБР дало выигрыш по времени на 1132 секунды и выигрыш по массе на 20243 кг по сравнению с полётом ВЛА на 3000 км.

Библиографический список

1. Балмина Р.В., Губанов А.А., Иванькин М. А., Лапинский Д. А.. Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения. Новости зарубежной науки и техники. Серия: авиационная и ракетная техника. (Обзоры и рефераты по материалам иностранной печати). ЦАГИ имени проф. Н. Е. Жуковского; Выпуск 1 - 2 (1821 - 1822). 2012 г.
2. X-51A гиперзвуковой летательный аппарат [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://testpilot.ru/usa/boeing/x/51>. Дата обращения - 12.11.2021
3. Исаков А.Л. Пакет прикладных программ САПР БР и РН КЛА. Учебное пособие / БГТУ - СПб., 2014 - 110с.
4. Шкварцов В.В. Алгоритм оптимального проектирования. Учебное пособие / БГТУ - СПб., 2014 - 66с.
5. Бызов Л.Н. Пакет прикладных программ САПР противокорабельных ракет. Учебное пособие/БГТУ-СПб.,2015.-107с.

УДК 62-97/-98

ВЛИЯНИЕ НАЧАЛЬНОГО ПОДРАКЕТНОГО ОБЪЕМА НА ПАРАМЕТРЫ ЗАПУСКА ОБЪЕКТА ИЗ КОНТЕЙНЕРА ПРИ ПОМОЩИ ПОРОХОВОГО АККУМУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ

Е.А. Кожевникова

Научный руководитель – доцент, к.т.н. Синильщиков В.Б

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

Минометный старт основывается на запуске объекта из контейнера за счет давления, создаваемого в подракетном объеме пороховым аккумулятором давления (ПАД). Топлива, которые используют в качестве заряда для ПАД, имеют нижний и верхний пределы давления для устойчивого горения. Заряд представляет собой моноблок, бронированный по наружным и торцевым поверхностям. Горящими поверхностями являются внутренняя поверхность канала. В ПАДе располагается заряд основного топлива и заряд воспламенителя. После поджигания воспламенителя основной заряд нагревается до температуры, необходимой для устойчивого горения. После достижения данного давления заряд начинает гореть по всей расчетной площади и создавать давление в подракетном объеме. В результате горения основного заряда выбивается мембрана, соединяющая ПАД с подракетным объемом. Газ из ПАД поступает в подракетный объем, где совершает работу по разгону объекта. Отметим, что оптимальным законом движения из транспортно-пускового контейнера (ТПК) является движение при постоянном ускорении, равном предельно допустимому для объекта. При этом скорость изделия увеличивается линейно и на выходе принимает максимальную величину при заданных значениях на продольные перегрузки. Следовательно желательно поддерживать постоянное давление в подракетном объеме. Бывают случаи, когда на начальном этапе горения происходит заброс давления в подракетном объеме, а следовательно и заброс ускорения. Причиной этому служит невозможность линейного увеличения газоприхода. Одним из способов устранения данного заброса является увеличение начальной величины подракетного объема. В некоторых случаях для ограничения давления в ПАД в конце разгонного участка целесообразно подобрать заряд таким образом, чтобы он сгорел, когда объект еще не вышел из ТПК. Небольшое падение давления не сильно сказывается на работу системы. В противном случае скорость объекта значительно снизится.

В данной статье приводится математическая модель запуска объекта при помощи порохового аккумулятора давления. Задаются требования по скорости выхода изделия и предельные продольные перегрузки. Рассмотрен вариант с исходными данными параметров ПАД, а также с уточненными данными. Также приведена зависимость параметров системы от начального подракетного объема.

Расчетная схема запуска объекта представлена на рисунке 5. В расчете индексом 1 будем отмечать параметры, относящиеся к ПАД, 2 – к подракетной области и 12 – к критическому сечению ПАД.

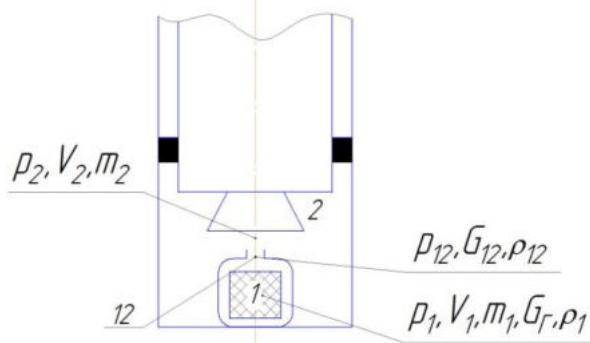


Рисунок 5 – Расчетная схема запуска объекта.

Рассмотрим основные допущения для расчета. Газовая система разбивается на два объема: объем ПАД V_1 и подракетный объем V_2 (рисунок 1). В объемах присутствует смесь из трех веществ: продукты сгорания воспламенителя, основное топливо и воздух. Примем допущение, что значения параметров воздуха равны параметрам продуктов сгорания (ПС) воспламенителя. Таким образом будет рассматриваться двухкомпонентная смесь "воздух - продукты сгорания основного топлива". Погрешность от данного допущения будет незначительна. Известно, что показатель адиабаты воздуха меняется с увеличением температуры. Наличие воздуха влияет на параметры системы на начальном этапе работы, когда температура газов не достигла максимального значения. В дальнейшем при достижении максимума температуры воздуха становится мало и он перестает влиять на процесс. Поэтому допустимо считать коэффициент адиабаты воздуха постоянным. Теплотери и потери напора учитываются коэффициентами ϕ и μ соответственно. Ход объекта равен длине ТПК. Еще допущением служит отказ рассмотрения смешения пороховых газов с воздухом. При этом в начальный момент времени температура и давление пороховых газов равны температуре и давлению окружающей среды.

Опишем основные требования, предъявляемые к запуску объекта:

1. Скорость объекта на выходе из ТПК $v_r \geq 25 \text{ м/с}$;
2. Допустимое продольное ускорение объекта $a_r = 4 \cdot g$;
3. Путь движения объекта в ТПК равен длине объекта.

В качестве исходных данных взяты характеристики топлива НМ-2 [1], параметры изделия и ТПК, а также коэффициент тепловых потерь и напора. Данные значения представлены ниже.

1. Плотность $\rho_{тв} = 1600 \text{ кг/мм}^3$;
2. Скорость горения $u_{тв} = 9,06 \text{ мм/с}$;
3. Давление для скорости горения заряда $p_{тв} = 7 \text{ МПа}$;

4. Температура горения $T_r = 2350\text{K}$;
5. Коэффициент адиабаты $k = 1,24$;
6. Газовая постоянная $R = 355 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{K})$;
7. Давление устойчивого горения, $p_{\min} = 3 \text{ МПа}$;
8. Показатель степени в законе горения $n = 0,6$;
9. Тепловые потери $\varphi_{12} = 0,9$;
10. Коэффициент расхода $\mu = 0,9$;
11. Диаметр ТПК $D_{\text{ТПК}} = 1 \text{ м}$;
12. Площадь ТПК $F_{\text{ТПК}} = 0,785 \text{ м}^2$;
13. Длина объекта $L = 10 \text{ м}$;
14. Масса объекта $m_p = 10 \text{ т}$;
15. Начальная температура ПС $T_{10} = 1700 \text{ К}$;
16. Температура окружающей среды $T_n = 293 \text{ К}$;
17. Давление окружающей среды $p_n = 0,1 \text{ МПа}$;
18. Подракетный объем $V_{20} = 1 \text{ м}^3$;

Параметры ПАД являются варьируемыми. Начальные исходные данные ПАД представлены в таблице .

Таблица 1 – Исходные данные ПАД

Начальная площадь горения $F_{r0}, \text{ м}^2$	0,33
Диаметр отверстий в шашке $d_{r0}, \text{ мм}$	14,5
Толщина сгоревшего слоя $\epsilon, \text{ мм}$	9,65
Площадь проходного сечения ПАД, $F_{12}, \text{ м}^2$	$14,3 \cdot 10^{-4}$
Свободный объем ПАД $V_{10}, \text{ м}^3$	0,022

Истечение из объема в объем рассчитываются по формулам изэнтропического течения газа через отверстия. Запуск объекта описывается следующими дифференциальными уравнениями (т 2):

Таблица 2 – Дифференциальные уравнения

Изменение массы газов в объеме V_1 :	$\dot{m}_1 = G_r - G_{12}$,	(1)
Изменение массы газов в объеме V_2 :	$\dot{m}_2 = G_{12}$	(2)
Изменение энергии газовой среды в объеме V_1 :	$\dot{E}_1 = G_r \cdot c_p \cdot T_r - G_{12} \cdot c_p \cdot T_1$	(3)
Изменение энергии газовой среды в объеме V_2 :	$\dot{E}_2 = G_{12} \cdot c_p \cdot T_{12} - p_2 \cdot v \cdot F_{\text{ТПК}}$	(4)
Изменение объема V_1 :	$\dot{V}_1 = u_r \cdot F_r$	(5)
Изменение толщины сгоревшего слоя заряда:	$\dot{s}_r = u_r$	(6)
Ускорение объекта:	$a_r = \frac{R_{06}}{m} - g$	(7)
Скорость объекта:	$\frac{dv_r}{dt} = a_r$	(8)
Перемещение объекта:	$v_r = \frac{dy}{dt}$	(9)

Величины, входящие в дифференциальные уравнения, рассчитываются по следующим формулам (т 3):

Таблица 3 –Алгебраические уравнения

Удельные теплоемкости газа при постоянных объеме и давлении	$c_v = \frac{R}{k - 1}, c_p = k \cdot c_v$	(10)
Температура воздуха в ПАД	$T_1 = \frac{E_1}{c_p \cdot m_1}$	(11)
Температура в подракетном объеме	$T_2 = \frac{E_2}{c_p \cdot m_2}$	(12)
Давление в ПАД	$p_1 = \frac{m_1 \cdot R \cdot T_1}{V_1}$	(13)
Подракетный объем	$V_2 = V_{20} + F_{\text{ТПК}} \cdot y$	(14)
Давление в подракетном объеме	$p_2 = \frac{m_2 \cdot R \cdot T_2}{V_2}$	(15)
Скорость горения заряда	$u_r = u_{r0} \cdot \left(\frac{p_1}{p_{r0}}\right)^n$	(16)
Площадь горения заряда	$F_r = F_{r0} \cdot \left(1 + \frac{2 \cdot s_r}{d_{r0}}\right)$	(17)
Газоприток при горении	$G_r = \rho_r \cdot u_r \cdot F_r$	(18)
Плотность массы газов в ПАД	$\rho_1 = \frac{m_1}{V_1}$	(19)
Плотность газа (с учетом теплопотерь)	$\rho_{1\text{тепл}} = \frac{\rho_1 \cdot T_1}{(\varphi_{12} \cdot T_1 + (1 - \varphi_{12}) \cdot T_n)}$	(20)

Плотность газа в подракетном объеме	$\rho_{12} = \rho_{1г} \cdot \left(\frac{p_{12}}{p_1}\right)^{1/k}$	(21)
Давление в критическом сечении	$p_{12}^* = p_1 \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{k/(k-1)}$	(22)
Давление в критическом сечении ПАД	$p_{12} = \max(p_{12}^*, p_2)$	(23)
Скорость газа в критическом сечении	$u_{12} = \sqrt{\frac{2 \cdot k \cdot p_{12}}{(k-1) \cdot \rho_{1г}} \cdot \left(1 - \left(\frac{p_{12}}{p_1}\right)^{k-1/k}\right)}$	(24)
Расход через критическое сечение	$G_{12} = \rho_{12} \cdot u_{12} \cdot F_{12} \cdot \mu$	(25)
Температура торможения в критическом сечении (с учетом теплопотерь)	$T_{12} = \varphi_{12} \cdot T_1 + (1 - \varphi_{12}) \cdot T_H$	(26)
Усилие отделения объекта от подвижных частей	$R_{об} = (p_2 - p_H) \cdot F_{ТПК}$	(27)

Произведем расчет запуска изделия с исходными данными для ПАД из таблицы .В качестве параметров запуска будем рассматривать перемещение, скорость и ускорение объекта, а также давление в камера сгорания (КС) ПАД и в подракетном объеме. Результаты представлены на рисунке .

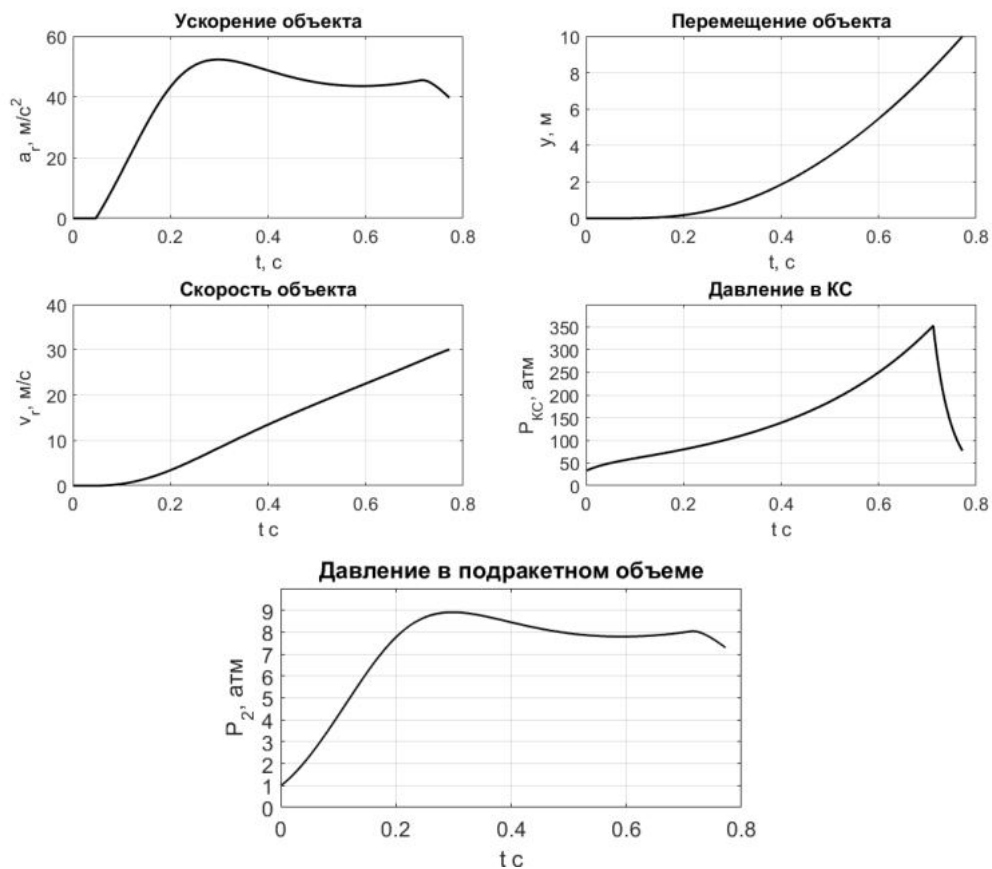


Рисунок 6 – Результаты первого расчетного случая запуска объекта.

Анализируя результаты, можно сказать, что ускорение и скорость объекта превысили требуемые значения. Давление в ПАД в конце пути начало падать. Это связано с тем, что заряд уже сгорел и нет источника создания энергии. Также давление в КС имеет максимальное значение, равное 350 атм, что недопустимо, так как горение топлива при таком давлении становится неустойчивым. Отметим, что горение заряда более чем при 300 атм требуют дополнительного изучения. Исходя из результатов, представленных на рисунке , можно однозначно сказать, что параметры ПАД подобраны неверно. Следовательно, необходимо изменить параметры ПАД.

Новые данные ПАД, найденные методом подбора, представлены в таблице . Результаты расчета представлены на рисунке 7.

Таблица 4 – Исходные данные ПАД

Начальная площадь горения $F_{г0}$, м ²	0,277
Диаметр отверстий в шашке $d_{г0}$, мм	10,4
Толщина сгоревшего слоя e , мм	10
Площадь проходного сечения ПАД, F_{12} , м ²	0,0017
Свободный объем ПАД V_{10} , м ³	0,022

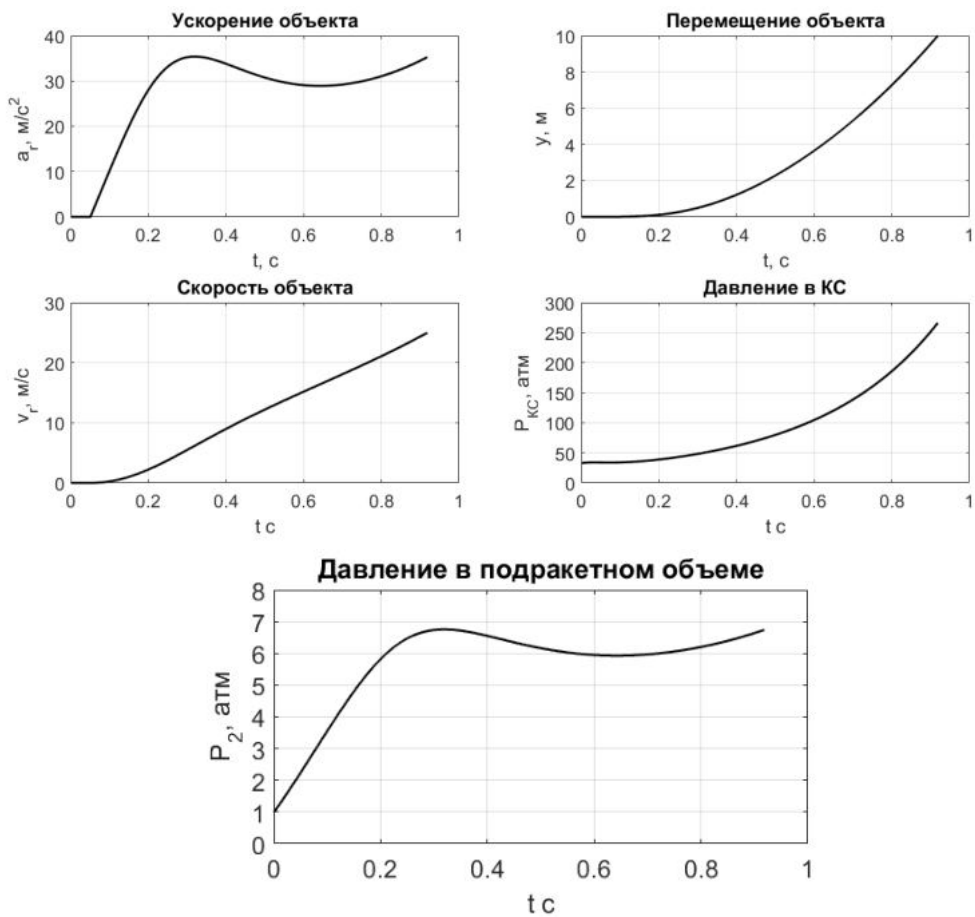
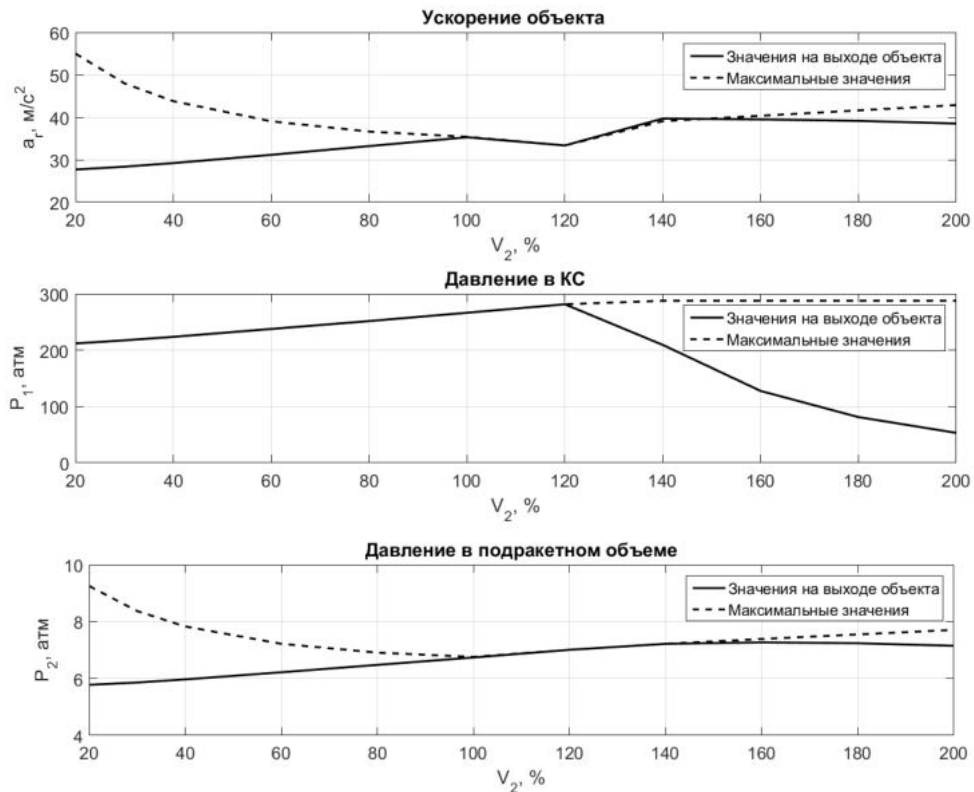


Рисунок 7 – Результаты второго расчетного случая запуска объекта.

Исходя из вышеприведенных графиков можно сказать, что параметры ПАД выбраны верно. Ускорение объекта не превысило допустимое. Скорость выхода объекта $v = 25$ м/с. Давление в КС не превысило критическое.

Проанализируем, как влияет величина начального подракетного объема на параметры системы, а именно на ускорение, скорость объекта, давление в КС и под объектом. Минимальное значение объема будет равно 0,2 от исходного, то есть $0,2 \cdot V_{20}$, а максимальное значение составит $2 \cdot V_{20}$. Результаты представлены на рисунке .



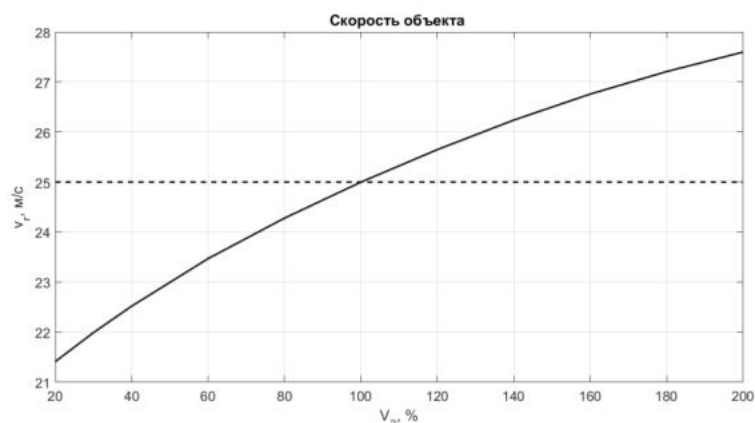


Рисунок 8 – Зависимость параметров запуска объекта от начального подракетного объема.

Анализируя данные результаты, можно сделать следующие выводы:

1. При уменьшении подракетного объема происходит заброс ускорения в начале движения объекта. При уменьшении объема больше чем на 40% ускорение будет выше предельного. Это связано с тем, что давление в подракетном объеме резко возросло. После скачка ускорение начинает стремительно падать. Вследствие этого скорость на выходе также начинает снижаться. Поэтому уменьшение объема является нецелесообразными.

2. Увеличение подракетного объема создает такую ситуацию, что ускорение и давление под изделием на выходе получаются меньше максимальных значений. Это связано с тем, что заряд уже выгорел и энергии поступать не от куда. Поэтому давление резко начинает падать, а следственно и ускорение. Не смотря на это ускорение перед выгоранием заряда ПАД принимает максимальное значение, тем самым увеличивая скорость выхода объекта.

3. На графиках ускорения и давлений можно увидеть область, где при увеличении объема параметры практически не меняются. Эта область $(1 - 1,4) \cdot V_{20}$. Не смотря на полное выгорание заряда падение давления в КС не сильно влияет на ускорение объекта. Но стоит обращать внимание, что скорость увеличивается.

Приведем графики ускорения и давления в КС для минимального (p_9) и максимального (p_{10}) подракетного объемов соответственно.

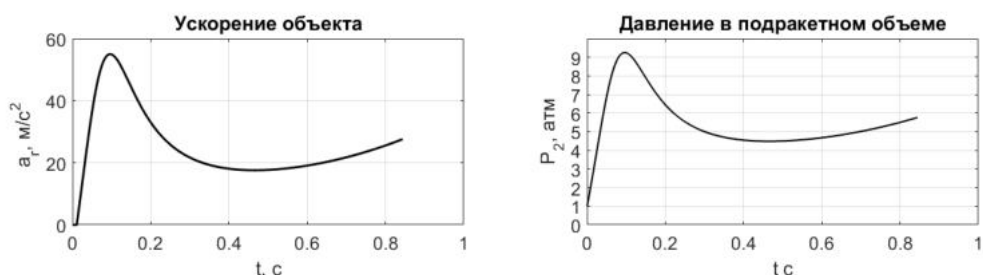


Рисунок 9 – Ускорение и давление в КС для минимального подракетного объема.

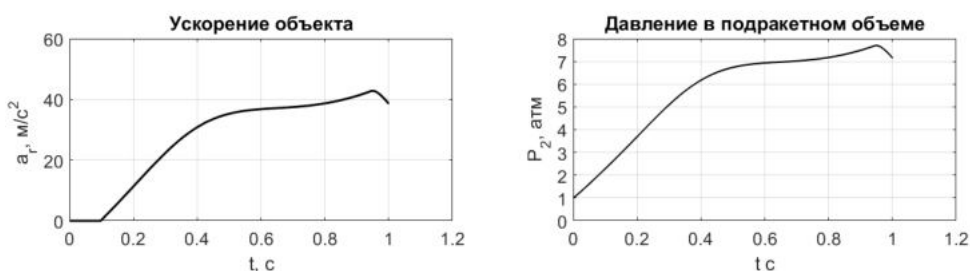


Рисунок 10 – Ускорение и давление в КС для максимального подракетного объема.

Результаты показывают, что величина начального подракетного объема значительно влияет на параметры запуска объекта. Уменьшение его влечет за собой заброс давления на начальном участке, а следовательно и ускорения. Также уменьшается скорость выхода объекта. При увеличении данного объема может произойти полное догорание заряда еще до выхода объекта из ПАД, что не совсем желательно. При этом можно избежать заброса ускорения на начальном этапе. При увеличении подракетного объема скорость объекта растет. Следовательно изменение данного объема в ту или иную сторону имеет свои недостатки достоинства. Помимо вышесказанного нужно учитывать габариты конструкции. Поэтому необходимо выбрать оптимальный объем, который удовлетворит заданным требованиям.

Библиографический список

1. Системы катапультирования ракет / Ю. А. Круглов [и др.]; БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова. - СПб. : [б. и.], 2010. - 184 с.
2. Гинзбург И.П. Аэрогазодинамика. М: Высшая школа, 1966 г.
3. Маштаков А.П. Физические основы пуска: учебное пособие /А.П. Маштаков, Р.В. Красильников; Балт. гос. техн.ун-т. – СПб., 2018. – 112 с.
4. Шишков А. А., Румянцев Б. В. Газогенераторы ракетных систем. – М.: Машиностроение, 1981. – 152 с.

ДВИГАТЕЛЬ С АНОДНЫМ СЛОЕМ МОЩНОСТЬЮ ДО 100 ВТ**Н. С. Липневич¹, П. А. Саевец², Р. О. Подгорных²**¹ Балтийский федеральный университет «БФУ» им. И. Канта, Калининград² АО «ОКБ «Факел», Калининград

С миниатюризацией космической техники расширяется интерес к малым космическим аппаратам (МКА) ввиду их низкой стоимости и малых сроков изготовления. Возможности аппаратов микрокласса существенно расширяются при использовании эффективных электроракетных двигателей (ЭРД), как проверенных и хорошо зарекомендовавших себя устройств. Одним из наиболее перспективных типов является холловский двигатель к которому относятся стационарный плазменный двигатель (СПД) и двигатель с анодным слоем (ДАС). С помощью таких двигателей можно выполнять доведение, коррекцию орбит, а также сведение МКА по завершении эксплуатации. Последнее становится все более актуальным с увеличением численности космических группировок.

Из запущенных к 2018 г. 1200 кубсатов только на 5 % имелись реактивные двигательные системы (тип не известен). В России кубсатов с двигательными установками нет. В обзоре НАСА приведено только три холловских двигателя: ВНТ-200 (Busik), НТ100 (SITAEL) и СНТ (UTIAS SFL), мощностью (175 – 200) Вт, что неприемлемо для кубсатов. В линейке выпускаемых ЭРД АО «ОКБ «Факел» на данный момент самым малым двигателем является СПД-50 с потребляемой мощностью в 225 Вт. Поэтому актуальной задачей является создание двигателя мощностью до 100 Вт, который сможет заполнить ныне пустующую нишу.

МКА имеют малую бортовую мощность, что является ограничивающим фактором при проектировании двигателя. Казалось бы, (30 – 50) Вт бортовой мощности слишком мало для холловских двигателей, но использование аккумуляторных батарей позволяет накапливать энергию, которой будет достаточно для кратковременной работы. Кроме того, применение аккумуляторов позволит включать двигатель и на теневых участках орбиты. Поэтому полагаем, что на МКА массой в несколько десятков килограмм доступная мощность может доходить до 100 Вт.

Устройство ДАС известно давно, но такой тип ЭРД не получил широкого распространения и был со временем вытеснен ЭРД типа СПД. Реализовать СПД малых размеров и мощности оказалось проблематично из-за конечных толщин стенок диэлектрической разрядной камеры и усложненной конструкции магнитной системы, использующей магнитные экраны. Достоинством ДАС является простота конструкции и отсутствие диэлектрической разрядной камеры. За счет этого можно разработать двигатель меньшего калибра, следовательно, увеличить плотность расхода рабочего тела и тем самым повысить эффективность рабочего процесса. Такой ДАС имеет минимальный набор элементов: анод-газораспределитель и магнитную систему, которая формирует магнитную линзу. Ионизация и ускорение плазмы происходит в вакуумном промежутке между полюсами магнитной системы и анодом. На мощности до 100 Вт исследована модель ДАС на ксеноне со средним диаметром разрядного канала 18 мм, общий вид которой приведен на рисунке 1.



Рисунок 1 – Модель ДАС мощностью до 100 Вт

Магнитная система двигателя была спроектирована с возможностью включения в цепь разряда, что исключало необходимость в дополнительном источнике электропитания и упрощало алгоритм функционирования.

Двигатель был укомплектован плазменным катодом-компенсатором (на рисунке не показан), который функционировал при расходе ксенона 0,1 мг/с. На слаботочных режимах катод-компенсатор дополнительно подогревался мощностью до 12 Вт.

Холловские двигатели являются многорежимными и могут функционировать в широком диапазоне тока и напряжения разряда. На рисунке 2 показано влияние анодного расхода ксенона (G_a) исследованного двигателя при напряжении разряда (U_p) 150 В на ток разряда (I_p), тягу (F), отношение ионного тока к току разряда (I_i/I_p) и отношение измеренного ионного тока к его теоретическому значению из условия полной и однократной ионизации ксенона (I_i/I_{it}). На рисунке 3 показана зависимость выходных параметров ДАС от напряжения разряда при расходе ксенона 0,35 мг/с.

Как следует из представленных данных в двигателе ионизируется до 60 % подаваемого ксенона, причем доля ионов снижается как с уменьшением расхода плазмообразующего газа, так и при снижении разрядного напряжения. Эффект объясняется тем, что с миниатюризацией двигателя сужается магнитная линза, протяженность зоны ионизации и ускорения, а, следовательно, и коэффициент ионизации.

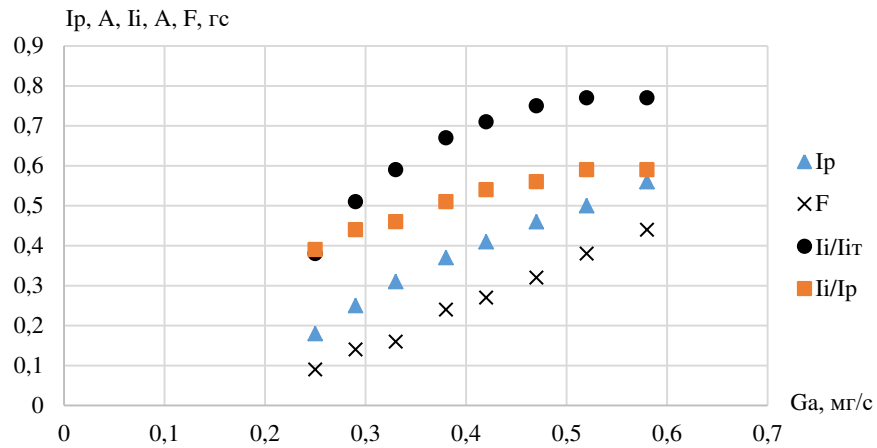


Рисунок 2 – Влияние анодного расхода на параметры (U_p = 150 В)

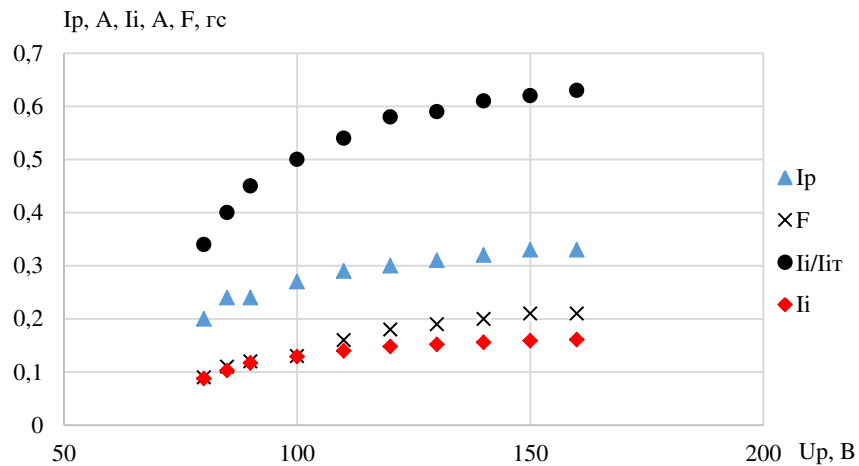


Рисунок 3 – Влияние напряжения разряда на параметры (Ga = 0,35 мг/с)

Эффективность рабочего процесса оказалась низкой несмотря на то, что плотность расхода ксенона в ускорительном канале ДАС оказалась даже выше, чем в разрядной камере известных СПД, поэтому рассчитывать на высокие интегральные параметры ДАС малой мощности не приходится.

В таблице 1 приведены три режима работы ДАС при оптимизированном токе в магнитной системе, где $J_{уд\alpha}$ – анодный удельный импульс тяги и η_a – анодный тяговый коэффициент полезного действия, рассчитанные без учета расхода ксенона в катод-компенсатор и мощности на его подогрев.

Таблица 1 – Параметры двигателя при трех уровнях анодного расхода

Ga, мг/с	U _p , В	I _p , А	N _p , Вт	F, гс	J _{удα} , с	η_a , %	I _i , А
0,41	150	0,423	63,5	0,29	707	15,6	0,245
0,51	150	0,534	80,1	0,36	705	15,2	0,320
0,54	150	0,612	91,8	0,41	760	16,3	0,365

Как следует из представленных данных тяговый к.п.д. находится на уровне 15 %, а анодный удельный импульс тяги – около 700 с, что существенно выше, чем у химических и газовых двигателей.

Необходимо отметить, что с уменьшением размеров двигателя снижается эффективность рабочего процесса. В первую очередь это связано с низкой степенью ионизации ксенона в ускорительном канале. Это характерно для всего класса холловских двигателей. Тем не менее показано, что создание ДАС мощностью менее 100 Вт возможно.

Выводы

Продемонстрирована возможность создания электроракетного двигателя типа ДАС мощностью менее 100 Вт для практического использования на МКА.

Библиографический список

- Афанасьев И. Кубсатам не хватает двигателей // Новости космонавтики. №10 (429) – 2018. Т.28. – с.56- 57.
- NASA/TP-2018-220027. State of the Art Small Spacecraft Technology. – NASA – Decemder 2018.
- Электронный источник: <https://fakel-russia.com/> – доступ свободный. Последнее обращение 06.04.22.
- Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. Электрические ракетные двигатели. – М.: Машиностроение. – 1975.

ДЕФОРМАЦИЯ КРУГЛОЙ ТРЕХСЛОЙНОЙ ПЛАСТИНЫ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ПОВЕРХНОСТНОГО ЗАРЯДА

*Н.П. Дорофеев, Н.В. Наумова, Д.Н. Иванов
Санкт-Петербургский государственный университет*

Введение. Не так давно, многие считали, что полет с Солнечным парусом – это что-то из области научной фантастики. Однако последнее время большое количество исследователей привлекает перспективность разумного использования механических свойств светового потока, идущего от Солнца. Обозначим лишь часть актуальных вопросов и тем в этой области:

1. Создание космических аппаратов, оснащенных обширными космическими парусами – тончайшими полимерными пленками.
2. Замена энергии реактивных двигателей космического аппарата бесплатной, экологически чистой механической энергией светового давления солнечных лучей.
3. Разработка дизайна солнечного паруса – непростая задача, так как даже простота формы и геометрии не означает простоту управления этой конструкцией в полете.
4. Использование солнечного паруса, движущегося по околоземной орбите, как космического осветителя. В этих исследованиях предполагается, что космический парус будет отражать солнечный свет с помощью зеркал – прожекторов, которые будут ночью освещать большие города и заполярные регионы.
5. Применение космического паруса как сборщика космического мусора и техногенных осколков с околоземных спутниковых орбит. Здесь же предлагается использовать космический парус как контейнер для транспортировки радиоактивных отходов с Земли и «захоронения» их в Солнечной короне.
6. Исследование изменений свойств пленочных парусов (степень эрозии поверхности, изменение коэффициентов отражения, распределения поверхностного заряда) при их старении и их влияние на динамику полета.

В последние годы множество научных работ посвящено исследованию изменения характеристик солнечного паруса во время космических полетов. Эти изменения, вызванные различными источниками, могут быть в виде деформаций и провоцировать изменение эффективности и траектории. Обычно парус рассматривается как пленка (как можно меньшей толщины), натянутая на каркас различных геометрических форм. В данной работе моделью паруса выступает круглая трехслойная пластина радиуса от 10 до 50 метров, при этом два слоя алюминия, толщиной 0.2 мкм обхватывают более толстый слой майлара (2 мкм). Производя численные вычисления для пластин различных радиусов в конечно элементном пакете ANSYS получены значения максимальных прогибов. Предложенная модель может быть использована для лучшего прогнозирования движения реальных космических парусов и управления их ориентацией в космическом пространстве.

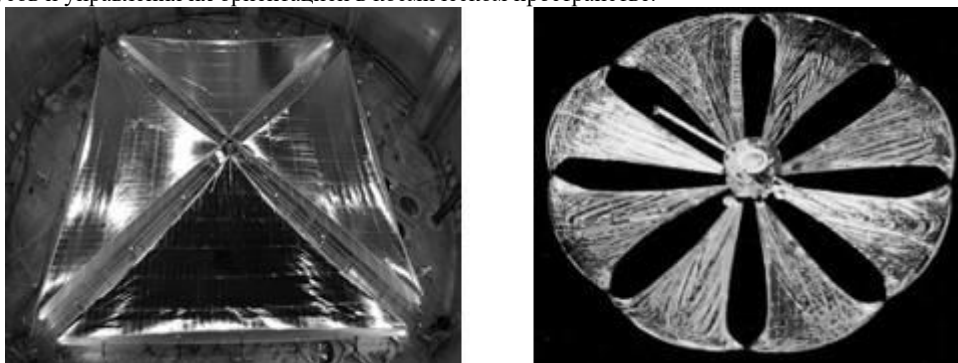


Рис. 11. Примеры солнечных парусов.

Наиболее важным компонентом солнечного паруса является светоотражающая поверхность, которая изготавливается из высокопрочной полимерной пленки. При движении в космическом пространстве парус будет неизбежно подвергаться бомбардировке микрометеоритами. Поэтому для защиты от пробоев предлагается покрывать пленку армирующей сеткой, чтобы ячеистая структура сетки помогла локализовать места пробоев и избежать расползания повреждений.

При обсуждении проектов космических парусов ученые предлагают также различные материалы пленок: тефлон, алюминий, полиимид, индий, майлар, устойчивые к ультрафиолетовому и корпускулярному излучению.

В настоящее время проблема обеспечения цивилизации энергией стоит особенно остро. Именно поэтому все чаще люди обращаются к источникам возобновляемой энергии, в частности, энергии солнечных лучей. Космическая отрасль не является исключением, поэтому мы считаем концепцию солнечного паруса особенно актуальной и интересной. Основная идея теории космического паруса состоит в следующем: некоторый космический аппарат со сложным космическим парусом доставляется на орбиту вокруг Земли или Солнца. В случае успешного раскрытия паруса в космическом пространстве появляется космический аппарат, частично отражающий весь падающий на него свет. Независимо от формы и ориентации к солнечным лучам такой парус всегда будет испытывать световое отталкивание, так как парус за счет проходящих фотонов приобретает импульс, направленный в сторону распространения света. Таким образом, парус начинает играть роль двигателя особого типа, создающего малую, но непрерывно действующую тягу благодаря световому давлению. Солнечный парус за счет совершения космических маневров может развивать внушительную скорость на пути между звездами с минимальными затратами топлива.

Научное сообщество проделало большую работу, исследовав процессы разворачивания паруса и управления движением, а также определив космические маневры, обеспечивающие наибольшую скорость космическому парусу. Уже были успешно реализованы первые проекты по запуску космических парусов: японский "IKAROS" и

американские "LightSail-2" и "NanoSail-D2". Российскими учеными был проведен уникальный эксперимент по раскрытию безрамного отражателя "Знамя-2", который освятил Землю пятном света диаметром 4-7 км.

Постановка задачи. Рассмотрим круглый трехслойный (алюминий, майлар, алюминий) парус, находящийся в космическом пространстве.

Под влиянием солнечного ветра, который, помимо разрушения паруса, является источником ионизированного водорода и других тяжелых ионов, способствует образованию на поверхности паруса электрического заряда, деформирующего его.

Вследствие этого, солнечный парус испытывает воздействие различных сил, в частности: силы давления света и поверхностной силы, вызванной распределенным зарядом.

Обе эти силы деформируют парус во время движения. Влияние светового давления является наиболее изученным в научной литературе. Например, уже получены выражения для главного вектора и главного момента сил такой нагрузки на произвольную непрозрачную конструкцию выпуклой геометрической формы см. [1]. Именно световое воздействие обычно исследуется при рассмотрении деформированного состояния космического паруса, а вкладом поверхностно распределенного заряда, обычно пренебрегают. В некоторых работах отмечают его существование, но при его учете ограничиваются начальным прогибом паруса. В настоящей работе одной из поставленных задач являлось определение степени обоснованности данных пренебрежений.

В программном комплексе ANSYS нами была создана конечно-элементная модель солнечного паруса. При исследовании солнечный парус аппроксимировался круглой трехслойной пластиной. Внутренний слой пластины - майларовая пленка - имеет толщину d . Внешние слои являются очень тонкой алюминиевой пленкой, толщиной $\frac{d}{10}$. На нижней и верхней сторонах поверхности равномерно распределен электрический заряд плотностью σ_1 и σ_2 , соответственно. Мы считаем, что под действием появившейся поверхностной силы рассматриваемая пластина деформируется как часть поверхности сферы, то есть справедливо следующее выражение для поверхностной силы:

$$T = 2\pi k_0 \sigma_1 \sigma_2 R, \quad \#(1)$$

где $k_0 = 9 \times 10^9 \text{ м}^2/\text{Кл}^2\text{Н}$, а R – радиус кривизны поверхности. Поставленная задача решалась, как уже отмечалось, аппроксимацией пластины конечно-элементной моделью в пакете ANSYS. Для этого область, занимаемая пластиной, была разбита на 10 000 элементов. В программе использовался трехслойный восьми узловой элемент shell91, предназначенный для конструирования тонких слоистых оболочек.

Целью работы являлось исследование деформации рассматриваемой пластины под действием поверхностного заряда. Сложность расчетов заключалась в поиске такого радиуса кривизны пластины, чтобы он сохранялся после приложения поверхностной силы. Для этого была написана отдельная программа, работающая следующим образом. Сначала задаются внутренний и внешний радиусы, а также начальный радиус кривизны. Чтобы определить радиус кривизны деформированной пластины после приложения поверхностных сил, находятся координаты 4 точек пластины. Наконец, по этим точкам определяется новый радиус, который сравнивается с тем, что был предположен изначально. Хотя искомый радиус был получен и представлена деформация пластины под действием поверхностного заряда, мы считаем задачу незавершенной и продолжим ее изучение. В частности, в дальнейшем планируется получить аналитико-асимптотическое решение задачи по определению деформации рассматриваемой пластины.

Анализ результатов. Результаты, полученные для парусов радиуса до 50 метров оформлены в таблицу и, в последующем, могут быть использованы в качестве справочных материалов для исследования динамических характеристик таких космических аппаратов.

Таблица 5. Деформация пластины в зависимости от радиуса.

Радиус пластины, м	Начальный радиус кривизны, м	Конечный радиус кривизны, м	Максимальный прогиб, м
10	120.9	120.83	0.42
20	121.1	121.09	1.66
30	121.1	121.15	3.7
40	121.2	121.22	6.6
50	121.9	121.89	10.3

Анализ результатов расчетов, представленных в таблице 1, показывает, что при рассмотрении деформированного состояния космического паруса, нельзя пренебрегать прогибом пластины, который она получает за счет поверхностно распределенного заряда. С увеличением радиуса круглой пластины такая деформация поверхности только увеличивается.

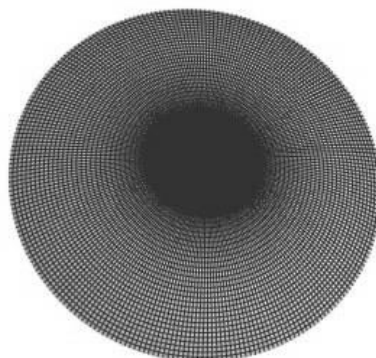


Рис. 12. Изгиб пластины.

Библиографический список

1. Неровный Н.А. Главный вектор и главный момент светового давления на оптически выпуклую космическую конструкцию // Вестник СПбГУ. Математика. Механика. Астрономия. 2017. Т.4 (62). Вып. 1. С. 146-158. DOI: 10.21638/11701/spbu01.2017.117
2. Поляхова Е.Н., Коблик В.В. Солнечный парус. Фантастика или реальность космоплавания? URSS, 2016. ISBN:978-5-9710-2860-4.
3. Yakovlev A. B. Mathematical model of the charging of the thin aluminum film in the space plasma Journal of Physics: Conference Series 1959 (2021); <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1959/1/012053>
4. Yasutaka Satou, Osamu Mori, Nobukatsu Okuizumi, Yoji Shirasawa, Hiroshi Furuya and Hiraku Sakamoto Deformation Properties of Solar Sail IKAROS Membrane with Nonlinear Finite Element Analyses, 2nd AIAA Spacecraft Structure Conference Proceedings 2015; <https://doi.org/10.2514/6.2015-0436>
5. Наумова Н.В., Иванов Д.Н. Решение задач теории упругости и гидродинамики в пакете ANSYS: Учебное пособие. - СПб.: Изд-во С.-Петербур. ун-та, 2012. - 105 с.
6. Наумова Н.В., Иванов Д.Н. Исследование статических деформаций, колебаний и устойчивости конструкций в пакете ANSYS. Учебное пособие. СПб., 2007.
7. Madenci E., Guven I. The Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS, C.8, Springer, New York. 2006. pp. 403-412

УДК 662.614

ИЗМЕНЕНИЕ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ХИМИЧЕСКИ АКТИВНОЙ СМЕСИ

В.А. Мизун, Н.А. Брыков

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

В данной статье рассматривается моделирование задачи процесса гомогенного горения в газовой фазе. Скорость протекания химической реакции связана с кинетическим механизмом протекания данной реакции. Так же, если мы не учитываем газодинамические процессы, такие как, например, конвекция, диффузия, то такую задачу сводят к расчету изменения концентрации компонентов за счет химических реакций и изменения энтальпии системы в целом. Предлагается математическая модель описания такого процесса, связанная с расчетом изменения концентрации каждого компонента, определением тепловых эффектов всех химических реакций, которые протекают в этом объеме и изменение энтальпии данной системы.

1. Постановка задачи

Рассмотрим некий фиксированный объем с адиабатными стенками (без теплообмена с окружающей средой), в котором находится химически активная смесь идеальных газов – рисунок 1.



Рис. 1 – Адиабатическая система смеси газов

В качестве этой смеси берется следующий состав: H_2 , O_2 , OH , O , H , H_2O (горение водорода). Начальные концентрации: $g(H_2) = 0.67$, $g(O_2) = 0.33$. Начальные параметры: $p_0 = 1$ атм, $T_0 = 800$ К. Исследуется процесс изменения состава компонентов смеси во времени и зависимость этих концентраций от температуры смеси. В этой задаче рассматривается не только процессы кинетики, но и процессы изменения термодинамических параметров смеси, а также изменение за счет эндо- или экзотермических реакций температуры смеси. В статье представлена математическая модель, позволяющая проводить данные исследования.

2. Математическая модель

Энтальпия системы в данном случае (в случае идеальных газов) будет равна:

$$H_{\text{системы}} = C_{p_{\text{системы}}} \cdot T_{\text{системы}}$$

В процессе химических реакций, которые будут протекать в этом объеме, энтальпия будет изменяться в таком случае закон изменения энтальпии во времени запишется так:

$$\frac{dH_{\text{смес}}}{dt} = \sum_N Q_i \quad (2.1)$$

Отсюда можно найти температуру нового равновесного состояния смеси как

$$T_{\text{смеси}}(\tau) = \frac{H_{\text{смеси}}}{C_{p_{\text{смеси}}}} \quad (2.2)$$

Для замыкания системы необходимо знать тепловой эффект каждой химической реакции, которая протекает в этом объеме и исследовать изменение теплоемкости смеси при изменении состава за счет этой реакции. Поэтому неотъемлемой частью этой модели является определение параметров смеси и тепловых эффектов реакций.

2.1 Изменение концентраций компонентов смеси

Большое значение в термодинамике имеет ее химическая составляющая. Химические реакции, протекающие в термодинамической системе, происходят за счёт изменения внутренней энергии и сопровождаются преобразованием молекулярной структуры вещества, при котором происходит выделение или поглощение данной химической энергии. К химической термодинамике применяются Первое и Второе начало термодинамики, записанные для условий неоднородных систем. Основной задачей химической термодинамики в энергетическом приложении является расчёт тепловых эффектов сгорания топлива, при этом используется закон Гесса как частный случай Первого начала. Закон Гесса представляет собой зависимость теплового эффекта химической реакции, проходящей в

изобарно-изотермических или изохорно-изотермических условиях, только от вида, состояния исходных веществ и продуктов реакции, но не от пути протекания.

Все протекающие химические реакции, в зависимости от количества элементарных частиц (молекул) участвующих в данном химическом процессе, можно разделить на три группы: мономолекулярные, бимолекулярные и тримолекулярные. Каждая из этих групп подразумевает свой особый вид реакции.

В первой группе реакций реагируют молекулы одного вида при единоразовом столкновении. К этому виду относят такие реакции, как распад сложных молекул и изомеризация. Скорость мономолекулярных реакций в идеальных газовых смесях записываются в следующем виде:

$$\frac{dc_A}{dt} = -kc_A \quad (2.3)$$

Во второй группе реакция протекает с двойным превращением. Это могут быть как одинаковые частицы, так и разные. Данный вид является самым распространённым из этих трех. В результате такой химической реакции возможно возникновение одного, нескольких и в редких случаях более двух частиц компонента. К этой группе относят реакции обмена или присоединения. В данном виде химических процесса скорость молекулярной реакции примет вид:

$$\frac{dc_A}{dt} = -kc_Ac_B \quad (2.4)$$

В последнем, в третьем случае, реакция идет при тройном соударении частиц, т.е. изменению подвергаются и состав, и структура этих частиц. Данный тип реакции возможен только при высоких значениях давления. Скорость молекулярной реакции записывается следующим образом:

$$\frac{dc_A}{dt} = -kc_Ac_Bc_C \quad (2.5)$$

Отличительной чертой тримолекулярной реакции является незначительная зависимость постоянной скорости протекания реакции от температуры, которую можно представить в виде степенной функции:

$$k(T) = k_0T^\beta, \quad \beta \sim 1 \quad (2.6)$$

В жизни данный тип химической реакции встречается редко, так как вероятность тройного соударения крайне мала.

Для химической кинетики особо важными задачами являются нахождение константы скорости реакции и установление механизма реакции. По механизму химические процессы подразделяются на простые реакции, радикальные (в том числе и цепные) и ионные. В газах реакции обычно протекают как цепные, а в жидкостях возможны как цепные, так и ионные. Для того, чтобы рассчитать изменение концентрации какой-либо химической реакции, необходимо уметь рассчитывать изменения концентрации для каждого отдельного типа этих реакции.

Для того, чтобы рассчитать изменение концентрации каждого компонента во времени, нам нужно составить уравнение изменения каждого отдельного компонента смеси во времени для какой-либо химической реакции. Например, для мономолекулярной реакции оно запишется как в формуле (2.4).

Каждая химическая реакция протекает с каким-то своим тепловым эффектом и этот тепловой эффект будет влиять на изменение общей температуры газа всей смеси. В основе описания химической кинетики лежат два основных закона: Закон действующих масс и закон Аррениуса.

Закон действующих масс устанавливает прямопропорциональную зависимость между скоростью химической реакции и произведением концентраций ее реагирующих веществ и записывается в следующем виде:

$$\omega_j = k_j^- \prod_{i=1}^N p_i^{v'_{ij}} \left[K_p(T) - \prod_{i=1}^N p_i^{v''_{ij} - v'_{ij}} \right], \quad (2.7)$$

где $K_{pj}(T) = k_j^+ / k_j^-$ – константа химического равновесия j – реакции, ω_j – скорость реакции, v'_{ij} и v''_{ij} – стехиометрические коэффициенты, k_j^+ и k_j^- – константы скоростей прямой и обратной реакции соответственно.

В то же время, закон Аррениуса устанавливает связь между скоростью протекания реакции и температурой, т.е. чем выше температура системы, тем быстрее происходит процесс.

$$k_j^+ = A_j^+ T^{n_j^+} e^{\left(\frac{-E_j^+}{RT}\right)}, \quad k_j^- = A_j^- T^{n_j^-} e^{\left(\frac{-E_j^-}{RT}\right)}, \quad (2.8)$$

где E_j – энергия активации, A_j – предэкспоненциальный коэффициент. Обе эти величины определяются эмпирически и являются кинетическими характеристиками реагирующей смеси. Получается, что ряд реакций, например с поглощением тепла будет замедляться, а с выделением, наоборот ускоряться. И для того, чтобы оценить данную динамику нам необходимо не только рассчитать каждую концентрацию компонента во времени, но и рассматривать изменение энтальпии всей газовой смеси во времени. Для того, чтобы определить необходимые компоненты в уравнении (2.8), нужно задать кинетический механизм смеси [2].

2.2 Определение параметров смеси

Вышеизложенная модель изменения концентраций компонентов смеси во времени, позволит определить массовый состав смеси в каждый момент времени. Зная, что в каждый момент времени будет равновесное состояние, можно найти новые термодинамические параметры текущего состояния смеси. Необходимо найти изобарную и изохорную теплоемкости (при постоянном давлении и постоянном объеме соответственно), показатель адиабаты и газовую постоянную. Теплоемкостью называют количество теплоты, которое необходимо сообщить газу (или

любому телу), чтобы повысить температуру какой-либо количественной единицы вещества на 1 градус. Теплоёмкость идеальных газов зависит не только от температуры, но и от их природы (атомности), а также от характера процесса. Теплоёмкости реальных газов и паров зависят ещё весьма сложным образом и от давления. Для газов особо важное значение при определении теплоёмкости имеют два случая изменения их состояния (нагревания или охлаждения):

- при постоянном объёме (изохорная теплоёмкость c_v),
- при постоянном давлении (изобарная теплоёмкость c_p).

Теплоёмкость единицы количества вещества называется удельной теплоёмкостью. Таким образом, как следует из определения, формула теплоёмкости запишется следующим образом:

$$c = \frac{Q}{m\Delta T} = \frac{q}{\Delta T}, \quad (2.9)$$

где c в $\frac{\text{Дж}}{\text{кгК}}$, $q = \frac{Q}{m}$ – удельная теплота или количество теплоты, приходящееся на 1 кг массы вещества, составляющего тело.

Теплоёмкость является переменной величиной, из-за существенной зависимости её от изменения температуры в процессе. Поэтому соотношение (2.9) принято называть средней теплоёмкостью.

Истинной теплоёмкостью называется теплоёмкость, которая определяется как производная от количества теплоты, переданного телу, по температуре этого тела.

$$c = \frac{dq}{dT}, \text{ так что } q = \int_T c(T)dT. \quad (2.10)$$

В зависимости от характера процесса подвода тепла, количество теплоты, которое нужно сообщить телу для того, чтобы повысить его температуру на один градус, будет различным. Наиболее часто используют изобарную c_p и изохорную c_v теплоёмкости в силу того, что их можно определить друг через друга, а их зависимость от температуры может быть представлена как истинной, так и средней теплоёмкостью.

Если выражать теплоёмкости через бесконечно малые изменения удельной теплоты и температуры согласно (2.10), получим:

$$c_v = \left. \frac{\partial q}{\partial T} \right|_v, c_p = \left. \frac{\partial q}{\partial T} \right|_p. \quad (2.11)$$

Из (2.11) видно, что теплоёмкость c_v является физическим параметром, и характеризует его внутреннюю энергию, а изобарная теплоемкость c_p является характеристикой процесса. Несмотря на то, что теплоёмкость c_p – характеристика процесса, в котором часть теплоты затрачивается не на нагрев газа, а на совершение работы, её тоже можно причислить к физическим характеристикам газа как определяющую его полную энергию (или энтальпию) при заданном давлении. Большая заслуга в области исследования теплоёмкостей газов принадлежит Роберту Майеру – одному из основоположников Первого начала термодинамики. Следуя выводам из поставленного эксперимента, Майер получил выражение, называемое уравнением Майера:

$$c_p - c_v = R, \quad (2.12)$$

где R – универсальная газовая постоянная, измеряемая в $\frac{\text{Дж}}{\text{мольК}}$. В зависимости от рода газа зависимость истинной теплоёмкости от температуры выражают либо линейной (а), или нелинейной (например, б или в) интерполяционной формулой:

а: $c(t) = A + Bt$,

$$\text{б: } c(t) = A + Bt + Ct^2, \quad (2.13)$$

$$\text{в: } c(t) = A + Bt + Ct^2 + Dt^3 + \frac{E}{t^2}.$$

В (1.5) коэффициенты, B и D – величины, постоянные для данного газа в определенном диапазоне температур, они приводятся в справочниках, например в базе данных NIST [3]. В данной базе термодинамические функции заданы коэффициентами полинома, описывающего зависимость параметра от температуры:

$$c_p = A + Bt + Ct^2 + Dt^3 + \frac{E}{t^2}, \quad (2.14)$$

где $t = T/1000$. Для большинства элементов представлены зависимости в температурном диапазоне от 298 до 6000 К. Значения удельной теплоемкости подгоняются к многочленам путем минимизации ошибки наименьших квадратов. Также нужно понимать, что интерполяционные формулы позволяют корректно восстановить значение параметра при любом аргументе только внутри указанного температурного интервала. Попытка использовать эти уравнения как экстраполяционные, т.е. предсказывать значения параметра при аргументах, выходящих далеко за пределы указанного температурного интервала, часто приводит к нефизичным результатам. Таким образом, для того, чтобы найти теплоемкость смеси газов необходимо знать теплоемкости каждого компонента. Тогда уравнение (2.16) можно переписать в виде:

$$C_{pi} = A_i + B_i t + C_i t^2 + D_i t^3 + \frac{E_i}{t^2}, \quad (2.15)$$

где C_{pi} – удельная теплоёмкость i -ой компоненты при температуре T , A_i , B_i , C_i , D_i , E_i – коэффициенты полинома, а t – температура в кельвинах.

В этом случае, значение изобарной теплоемкости смеси находится по формуле:

$$c_{pсм} = \sum_{i=1}^n g_i c_{pi}, \quad (2.16)$$

где g_i – объемные доли газа и можно найти как $g_i = r_i \left(\frac{\mu_i}{\mu_{см}} \right)$, где $\mu_{см}$ и μ_i – молярные массы смеси и каждого компонента соответственно. Используя уравнение Майера, можно найти изохорную теплоёмкость, как каждого компонента, так и всей смеси:

$$R = c_p - c_v. \quad (2.17)$$

Следовательно,

$$c_{vсм} = c_{pсм} - R_{см}, \quad (2.18)$$

где $c_{pсм}$ и $c_{vсм}$ – изобарная и изохорная теплоёмкости соответственно.

Показатель адиабаты для смеси газов выражается так:

$$k_{smes} = \frac{c_{psmes}}{c_{vsmes}}. \quad (2.19)$$

2.3 Определение теплового эффекта реакции

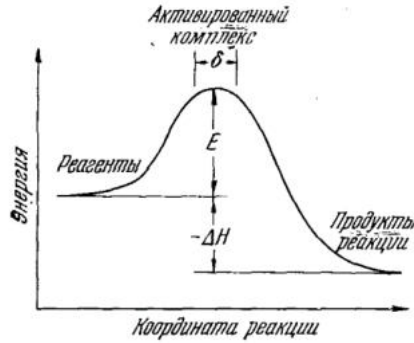


Рис. 2 – Энергетическая диаграмма химической реакции

Зависимость теплового эффекта от температуры запишется так:

$$Q(T) = -H_T^0, \quad (2.20)$$

$$H_T^0 = \Delta H_{298}^0 + \int_{298}^T \Delta c_p(T) dT.$$

Величины ΔH_{298}^0 и Δc_p определяются как:

$$\Delta H_{298}^0 = \sum_r \nu_r \Delta H_{298r}^0 + \sum_p \nu_p \Delta H_{298p}^0, \quad (2.21)$$

$$\Delta c_p = \sum_r \nu_r \Delta c_{pr} + \sum_p \nu_p \Delta c_{pp}, \quad (2.22)$$

где стехиометрические коэффициенты ν_p продуктов берутся со знаком «плюс», а реагентов ν_r – «минус».

Зависимости теплоёмкости от температуры $\Delta c_p(T)$, H_{298}^0 представлены в справочниках. Таким образом уравнение в (2.1) найдены все необходимые параметры. Следовательно, при интегрировании данного уравнения, определяется изменение температуры смеси.

3. Результаты расчетов

Рассмотрим смесь, состоящую из следующих компонентов: H_2 , O_2 , OH , O , H , H_2O . Начальные концентрации: $g(H_2) = 0.67$, $g(O_2) = 0.33$. Начальные параметры: $p_0 = 1$ атм, $T_0 = 800$ К. В результате проведенных расчетов были получены следующие графики: на рисунке 3 представлен результат моделирования изменения температуры от концентрации этих компонентов. Рисунок 4 отображает изменение параметра теплоемкости каждого элемента от температуры.

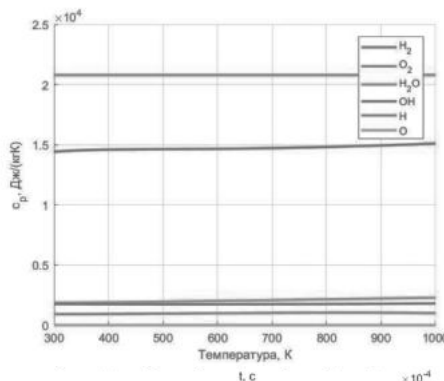


Рис. 3 – График изменения температуры от концентрации компонентов

Рис.4 – График изменения теплоемкости каждого компонента от температуры

Таким образом, сформирована математическая модель расчета термодинамических и газодинамических характеристик химически активной газовой смеси, основанная на детальном кинетическом механизме реакций и учета влияния теплового эффекта каждой реакции на тепловое состояние системы в целом.

Библиографический список

1. Сахин В.В Термодинамика энергетических систем. Кн. 1.: Учебное пособие для вузов/ В. В. Сахин; БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова. - СПб., 2005.- с. 124-129 ISBN 5-85546-156-4
2. Кинетика горения водорода. Химия горения: Пер. с англ. / Под ред. У. Гардинера, мл. - М.:, 1988. С.217
3. База данных NIST Standard Reference Database Number 69. URL: <https://webbook.nist.gov> (Дата обращения: 26.03.2022)
4. Зверев И.Н., Смирнов Н.Н. Газодинамика горения. М.: Изд-во МГУ, 1987. 307 с.
5. Равдель А.А., Пономарева А.М Краткий справочник физико-химических величин. Издание девятое. – СПб.: Специальная литература, 1998. — 232 с.
6. Кириллин В.А, Сычев В.В, Шейндлин А.Е Техническая термодинамика. М., «Энегррия», 1968г. — 472 с.
7. Щетинков Е.С. Физика горения газов. М.: Наука, 1965. 740 с.

УДК 662.76.032

ИСПЫТАНИЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ЖРД

Шелудько М.Л., Зенюк К.О., Финк В.А.

Научный руководитель – Журавлев В.Ю.

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева

Расчет и анализ газогенератора ЖРД является важным этапом при проектировании и разработке современных образцов двигателей. При помощи метода конечных элементов программного пакета SOLID WORKS, были построены модели существующих газогенераторов и проведены различные испытания на устойчивость. В результате работы было определено распределение основных динамических параметров, получены числовые характеристики запаса устойчивости.

Ключевые слова: Газогенератор, метод конечных элементов, SOLID WORKS, ЖРД.

Газогенератор – это энергетическое устройство, необходимое для выработки сжатого газа с возможностью регулирования его количества, расхода, а также давления. Полученная энергия используется для привода насосов, обеспечивающих поступление компонентов ракетного топлива в камеру сгорания.

Кроме того, газогенераторы могут использоваться как аккумуляторы давления при вытеснительной подаче топлива (ПАД или ЖАД), для наддува баков и привода вспомогательных систем. Газогенераторы могут работать на жидком и твердом топливе. Газогенераторы на твердом топливе (ПАД) применяют обычно для запуска ТНА или как аккумуляторы давления при вытеснительной подаче. Для привода ТНА применяют главным образом газогенераторы на жидком топливе.

Отличие газогенератора от пиропатронов или пироэнергодатчиков заключается в том, что газогенератор имеет сопло со сверхкритическим перепадом давления. В следствии этого процесс горения в газогенераторе не зависит от условий в объеме, в то место, куда протекает газ. Конструкция газогенератора имеет много схожих черт с обычным жидкостным ракетным двигателем.

Газогенератор имеет в своей конструкции форсуночную головку с передним, средним и огневыми днищами, камеру сгорания с внутренней оболочкой, оборудованной продольными каналами охлаждения, а также коллектор с патрубками подвода избыточного компонента.

Подытожив можно сказать, что газогенератор — это неотъемлемый агрегат ЖРД в котором в результате экзотермических химических реакций преобразуется в генераторный газ. Температура генераторного газа для привода турбины выбирается в основном в диапазоне 700-1200 К, в зависимости от типа газа. В случае с восстановительным газом температура может достигать до 1200 К, когда температура окислительного газа выбирается до 700 К. Данный диапазон обусловлен тем, что, если температура генераторного газа будет слишком высокая, возможно повреждение рабочих лопаток турбины. [4]

Основными требованиями, предъявляемыми к газогенераторам, являются высокая стабильность работы, простота управления рабочим процессом, а также высокая работоспособность генераторного газа. Кроме этого, если применительно к газогенераторам, используемым для система наддува, а также используемым в турбонасосных агрегатах жидкостных ракетных двигателей без дожигания, массогабаритные характеристики не играют особо важной роли, то для газогенераторов схем двигателей с дожиганием одной из проблем проектирования является также задача по снижению массы и габаритов агрегата.

Основными областями применения газогенераторов и генераторных газов являются:

1. Привод турбины основного и бустерного турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя посредством раскручивания лопаток турбины за счет генераторного газа.
2. Привод турбины бортовой энергоустановки или бортового источника питания.
3. Наддув баков с компонентами ракетного топлива жидкостного ракетного двигателя.
4. Привод сопел реактивной системы управления космическим летательным аппаратом.
5. Использование газогенераторов в составе ЖРД малой тяги (ЖРДМТ).

Перечень рассматриваемых вопросов широк. В случае отказа газогенератора гарантированно отказывается вся ЖРДУ. В следствии этого все вопросы и проблемы, сопряженные с получением генераторного газа- выбор компонентов ракетного топлива, конструктивных схем и параметров ГТ, а также организация работоспособного состояния агрегата несомненно актуальны и являются одной из первостепенных задач, стоящих перед конструкторами и инженерами.

Большая часть существующих на сегодняшний день методик расчета запаса устойчивости газогенератора носит критерияльно-эмпирический характер и основана на обработке экспериментальных результатов, что не всегда обеспечивает требуемую точность расчета динамических и тепловых характеристик. Необходимость экспериментально-теоретического уточнения расчетных методик запаса устойчивости газогенератора двигателей летательных аппаратов является актуальной задачей, которая позволит существенно снизить материальные и

временные затраты на эскизное проектирование, испытания и доводку современных образцов двигателей и энергосиловых установок летательных аппаратов.

Под устойчивостью понимают способность сохранять значения параметров в пределах заданных отклонений. Под неустойчивостью понимают способность систем при действии весьма малых возмущений получать большие перемещения. Минимальное значение силы, при котором система впервые не возвращается к исходному состоянию, называется бифуркационным. При этом значении нагрузки происходит нарушение единственности решения задачи, т.к. наряду с исходной прямолинейной формой равновесия стержня существует отклонённая форма. Другим, более общим, определением устойчивости состояния равновесия является определение Лагранжа: исходное состояние равновесия упругой системы устойчиво, если после отклонения её от этого состояния она, предоставленная самой себе, стремится вернуться к нему, совершая малые колебания, затухающие со временем при наличии сил внешнего и внутреннего сопротивления.[5] Если система испытывает пластические деформации, то при любом малом возмущении она изгибается и затем при снятии возмущения не возвращается в своё исходное состояние. Частное определение устойчивости сжатой системы за пределом упругости: состояние равновесия упругопластической системы является устойчивым, если она после статического приложения и последующего снятия малой возмущающей силы стремится вернуться в своё исходное состояние, пребывая в его малой окрестности.

Давление в газогенераторе определяется следующей формулой:

$$p_{гг} = \dot{m}_m \cdot \varphi_{гг} \cdot \beta_{гг} / F_{кр.гг}$$

Где: \dot{m}_m -массовый расход компонентов топлива, $\varphi_{гг} = \frac{T_{12}^* - T_0}{T_1 - T_0}$ -коэффициент, характеризующий потери в сопле, $\beta_{гг}$ -расходный комплекс, $F_{кр.гг}$ -площадь критического сечения в газогенераторе;

В ходе расчетов, для их точности, будет учтен каждый из параметров, входящий в данную формулу. [3]

Для оценки устойчивости, использовалось программное обеспечение *SOLIDWORKS* с добавлением пакета *Simulation*. Построение модели течения, обеспечивает пакет *Flow Simulation*. Объектом исследования были выбраны газогенераторы от ЖРД. Созданы 3D модели газогенераторов (рисунок 1, рисунок 2) по алгоритмам трехмерного твердотельного моделирования и проведены исследования на устойчивость и смоделировано течение рабочего тела в газогенераторе.



Рисунок 1. Геометрическая модель газогенератора.

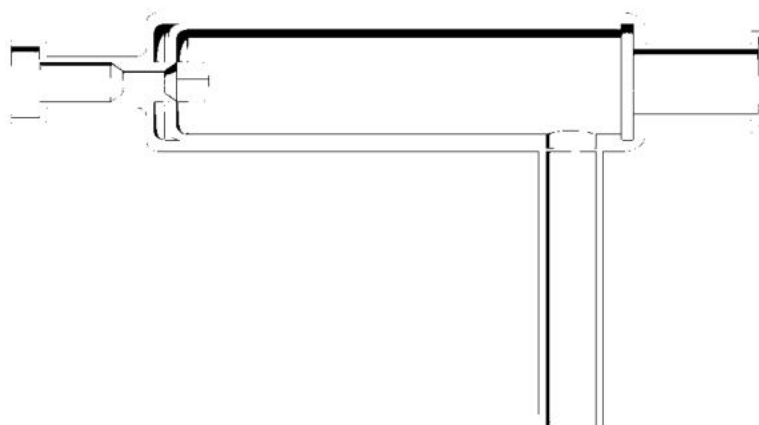


Рисунок 2. Геометрическая модель газогенератора.

С добавлением пакета *Simulation*, проведены исследования на потерю устойчивости и запаса прочности. В качестве материала была использована сталь 12Х18Н10Т. Для оценки запаса устойчивости выбрано среднее рабочее давление газогенератора, равное 11МПа, и температура в 900 К.

Исследование на потерю устойчивости. Анализ проводился по 3 формам потери устойчивости и показал, что потеря устойчивости при заданных параметрах в данной модели не прогнозируется. [1]

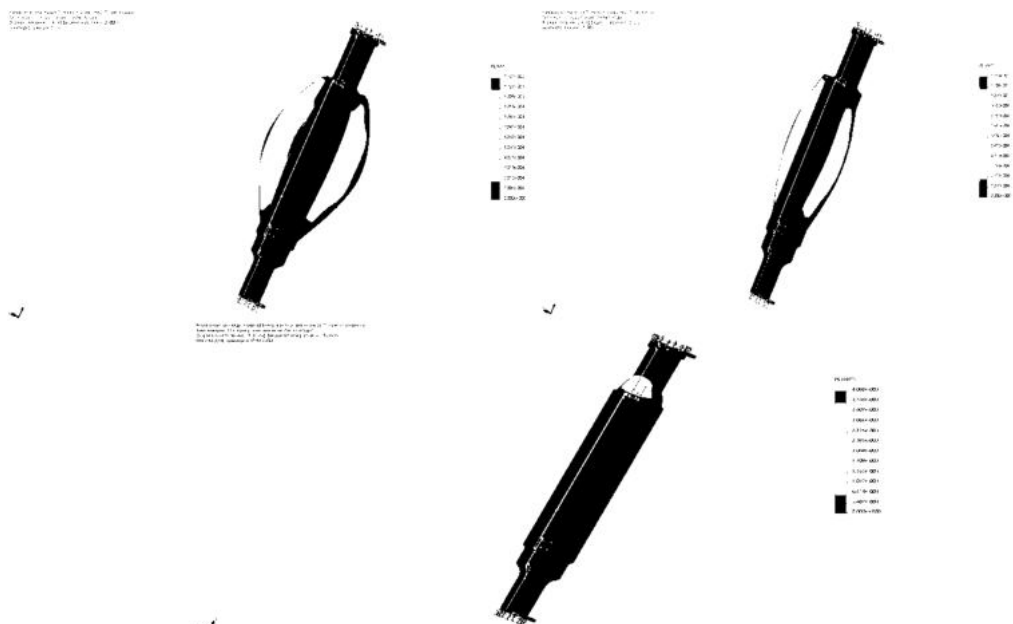


Рисунок 3. Исследование на потерю устойчивости.

Из исследования были определены коэффициенты нагрузки для трех форм колебаний равные: -0,9; -0,92; -1,2. Данные коэффициенты говорят о том, что потеря устойчивости не прогнозируется.

Оценка запаса прочности. Исследование показало, что коэффициент запаса прочности =1,8, следовательно, конструкция выдерживает заданные нагрузки.



Рисунок 4. Оценка запаса прочности.

При помощи пакета *Flow Simulation* смоделировано течение рабочего тела в газогенераторе. [2]

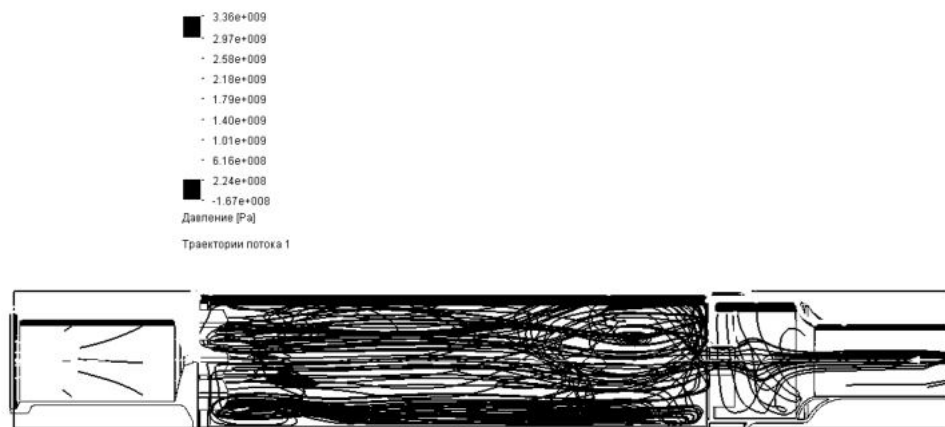


Рисунок 5. Траектория потока рабочего тела в газогенераторе.

Методика, представленная в данной работе дает полную оценку изделию. Визуализированные градиенты распределения давлений, температур, получены коэффициенты потери устойчивости и запаса прочности, отображена траектория потока течения рабочего тела. Данные, полученные в исследовании помогают в полной мере оценить работу изделия на этапах разработки без использования стендовых испытаний.

Библиографический список

1. Численное моделирование в пакете SolidWorks Simulation: лаб.практикум / Л. А. Бабкина, Д. В. Сорокин; СибГУ им. М. Ф. Решетнева. – Красноярск, 2017. – 74 с.
2. Моделирование течения жидкости и газа в пакете SolidWorks Flow Simulation: лаб.практикум/Л.А. Бабкина, Д.В. Сорокин; Сиб.гос. аэрокосмич. Ун-т.- Красноярск, 2012-72с.
3. Бирюков В. И., Назаров В. П., Царапкин Р. А. Экспериментальная и аналитическая оценка устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания и газогенераторах жидкостных ракетных двигателей //Решетневские чтения. – 2017. – №. 21-1. – С. 197-199.
4. Гриценко Е.А. и др. ГАЗОГЕНЕРАТОР ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ. -2003.
5. Егоров А. В. Устойчивость цилиндрических оболочек в жесткой среде //Инженерный журнал: наука и инновации. – 2017. – №. 9 (69). – С. 3.

УДК 62-1/-9

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ДЕТАЛЕЙ УПЛОТНИТЕЛЬНОГО СОЕДИНЕНИЯ НА ГЕРМЕТИЧНОСТЬ

В. О. Галитенко, М. Н. Сеньчев

Самарский национальный исследовательский университет «СНИУ» им. академика С.П. Королева

Введение

В настоящее время в аэрокосмической технике в неподвижных соединениях применяются различные уплотнительные устройства. Наиболее распространённым средством при уплотнении неподвижных соединений является сжимаемые прокладки, которые обычно изготавливаются из таких материалов как резина, свинец, паронит, медь, алюминий, мягкое железо, нержавеющей сталь, полихлорвинил и т.п. Широкое распространение данный тип уплотнений получил благодаря простой конструкции, которая обеспечивает высокую надёжность, а также обеспечивает широкий диапазон величин давления, который могут герметизировать данные уплотнительные устройства [1].

В данной работе рассмотрены алюминиевые уплотнения, которые входят в состав клапана, используемого в жидкостном ракетном двигателе. Были созданы 2-D модели основных элементов клапана и конечно-элементная модель (КЭМ). Задачами работы были: сравнение полученных расчётных значений (сила, обжатие прокладок) с результатами эксперимента и анализ различных вариантов исполнения деталей уплотнения клапана.

Конструктивная модель

На рисунке 1 показана рассматриваемая часть клапана в состав которой входит: две плоские (1) и одна прямоугольная (2) прокладки, изготовленные из мягкого алюминия АД1 [2], корпус (4), направляющая (6), стакан (7) изготовленные из алюминиевого сплава АВ [3] и сильфон (5) выполненный из нержавеющей стали 12Х18Н10Т [4]. На корпусе и стакане нарезаны левая и правая метрические резьбы с шагом 1,5 мм. Клапан собирается за счёт стягивания двух деталей – корпуса (4) и стакана (7) при помощи гайки (3), выполненной из алюминиевого сплава АВ [2].

Уплотняющие элементы в данном клапане выполняют следующие функции – плоские прокладки не допускают попадание жидкого продукта, который находится в полости корпуса (4) в полость стакана (7), а прямоугольная прокладка обеспечивает герметизацию полости стакана (7) с управляющим давлением воздуха от возможных утечек наружу.

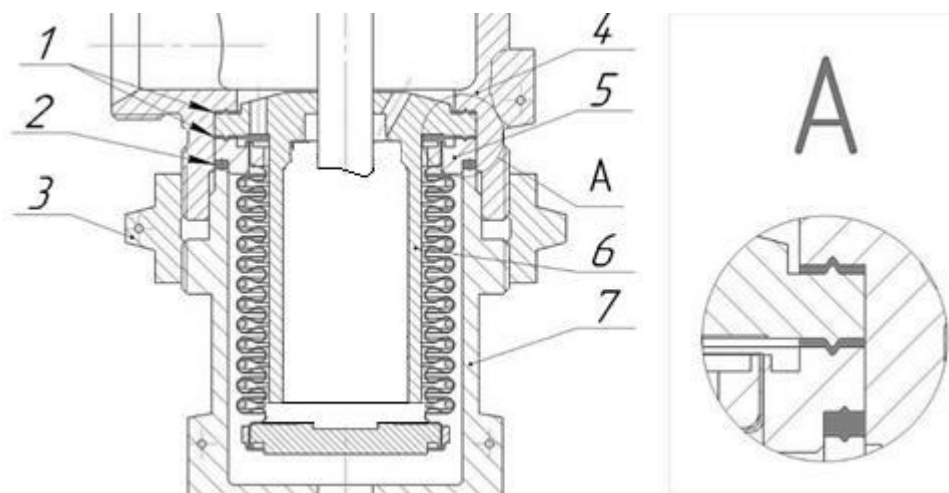


Рисунок 1 – Конструкция клапана

Из особенностей конструкции плоских прокладок отмечено, что на поверхностях установки прокладок, а именно на направляющей (6) имеется кольцевой выступ, а на ответных деталях корпуса (4) и сильфона (5) – кольцевые проточки. В ходе сжатия пакета деталей создаётся локальная пластическая деформация тела прокладки в зоне её перегиба и тем самым обеспечивается герметичность.

На деталях стакан (4) и сильфон (5) в зоне контакта с прямоугольной прокладкой имеются кольцевые проточки. При доведении материала прокладки до состояния пластической деформации от затягивания соединения, происходит частичное “затекание” материала прокладки в данные кольцевые проточки.

Нагрузка, действующая на элементы клапана, состоит из усилия, создаваемого управляющим давлением воздуха на корпус (7) и осевой силы, действующей на пакет деталей клапана при затяжке гайки (3).

Расчётное усилие от управляющего давления воздуха:

$$Q_v = p_v F_{ст} = 5,54 * 1475,26 \approx 8173 \text{ Н}, \text{ где}$$

$$p_v = 5,54 \text{ МПа} - \text{максимально допустимое давление воздуха согласно КД};$$

$$F_{ст} = \frac{\pi}{4} d^2 = \frac{\pi}{4} 43,34^2 = 1475,26 \text{ мм}^2 - \text{наибольшая площадь дна стакана, на которую действует давление};$$

$$d = 43,34 \text{ мм} - \text{наибольший внутренний диаметр стакана (7)}.$$

Расчётная модель

Расчёт проводился в осесимметричной постановке задачи в программном комплексе Ansys 18.2. На рисунке 2 показана конструктивная модель. На рисунке 3 кромка стакана (7) (поверхность А) моделирует закрепление по вертикальной оси Y. На основании [5] между прокладками и деталями клапана назначен контакт с коэффициентом трения 0,15, коэффициент трения между резьбовой парой 0,18. Стакан (7) разделён на 3 детали, увеличивая размер (Bolt Pretension, рисунок 3) центральной детали в направлении оси Y, происходит обжатие прокладок. Выбор величины Bolt Pretension подбирался согласно осевой силе, полученной расчётно-экспериментальным методом.

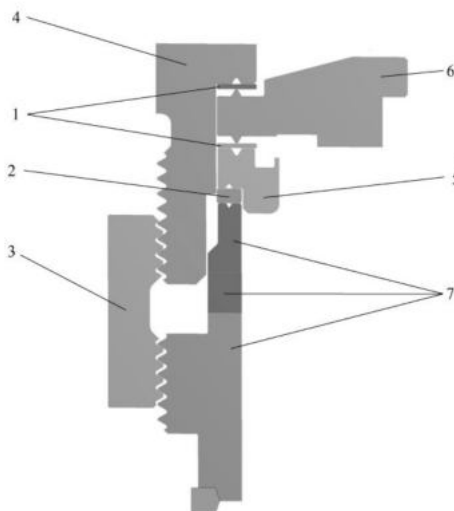


Рисунок 2 – Расчётная модель с нумерацией элементов

Для прокладок задано условие автоматического перестроения конечно-элементной сетки (Nonlinear Adaptive Region, рисунок 3), которое происходит при большом искажении её элементов, данное условие использовалось на каждом шаге расчёта. К кромке корпуса (4) приложена сила (Force: 8173 N, рисунок 3), моделирующая влияние на стакан (7) усилия создаваемого управляющим давлением воздуха.

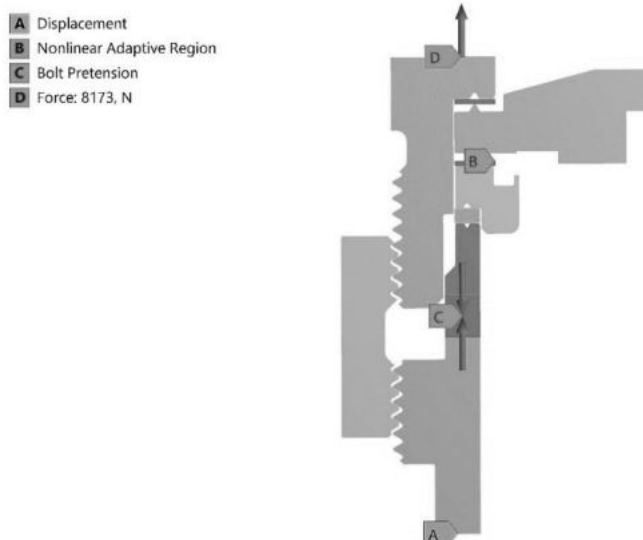


Рисунок 3 – Граничные условия КЭМ

Эксперимент

Для проверки КЭМ были проведены работы по 2-м сборкам и испытаниям клапана. Результаты экспериментальных работ представлены в таблице 1. Затяжка клапана производилась на угол поворота гайки (3) на 180° градусов от упора. Упор — это предварительная затяжка стыка, которая производилась с помощью динамометрического ключа на величину 4,9 Н*м. При обеих сборках клапан прошёл технологические испытания на герметичность без замечаний. Обжатие плоских прокладок происходило при угле поворота гайки в 120° - 150° градусов. При дальнейшей затяжке до угла поворота гайки в 180° градусов изменений в величине обжатия плоских прокладок не происходило. Прямоугольная прокладка начинала деформироваться после обжатия плоских прокладок. Это объясняется возрастанием уплотнительной площади для плоских прокладок относительно прямоугольной, соответственно и усилие необходимое для их дальнейшего обжатия нужно большее.

Таблица 1. Результаты экспериментальных работ.

№ испытания	1	2
Момент на ключе, $M_{кл}$, Н*м	255,1	255,1
Толщина прямоугольной прокладки, мм	1,42	1,46
Толщина прямоугольной прокладки после испытаний, мм	1,26	1,29
Фактическая величина обжатия прямоугольной прокладки, Δ , мм	0,16	0,17
Относительная величина обжатия прямоугольной прокладки, %	11,27	11,64

Сравнение расчётных моделей с экспериментальными данными

Для дальнейшего сравнения экспериментальных данных с конечно-элементной моделью была рассчитана осевая сила, действующую на пакет деталей клапана. Расчёт осевой силы производился с помощью пересчёта замеренного момента на ключе согласно [6].

Расчёт осевой силы, действующей при затяжке гайки (3):

$$F_0 = \frac{M_{кл} \cdot 10^3}{\frac{P}{2 \cdot d_2 \cdot \left(\frac{\pi d_2}{4} + f_p \cdot \frac{P}{P} \right)}} \approx 229044,1 \text{ Н, где}$$

$M_{кл} = 255,1 \text{ Н} \cdot \text{м}$ – значение крутящего момента на ключе;

$$f_p = \frac{f}{\cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \approx 0,2 \text{ – коэффициент трения в резьбе;}$$

$f = 0,18$ – коэффициент трения фрикционной пары материалов гайки и корпуса, гайки и стакана;

$\alpha = 1,047 (60^\circ)$ рад (град) – угол профиля резьбы;

$d_2 = 59,026 \text{ мм}$ – средний диаметр резьбы;

$P = 1,5 \text{ мм}$ – шаг резьбы.

Конечно-элементная модель выполнена для 2-х крайних значений допусков так, чтобы места установки прямоугольной прокладки и плоских прокладок имели максимальные (модель №1) и минимальные (модель №2) радиальные зазоры, а также максимальные и минимальные допуски на кольцевые проточки и кольцевой выступ для плоских прокладок.

Экспериментальный клапан выполнен в диапазоне допусков согласно конструкторской документации.

При осевой силе $F_0 = 22944 \text{ Н}$, соответствующей затяжке на крутящий момент 255,1 Н*м, перемещение деталей для модели №1 составило 1,19 мм, для модели №2 1,66 мм.

Согласно условиям проведения экспериментальной сборки клапана, угол поворота гайки составлял 180 градусов от упора. Перемещение гайки вдоль оси корпуса (4) и стакана (7) определялось по формуле (резьбовое соединение имеет правую и левую резьбы, поэтому угол поворота гайки приводит к удвоенному перемещению деталей относительно друг друга):

$$\Delta = 2 \cdot s \cdot \frac{n\varphi}{360} = 2 \cdot 1,5 \cdot \frac{180}{360} = 1,5 \text{ мм, где}$$

$\varphi = 180^\circ$ – угол поворота гайки;

$s = 1,5$ мм – шаг резьбы.

Также учтена шероховатость, которая даёт разницу между величинами обжатия, она была принята согласно [5] и для одной прокладки составляет $\varphi_1 = 20^\circ$. Итоговое обжатие равно:

$$\Delta_i = \Delta - s \frac{k \cdot \varphi_1}{360} = 1,5 - 1,5 \frac{3 \cdot 20}{360} = 1,25 \text{ мм, где}$$

$k = 3$ – количество прокладок.

Величина расчётного обжатия, согласно экспериментальным данным, находится в полученном с помощью КЭМ диапазоне от 1,19 мм до 1,66 мм.

При действии осевой силы $F_0 = 229044$ Н, согласно результатам КЭМ относительное обжатие прямоугольной прокладки для модели №1 составило 8,67% и модели №2 4,39 %. Данные прокладки имели фактически класс шероховатости $\nabla 4$ ($R_z 40$), поэтому толщина прокладки могла дополнительно уменьшиться за счёт смятия микронеровностей от 0,02 мм до 0,04 мм на сторону. Для прямоугольной прокладки это составило дополнительно от 2,9% до 5,8% к величине обжатия. Поэтому расчётный диапазон обжатия прокладок составил от 7,29% до 14,47%. Экспериментально измеренное обжатие прокладок 11,27% и 11,64%. Также видно, что величина обжатия прокладок входит в расчётный диапазон.

Согласно КЭМ обжатие плоских прокладок происходит при осевой силе 12000 Н и 10000 Н, что соответствует перемещению пакета деталей для модели №1 на 1,49 мм и модели №2 на 1,06 мм (рисунок 4). Дальнейшего изменение величины обжатия данных прокладок не происходит. Данная особенность также была установлена в ходе экспериментальных работ по сборке клапана.

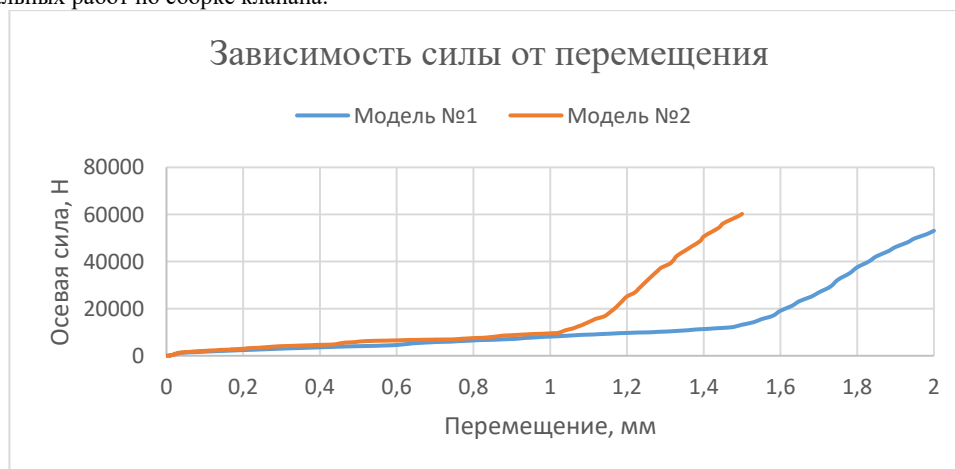


Рисунок 4 - Зависимость силы от перемещения для моделей №1 и №2

При перемещении пакета деталей на 1,25 мм, что соответствует расчётному обжатию при повороте гайки на 180 градусов от упора для модели №1 осевое усилие составило 9524 Н, для модели №2 31585 Н. Экспериментальная расчётная осевая сила равная 229044 Н, также входит в диапазон. Полученная осевая сила в 9524 Н недостаточна для обжатия плоских прокладок, что в свою очередь приведёт к не герметичности клапана, поэтому затяжка на угол поворота гайки как способ для данного клапана не рекомендуется.

Сравнение различных вариантов исполнения закрытого затвора для прямоугольной прокладки

Для исследования была выбрана прямоугольная прокладка, находящаяся в закрытом затворе, так как данная прокладка уплотняет полость с наибольшим давлением и выбор величины обжатия прямоугольной прокладки является итоговым при выборе осевой силы.

Для сравнения с предыдущими моделями были рассмотрены варианты затвора с увеличенными на 0,6 мм кольцевыми проточками и без кольцевых проточек.

В качестве критерия для сравнения было выбрано обеспечение герметичности. Для обеспечения герметичности необходимо иметь контактное давление на прокладке превышающее минимальное давление уплотнения q_{0min} .

Уплотняющее давление в рабочих условиях [7]:

$$q_0 = t p_b = 3,6 * 5,54 = 19,9 \text{ МПа, где}$$

$t = 3,6$ – прокладочный коэффициент.

В нашем случае для прокладки из мягкого алюминия АД1 при уплотнении воздуха необходимо согласно [7] минимальное давление уплотнения $q_{0min} = 88,3$ МПа (900 кгс/см²).

Так как $q_0 < q_{0min}$, то принимаем $q_0 = 88,3$ МПа.

В качестве нагрузки было использовано ранее полученная экспериментально-расчётным путём осевая сила $F_0 = 229044$ Н, также на пакет деталей действовала эксплуатационная нагрузка $F_b = 8176,6$ Н от управляющего давления воздуха. Результаты расчёта с помощью конечно-элементного анализа показаны на рисунке 5 (в последовательности: исполнение согласно КД, кольцевые проточки увеличены на 0,6 мм, без кольцевых проточек).



Рисунок 5 – Распределение контактного давления для вариантов с максимальными и минимальными радиальными зазорами затвора

У моделей с увеличенными на 0,6 мм кольцевыми проточками величина максимальных контактных давлений больше в 1,18 и 1,3 раз относительно моделей №1 и №2 соответственно. У моделей без кольцевых проточек величина максимальных контактных давлений меньше в 1,44 и 1,18 раз относительно моделей №1 и №2 соответственно.

Уменьшение радиальных зазоров на примере моделей №1 и №2 показывает, что в качестве уплотнительных поверхностей выступают и торцевые поверхности прямоугольной прокладки, однако в следствии всестороннего сжатия прокладки усилие необходимое для достижение требуемой величины минимального контактного давления увеличивается.

Дополнительно были рассмотрены варианты с увеличением толщины прямоугольной прокладки, однако заметных различий в величине контактного давления установлено не было.

Выводы

По результатам работы было установлено значительное влияние сочетания допусков изготовления деталей клапана на значение и распределение контактного давления. Поэтому для снижения разброса осевого усилия сборку клапана необходимо осуществлять динамометрическим ключом. А использование нового исполнения деталей позволит снизить осевую силу при сохранении уплотнительного давления, что позволит снизить напряженно-деформированное состояние конструкции и её массу.

Библиографический список

1. Справочник машиностроителя, том 3/ ред. С.В. Сересена, Н.С. Ачеркана. – Москва: Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1951. – 1098 с.
2. ГОСТ 21488 – 97. Прутки прессованные из алюминиевых сплавов. – Взамен ГОСТ 21488-76; Введ. с 01.01.1999. – Москва: Изд-во стандартов, 2001. – 73 с.
3. ГОСТ Р 51834 – 2001. Прутки прессованные из алюминиевых сплавов высокой прочности и повышенной пластичности; Введ. с 17.12.2001. – Москва: Изд-во стандартов, 2002. – 7 с.
4. ТУ 14-1-3564-83. Прутки и полосы и коррозионностойкой и жаропрочной стали. – Взамен ТУ 14-1-1498-75; Срок действ. с 01.09.1983 до 01.09.88. – Москва: ГНЦ ФГУП «ЦНИИчермет им. И.П. Бардина», 2001. – 27 с.
5. ГОСТ 19749 – 84. Соединения неподвижные разъёмные пневмосистем. – Взамен ГОСТ 19749 – 74; Введ. с 01.07.1985 до 01.07.90. – Москва: государственный комитет по стандартам, 1985. – 19 с.
6. Иосилевич, Г.Б. Детали машин: Учебник для студентов машиностроит. спец. вузов / Г.Б. Иосилевич. – Москва: Машиностроение, 1988. – 368 с.
7. Биргер, И.А. Расчёт на прочность деталей машин: справочник /И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич. – Москва: Машиностроение, 1979. – 702 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УГЛА ВЫХОДА ЛОПАТКИ ОСЕВОГО ЗАВИХРИТЕЛЯ НА ПОТОК ВОЗДУХА В ПЕРВИЧНОЙ ЗОНЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Е. В. Новов

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

Одним из основных элементов газотурбинного двигателя или энергетической установки является камера сгорания. Функцией камеры сгорания как модуля газотурбинного двигателя является подвод тепла к рабочему телу путем сжигания топлива. В настоящее время именно этот узел лимитирует процесс совершенствования газотурбинной техники, определяя её важнейшие характеристики: экономические, экологические и ресурсные. В камере сгорания осуществляется подвод тепла к рабочему телу (воздуху) за счет превращения химической энергии в тепловую при сгорании топлива. Рабочий процесс камеры сгорания представляет собой сложную совокупность физико-химических процессов, протекающих в потоке движущегося газа практически одновременно и влияющих друг на друга: течение газообразной среды, теплообмен, распыливание и испарение топлива, смесеобразование, воспламенение, горение, смешение продуктов сгорания с вторичным воздухом. Поток имеет пространственную структуру, с отрывными и циркуляционными зонами, струйными течениями, высокой степенью турбулентности, меняющегося внутри объема [1].

Для более равномерного распределения поля температур и полноценного перемешивания горючего и окислителя (для полного сжигания топлива) головная часть жаровой трубы оснащается фронтным устройством, необходимым для подачи топливно-воздушной смеси (ТВС). Способ ввода воздуха в жаровую трубу через фронтное устройство должен обеспечить создание в передней части жаровой трубы циркуляционные зоны, с зоной обратных токов внутри нее, обеспечивающей стабилизацию горения. Роль генератора циркуляционной зоны чаще всего выполняет лопаточный завихритель, обеспечивающий закрутку воздушного потока, образование области пониженного давления вблизи оси, приводящей к возникновению циркуляционного течения [2].

Для анализа течения в первичной зоне жаровой трубы был введен параметр характеризующий закрученность потока. S_n - число крутки потока. Его запись имеет следующий вид [3]:

$$S_n = \frac{2}{3} \frac{1 - \left(\frac{D_1}{D_2}\right)^3}{1 - \left(\frac{D_1}{D_2}\right)^2} \tan\theta \quad (1)$$

При значениях числа завихрений менее 0,4 рециркуляция потока не получается, и завихрение описывается как слабое. Большинство завихрителей, представляющих практический интерес, работают в условиях сильного завихрения (то есть $S_n > 0,6$). Таким образом, для простого осевого завихрителя минимальный угол лопасти, необходимый для получения сильной рециркуляции ($S_n > 0,6$) для типичного завихрителя с $D_1/D_2 = 0,5$, вычисляется из уравнения 3 как 38° .

Цель работы представляла из себя моделирование течения теплоносителя в первичной зоне камеры сгорания в зависимости от различного угла выхода лопатки θ осевого завихрителя. Моделирование течения производилось при помощи пакета Fluent в Ansys с предварительным построением геометрии, расчетной сетки и настройкой решателя. Используемый теплоноситель – воздух. Построенная 3D геометрия камеры сгорания показана на рисунке 1. Она состоит из корпуса жаровой трубы и фронтного устройства, состоящего из осевого завихрителя, оснащенным лопатками. Пройдя между лопатками завихрителя воздух поступает в жаровую трубу и образует область рециркуляции.

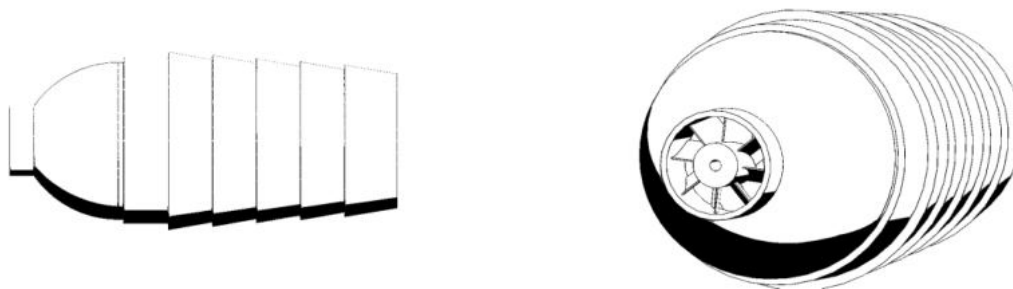


Рисунок 1 – Геометрия камеры сгорания

Основные размер камеры сгорания представлены в таблице 1

Таблица 1 – Основные габариты камеры сгорания

Параметр	Размер, мм
Длина КС, $L_{КС}$	433
Длина ФУ, $L_{ФУ}$	45
Длина лопатки ФУ, $L_{лфУ}$	27
Максимальный диаметр КС, D_{max}	180
Внутренний диаметр завихрителя, D_1	32
Внешний диаметр завихрителя, D_2	70

Геометрия фронтного устройства продемонстрирована на рисунке 2. Она состоит из каркаса с лопатками и форсункой для распыла топлива.

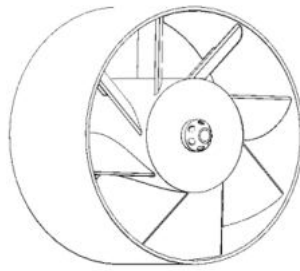


Рисунок 2 – Геометрия фронтального устройства

В расчете участвовали 4 вариации камер сгорания, отличающихся между собой только углом выхода лопаток завихрителя. Под углом выхода лопатки подразумевается угол между осью вращения фронтального устройства и нормалью к выходному торцу лопатки.

На рисунках 3 и 4 наглядно показаны расположения лопаток в зависимости от угла выхода θ .

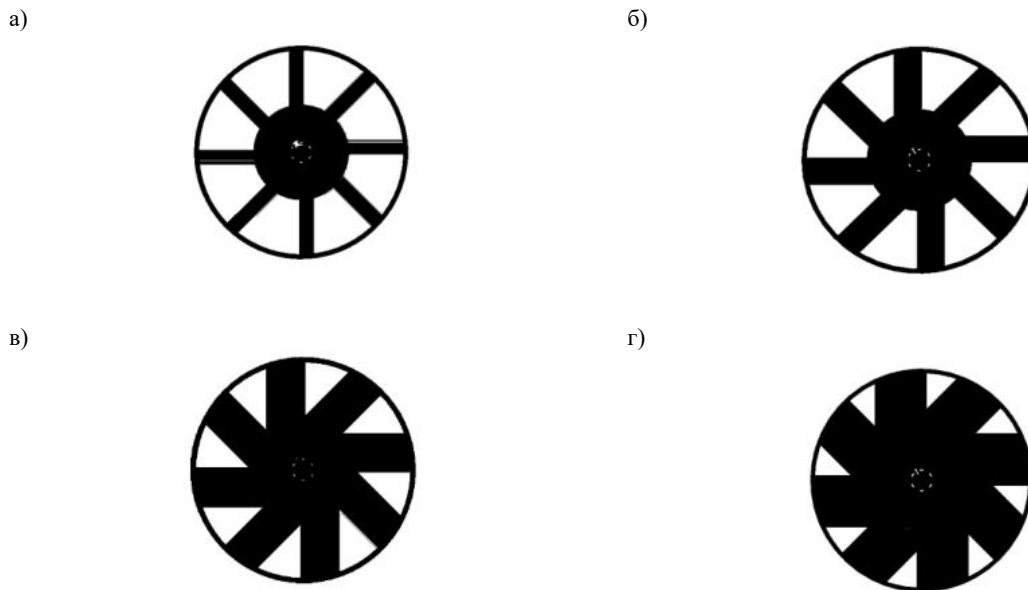
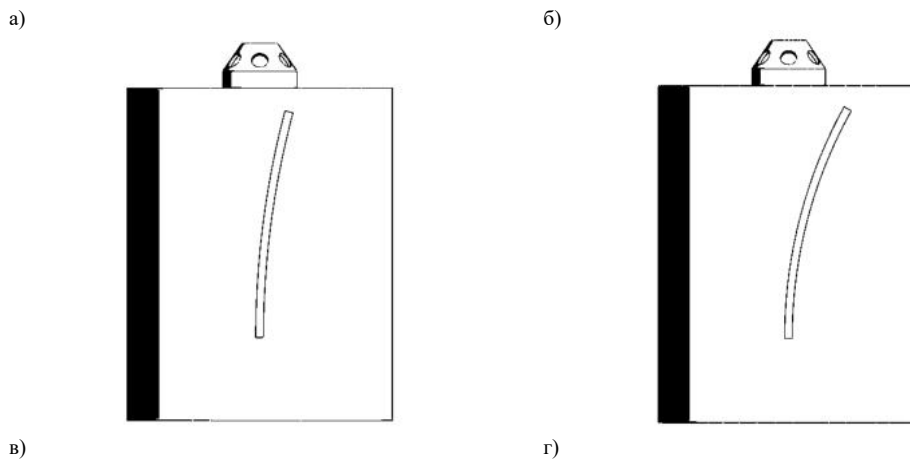


Рисунок 3 – Геометрия фронтального устройства в зависимости от угла выхода лопатки со стороны жаровой трубы.
а) 15° б) 30° в) 45° г) 60°

Таблица 2 – Число крутки потока в зависимости от угла выхода лопатки

θ	15°	30°	ξ	60°
S_n	0.204	0.44	0.762	1.32



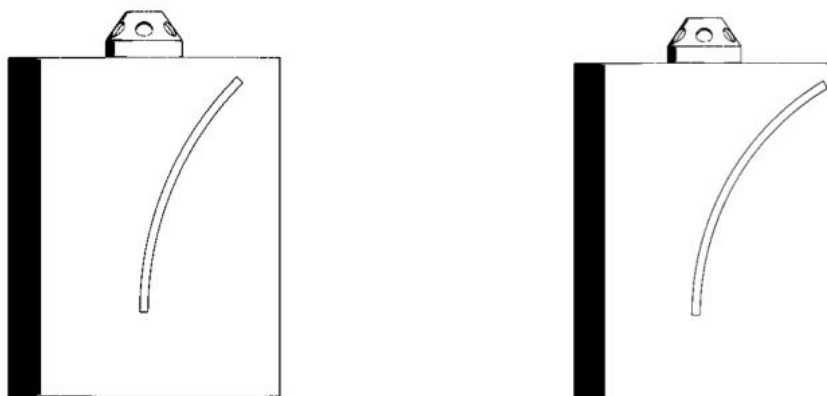


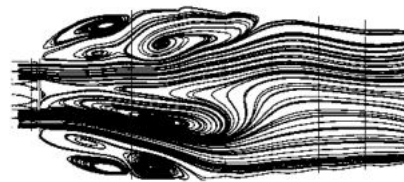
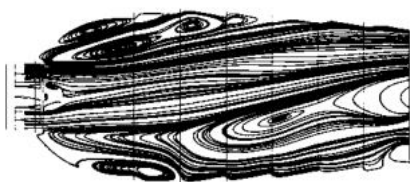
Рисунок 4 – Продольное сечение лопатки в зависимости от угла (вид сверху)
а) 15° б) 30° в) 45° г) 60°

В моделировании течения была использована модель турбулентности $k-\omega$ SST. Массовый расход воздуха был взят $G_v = 0.2$ кг/с. Для воздуха было подключено уравнение идеального газа.

Результаты распределения линий тока в жаровой трубе показаны на рисунке 5.

а)

б)



в)

г)

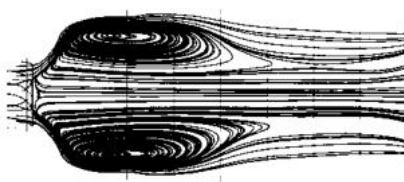
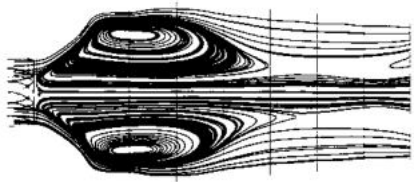


Рисунок 5 – Распределение линий тока воздуха в жаровой трубе в зависимости от угла выхода лопатки
а) 15° б) 30° в) 45° г) 60°

Отчетливо видно, что при большем угле выхода лопасти завихрителя наблюдается большая зона обратных токов. При углах выхода лопатки 15° и 30° обратных течений не возникает. Они возникают при углах выхода 45° и 60°, что подтверждает теоретическая формула (1). Но с другой стороны, чем больше угол θ , тем больше площадь перекрытия лопатки по отношению к воздуху и тем больше потери давления по длине камеры сгорания. Следовательно, нужно стремиться отыскать оптимум, при котором, при заданном угле выхода лопасти θ будет наблюдаться зона обратных токов с минимальными потерями.

Библиографический список

1. Орлов М. Ю. Моделирование процессов в камере сгорания: учеб. пособие / М.Ю. Орлов, С.В. Лукачев, С.Г. Матвеев. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2017. – 292 с.
2. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование камеры сгорания ГТД : учеб. пособие / Н.И. Старцев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. Ун-та, 2007. – 120 с.: ил.
3. Frieder, A. J., Felix, P. C., and Hess, H. J., "Gas Turbines Burning Non-Refined Fuel Oils," Combustion and Flame, Vol. 45, No. 11, pp. 18–29, 1974.

УДК 621.642.03

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ ТОРОСФЕРИЧЕСКОГО БАКА РАЗГОННОГО БЛОКА

Абрахманов Р.Р.

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

Выведение космических аппаратов (КА) на заданные орбиты может осуществляться как прямым способом за счет последовательного срабатывания ступеней ракеты-носителя (РН), так и с использованием дополнительной ступени – разгонного блока (РБ), в общем случае позволяющего реализовывать сложные схемы выведения, которые включают чередование активных и пассивных (баллистических) участков полета, оптимизирующих энергозатраты

на выведение КА. Прямой способ выведения характерен для построения орбит КА с малой высотой полета, а также эллиптических орбит. Простейшим разгонным блоком является так называемая апогейная ступень, одноразово срабатывающая в апогее переходной орбиты, сформированной РН. Для реализации сложных многоимпульсных схем выведения, в том числе со значительным изменением наклона орбиты, в России используются универсальные разгонные блоки «ДМ», «Бриз-М» и «Фрегат».

Базовый РБ «Фрегат» положил начало целому семейству высокоэффективных разгонных блоков, которые созданы и создаются на его основе. Применение на РБ «Фрегат» дополнительных топливных ёмкостей и сбрасываемого блока баков (РБ «Фрегат-МТ» и РБ «Фрегат-СБ») позволили существенно увеличить массу заправляемого топлива и, тем самым, повысить эффективность разгонного блока.

Основной конструктивно-компоновочной схемы РБ «Фрегат» является блок баков (рис.1), построенный по моноблочной несущей схеме. Он имеет торосферическую конфигурацию, состоящую из шести расположенных равномерно по окружности, сваренных друг в друга сферических обечаек диаметром 1360 мм, разделенных сферическими доньшками. Четыре из них являются баками окислителя и горючего, две ёмкости являются отсеками для размещения бортовых приборов и оборудования (один из них герметичен).

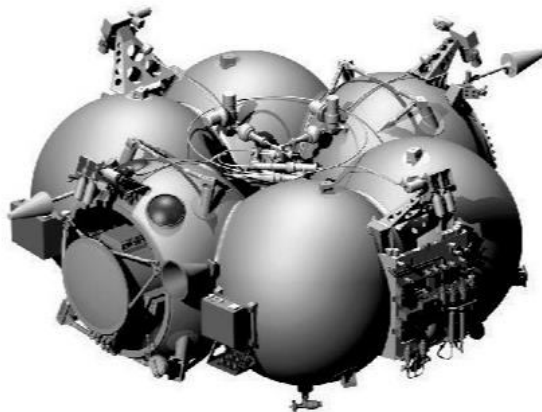


Рис. 1 – Разгонный блок «Фрегат»

В одном из контейнеров (герметичном) размещается моноблок системы управления, включая аппаратуру спутниковой навигации и вентиляторы системы обеспечения теплового режима, в другом (негерметичном) – малый приборный отсек, служебные блоки, а также шарбаллоны высокого давления для двигательных установок.

Так как объем окислителя несколько больше объема горючего, баки окислителя были выполнены полностью сферическими и внедрены в баки горючего. Это позволило обеспечить полную заполняемость баков топливом, добившись наиболее эффективного использования имеющихся объемов. С целью исключения взаимопроникновения самовоспламеняющихся компонентов топлива через перегородку, она была выполнена из специального алюминиевого сплава.

Сферический бак имеет более компактное и технологически простое заборное устройство, легче организуется слив топлива к заборным устройствам. Сферическая оболочка значительно лучше других геометрических форм оболочек воспринимает разного рода локальные нагрузки, что объясняется наличием у сферической оболочки большей по сравнению с другими оболочками постоянной гауссовой кривизны: $\frac{1}{R_1 R_2}$, где R_1 и R_2 - главные радиусы кривизны в меридиальном и окружном направлении.

В настоящей работе приведены некоторые результаты исследования напряженно-деформированного состояния торосферического топливного бака с использованием программного пакета конечно-элементного анализа ANSYS.

Исходные данные для построения расчетной модели и последующего определения напряженно-деформированного состояния конструкции представлены в табл.1.

Табл. 1 - Исходные данные для торосферического бака

Параметр	Значение
Диаметр сферы, м	1.36
Количество сфер, шт	6
Диаметр окружности вращения, м	2.51
Материал	АМг6
Внутреннее давление, МПа	0.25

На основе исходных данных была построена упрощенная расчетная модель бака (рис. 2):

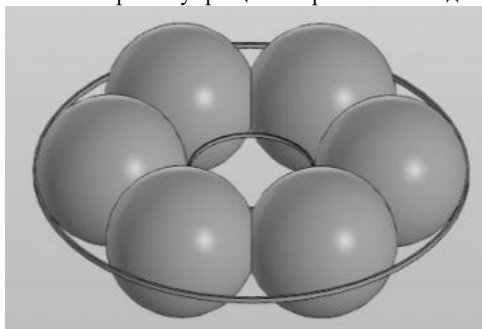


Рис. 2 – Торосферический бак из шести сваренных сфер

Во время проведения анализа толщина оболочки бака подбиралась таким образом, чтобы коэффициент запаса прочности для заданного материала был приблизительно равен единице. В топливном баке, состоящем из шести сваренных сфер, максимальные напряжения сконцентрированы в малой зоне вблизи сварных швов между сферами (носят явно выраженный местный характер) – проявление краевого эффекта. По этой причине в местах концентрации максимальных напряжений были добавлены, в первом случае, скругления (рис.3) и, во втором - кольца треугольного сечения (рис.4) для снижения напряжений и последующего сравнения массовой эффективности баков.

Бак закреплялся по кольцу, расположенному во внешнем экваторе (запрещены перемещения вдоль оси симметрии).

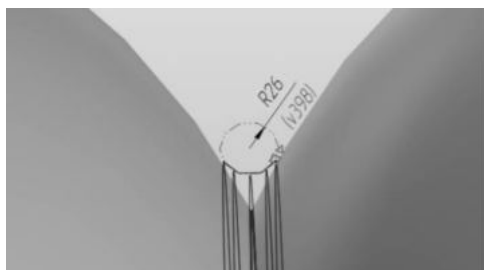


Рис. 3 – Скругления в местах стыка сфер

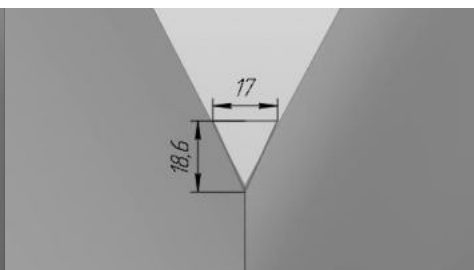


Рис.4 – Кольцо треугольного сечения

Примеры распределения напряжений в оболочках топливных отсеков приведены на рис. 5 и рис. 6 соответственно.

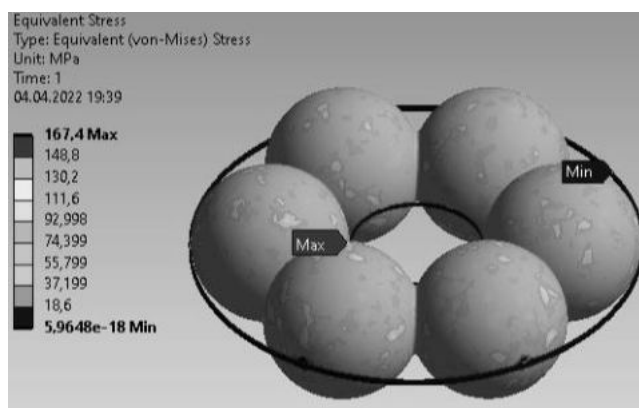


Рис.5 – Напряжения в торосферическом баке при использовании скруглений

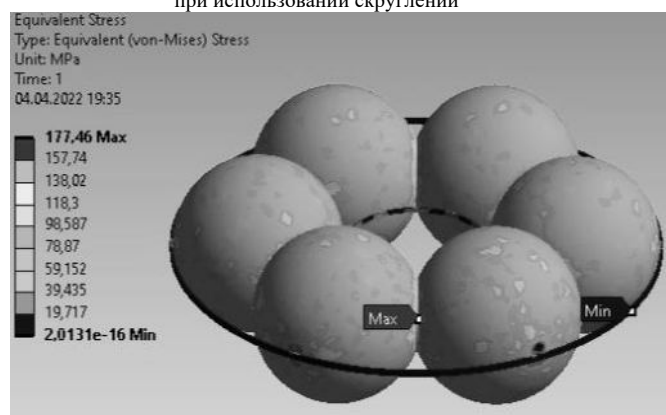


Рис.6 – Напряжения в торосферическом баке при использовании колец

Основные результаты расчетов приведены в табл.2.

Табл.2 – Основные результаты расчетов

бака / Вид	Торосферический со скруглением R = 26 мм	Торосферический с кольцом тр. сечения
Параметр		
Толщина стенки, мм	1.2	1.2
Максимальные напряжения, МПа	167.4	177.46
Коэффициент запаса прочности	1.075	1.014
Масса, кг	124.9	107.46

По результатам исследования можно сделать следующие выводы:

1. В торосферическом топливном баке максимальные напряжения сконцентрированы в зоне сварных швов, что обусловлено наличием краевых эффектов в данных областях.
2. Для торосферических баков выгоднее использовать кольца вместо скруглений, так как это дает значительный выигрыш в массе (16 %).

В дальнейшем планируется проведение расчета оболочки бака с учетом пластических деформаций в зонах краевого эффекта, т.е. с учетом физической нелинейности материала.

Результаты данного исследования могут быть использованы при разработке торосферических топливных баков разгонных блоков и межорбитальных буксиров.

Научный руководитель - Евстафьев В.А.

Библиографический список

1. Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» / Вестник НПО им. С.А.Лавочкина. – Химки, 2014. - №22.
2. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: Учеб. пособ./ В.А. Бруйка, В.Г. Фокин, Е.А. Солдусова, Н.А. Глазунова, И.Е. Адеянов. – Самара: Самар. гос. техн. ун-т., 2010.
3. Евстафьев В.А. Конструирование космических аппаратов. Часть 1. / В.А. Евстафьев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018.
Евстафьев В.А. Основы конструирования космических аппаратов. / В.А. Евстафьев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2008.

УДК 681.5.015.24

ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИИ СПУСКАЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

П.Л. Яндашевская, Р.Ф. Теляков

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

Одной из основных задач, которую необходимо решать при спуске летательного аппарата (ЛА) – попасть в заданную область, поразить цель и при этом затратить как можно меньше ресурсов. В качестве метода для расчета управления, обеспечивающего спуск ЛА в заданную область прицеливания, предлагается использовать один из методов оптимального управления, а именно метод последовательных приближений Крылова-Черноузько, обеспечивающий хорошую сходимость при решении задачи.

Целью данной работы является создание алгоритма для расчета управления и для исследования движения спускаемого летательного аппарата (далее СЛА) в заданную область прицеливания, а также исследования сходимости метода последовательных приближений при решении задачи спуска ЛА. Решение поставленной задачи оптимального управления осуществляется с использованием необходимых условий принципа максимума Понтрягина. Возникающая при этом краевая задача решается с использованием метода последовательных приближений Крылова-Черноузько.

Движение СЛА в вертикальной плоскости с выключенным двигателем определяется следующей системой дифференциальных уравнений (ДУ) (1) [1]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = -(c_{x0} + A\alpha^2) \frac{S \rho V^2}{m} - g \sin \theta; \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{(c_y^\alpha) S \rho V}{m} - \frac{g}{V} \cos \theta; \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \theta; \\ \frac{dx}{dt} = V \cos \theta; \\ m = m_0 = \text{const}; \\ \rho = \rho_0 \cdot e^{(-y/10000)}; \end{array} \right. \quad 1)$$

где V – скорость, θ – угол наклона траектории, y – высота, x – дальность, m – масса, ρ – плотность воздуха, ρ_0 – плотность воздуха на уровне моря, c_{x0} , c_y^α , A – безразмерные аэродинамические коэффициенты, α – угол атаки, S – площадь миделя, g – ускорение свободного падения. Скоростной напор определяется формулой $q = \rho V^2 / 2$.

Управлением является угол атаки, который имеет ограничение (2) [3]:

$$|\alpha| \leq \alpha_{\text{доп}}. \quad 2)$$

Движение СЛА заканчивается при (3):

$$y(\vartheta) = 0. \quad 3)$$

где ϑ – момент времени окончания движения.

Требуется определить программу движения СЛА, обеспечивающую минимум критерия (4):

$$J = \frac{1}{2} (x(\vartheta) - x_{\text{зад}})^2 + \frac{1}{2} (y(\vartheta) - y_{\text{зад}})^2, \quad 4)$$

где $y_{\text{зад}} = 0$; $x_{\text{зад}}$ – координата заданной точки прицеливания.

Для решения задачи используем необходимые условия принципа максимума [4].

Функция Гамильтона для системы (1) с терминальным критерием (4) имеет следующий вид (5):

$$H = -\Psi_V (c_{x0} + A\alpha^2) \frac{S}{m} q - \Psi_V g \sin \theta + \Psi_\theta c_y^\alpha \alpha \frac{qS}{mV} - \Psi_\theta \frac{g \cos \theta}{V} + \Psi_y V \sin \theta + \Psi_x V \cos \theta. \quad 5)$$

Сопряженная система уравнений имеет вид (6):

$$\begin{aligned}
\frac{d\Psi_V}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V} = \Psi_V(C_{x0} + A\alpha^2) \frac{S}{m} \rho V - \Psi_\theta C_y^\alpha \alpha \frac{\rho S}{2m} - \Psi_\theta \frac{g \cos \theta}{V^2} - \Psi_y \sin \theta - \Psi_x \cos \theta; \\
\frac{d\Psi_\theta}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} = \Psi_V g \cos \theta - \Psi_\theta \frac{g \sin \theta}{V} - \Psi_y V \cos \theta + \Psi_x V \sin \theta; \\
\frac{d\Psi_x}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial x} = 0; \\
\frac{d\Psi_y}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial y} = -\Psi_V(C_{x0} + A\alpha^2) \frac{SV^2}{2m} \frac{\rho_0}{10^4} e^{-\frac{y}{10^4}} + \Psi_\theta C_y^\alpha \alpha \frac{S}{m} \frac{V\rho_0}{2 \cdot 10^4} e^{-\frac{y}{10^4}}.
\end{aligned} \tag{6}$$

Необходимые граничные условия для решения сопряженной системы уравнений находим из условий трансверсальности (7), (8):

$$\left[\frac{\partial J}{\partial t} - H \right]_{t=\vartheta}^T \delta t_\vartheta = 0; \tag{7}$$

$$\left[\frac{\partial J}{\partial z} + \Psi \right]_{t=\vartheta}^T \delta z_\vartheta = 0, \tag{8}$$

$$\text{где } z = \begin{bmatrix} V \\ \theta \\ y \\ x \end{bmatrix}; \quad \Psi = \begin{bmatrix} \Psi_V \\ \Psi_\theta \\ \Psi_y \\ \Psi_x \end{bmatrix}; \quad \delta z_\vartheta = \begin{bmatrix} \delta V_\vartheta \\ \delta \theta_\vartheta \\ \delta y_\vartheta \\ \delta x_\vartheta \end{bmatrix}; \quad \frac{\partial J}{\partial z} = \begin{bmatrix} \frac{\partial J}{\partial V} \\ \frac{\partial J}{\partial \theta} \\ \frac{\partial J}{\partial y} \\ \frac{\partial J}{\partial x} \end{bmatrix}.$$

Из условия трансверсальности для времени (7) находим (9):

$$H|_{t=\vartheta} = 0. \tag{9}$$

Условие (8) в развернутом виде имеет вид:

$$\Psi_V(\vartheta) \delta V_\vartheta + \Psi_\theta(\vartheta) \delta \theta_\vartheta + (y(\vartheta) - y_{\text{зад}} + \Psi_y) \delta y_\vartheta + (x(\vartheta) - x_{\text{зад}} + \Psi_x) \delta x_\vartheta = 0.$$

Так как при $t = \vartheta$ фазовые координаты V , θ и x могут принимать любые значения, то из условия трансверсальности, в силу независимости вариаций δV_ϑ , $\delta \theta_\vartheta$, δx_ϑ получаем следующие граничные условия для фазовых координат сопряженной системы (10):

$$\Psi_V(\vartheta) = 0, \quad \Psi_\theta(\vartheta) = 0, \quad \Psi_x(\vartheta) = x_{\text{зад}} - x(\vartheta). \tag{10}$$

Из условия трансверсальности (8) находим значение $\Psi_y(\vartheta)$ (11):

$$\Psi_y(\vartheta) = -\Psi_x(\vartheta) \frac{\cos(\theta(\vartheta))}{\sin(\theta(\vartheta))}. \tag{11}$$

Задача оптимального управления сводится к краевой задаче – найти решение ДУ (1), (6) при заданных начальных условиях, фазовые координаты которых удовлетворяют условиям (10), (11).

По принципу максимума, функция Гамильтона H при оптимальном управлении должна достигать максимума, а управление $\alpha(t)$ должно удовлетворять условию (2).

Функцию Гамильтона представим в виде $H = H_0 + H_1 \alpha^2 + H_2 \alpha$, где (12):

$$\begin{aligned}
H_0 &= -\Psi_V C_{x0} \frac{S}{m} \frac{\rho V^2}{2} - \Psi_V g S \sin \theta - \Psi_\theta \frac{g \cos \theta}{V} + \Psi_y V \sin \theta + \Psi_x V \cos \theta; \\
H_1 &= -\Psi_V A \frac{S}{m} \frac{\rho V^2}{2}; \quad H_2 = \Psi_\theta C_y^\alpha \frac{S}{m} \frac{\rho V}{2}.
\end{aligned} \tag{12}$$

Функция H достигает максимума при следующих значениях (13):

$$\tilde{\alpha}(t) = \begin{cases} \alpha^*(t), & \text{если } H_1 < 0, |\alpha^*(t)| \leq \alpha_{\text{доп}}; \\ \alpha_{\text{доп}} \text{Sing}[\alpha^*(t)], & \text{если } H_1 < 0, |\alpha^*(t)| > \alpha_{\text{доп}}; \\ \alpha_{\text{доп}}, & \text{если } H_1 \geq 0, H_2 > 0; \\ -\alpha_{\text{доп}}, & \text{если } H_1 \geq 0, H_2 < 0; \\ \pm \alpha_{\text{доп}}, & \text{если } H_1 > 0, H_2 = 0; \quad (\text{скользящий режим}) \\ \text{режим особого управления,} & \text{если } H_1 = H_2 = 0, \end{cases} \tag{13}$$

$$\text{где } \alpha^*(t) \text{ (14):} \quad \frac{\partial H}{\partial \alpha} \Big|_{\alpha=\alpha^*} = 0, \tag{14}$$

$$\text{откуда (15):} \quad \alpha^*(t) = -\frac{H_2}{2H_1}. \tag{15}$$

Поставленная задача оптимального управления решается с помощью метода последовательных приближений. Его алгоритм состоит в следующем [3]:

- 1) задается начальное приближение управления $\alpha^0(t)$.
- 2) Решается ДУ (1) с начальными условиями и выбранным управлением $\alpha^0(t)$ от t_0 до момента окончания движения, определяемого условием (3). Полученное решение обозначается через $x^0(t)$.
- 3) Совместно в обратном направлении от ϑ до t_0 решаются ДУ (1) с граничными условиями $x(\vartheta) = x^0(\vartheta)$, управлением $\alpha^0(t)$ и система уравнений (6) с граничными условиями (10), (11).
- 4) Одновременно из условия максимума функции H в каждый момент времени находится $\alpha^1(t)$:
$$\max_{u^1(t) \in U} H(t, x^0(t), \Psi^0(t), \alpha^1(t)). \tag{16}$$
- 5) Найденное новое управление $\alpha^1(t)$ подставляется в (1) и находится $x^1(t)$.

6) Переходим к шагу 1.

Если процесс последовательных приближений сходиться, то вычисления продолжают до тех пор, пока значение функционала (4) не станет меньше допустимого значения, определяемого точностью решения задачи. Для улучшения сходимости метода существует модификация алгоритма [2]. Для модификации алгоритма новое приближение управления $\tilde{\alpha}(t)$ ищется в следующем виде (17):

$$\alpha^1(t) = \alpha^0(t) + S(\tilde{\alpha}(t) - \alpha^0(t)). \quad (17)$$

Параметр S находится из условия уменьшения значения критерия оптимальности (4) на каждой итерации. Если значение функционала на новой итерации увеличивается, то S уменьшается в два раза.

Задача решалась при следующих начальных условиях, представленных в таблице 1.

Таблица 1
Начальные данные

Величина	Значение
Начальное значение дальности, x_0 , м	35000
Начальное значение высоты полета, y_0 , м	68000
Начальное значение скорости полета, V_0 , м/с	3000
Начальное значение угла наклона траектории, θ_0 , град.	-10
Максимально допустимое значение угла атаки, $\alpha_{\text{доп}}$, град.	15
Масса СЛА, м, кг	16600
Площадь миделя СЛА, S, м ²	1,539

Прежде чем перейти к расчету оптимальной траектории надо найти размеры области прицеливания. Для этого решается система ДУ (1) с ограничением (2) при различных программах управления $\alpha = [-15^\circ; 0^\circ; 15^\circ]$.

На рис. 1 и 2 изображены результаты в соответствии с программой управления.

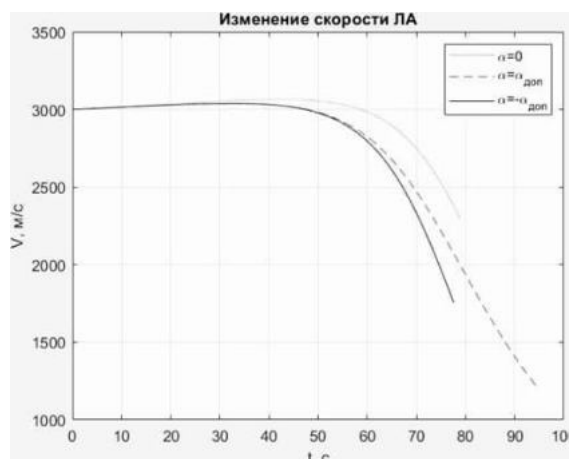


Рис. 1. Изменение скорости ЛА при различных управлениях

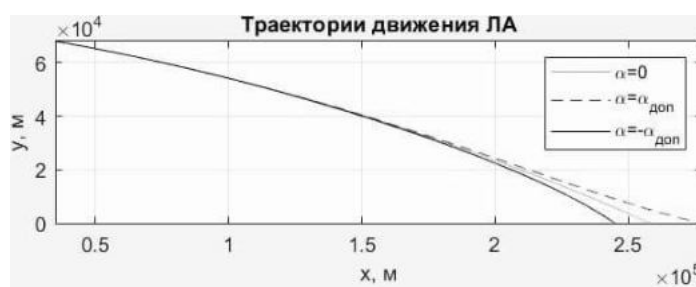


Рис. 2. Траектории движения ЛА при различных управлениях

По рис. 2 видно, что область прицеливания находится в пределах от 244910 м до 277494 м.

Результаты расчета оптимальной траектории спуска для заданных значений дальности полета представлены на рис. 3 – 6 и в таблицах 2 – 4.

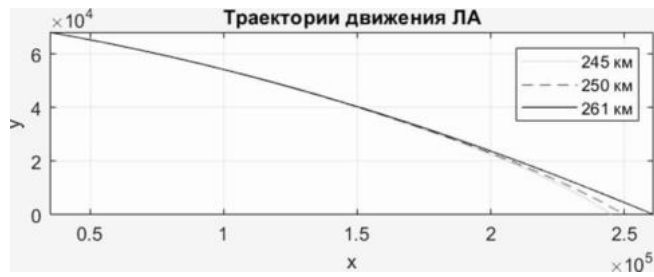


Рис. 3. Траектории спуска для различных $x_{зад}$.

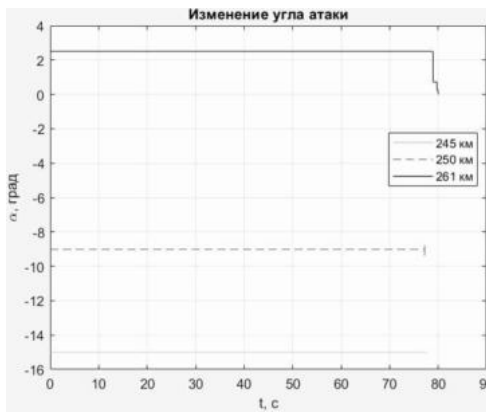


Рис. 4. Изменение угла атаки для различных $x_{зад}$.

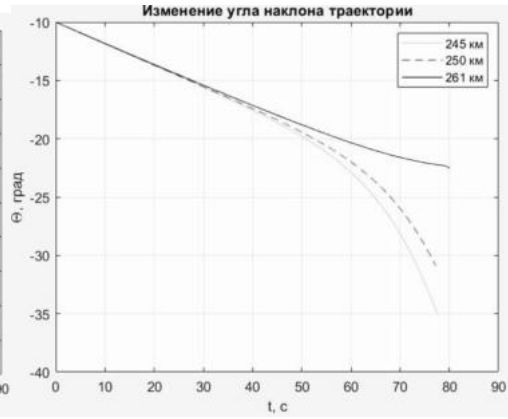


Рис. 5. Изменение угла наклона траектории для различных $x_{зад}$.

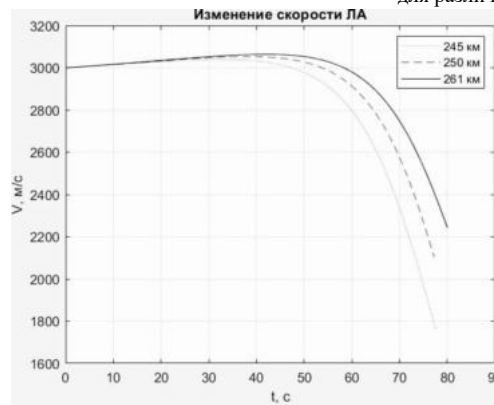


Рис. 6. Изменение скорости для различных $x_{зад}$.

В таблице 2 показано изменение критерия оптимальности в процессе выполнения итераций при движении в точку $x_{зад} = 245$ км, в таблице 3 – при движении в точку $x_{зад} = 250$ км, в таблице 4 – при движении в точку $x_{зад} = 261$ км. Краевая задача решалась с точностью $\varepsilon = |x - x_{зад}| = 100$ м.

Таблица 2
Изменение J при $x_{зад} = 245$ км

№ итерации	S	$J, м^2$	$ x - x_{зад} , м$	$x(\theta), м$	$\theta, с$
0	–	8,8178e+07	1,3280e+04	2,5828e+05	78,96
1	1	2,6008e+06	1,8535e+03	2,4685e+05	78,96
2	1	162,8349	17,7681	2,4502e+05	77,63

Таблица 3
Изменение J при $x_{зад} = 250$ км

№ итерации	S	$J, м^2$	$ x - x_{зад} , м$	$x(\theta), м$	$\theta, с$
0	–	3,4278e+07	8,2799e+03	2,5828e+05	78,96
1	1	5,8332e+06	3,1465e+03	2,4685e+05	78,96
2	1	2,6921e+07	737,4741	2,5074e+05	77,63
	0,25	1,6309e+06	1,7725e+03	2,5177e+05	
3	1	1,4886e+07	5,4470e+03	2,4455e+05	77,31
	0,25	4,4341e+04	282,4185	2,4972e+05	
4	1	2,8476e+07	59,2994	2,4994e+05	77,23
5	1	1,5392e+07	5,5351e+03	2,4446e+05	77,25
	0,0625	4,7947e+03	95,5284	2,4990e+05	

Таблица 4
Изменение J при $x_{зад} = 261\text{км}$

№ итерации	S	$J, \text{м}^2$	$ x - x_{зад} , \text{м}$	$x(\vartheta), \text{м}$	$\vartheta, \text{с}$
0	–	3,6994e+06	2,7201e+03	2,5828e+05	78,96
1	1	5,0633e+07	7,6727e+03	2,5333e+05	
	0,125	3,2411e+06	2,4430e+03	2,5856e+05	
2	1	3,7162e+07	6,1404e+03	2,5486e+05	79,77
	0,0312	2,7119e+05	715,3747	2,6028e+05	
3	1	3,4135e+07	5,7487e+03	2,5525e+05	79,98
	0,0078	3,8546e+04	275,2193	2,6072e+05	
4	1	3,3442e+07	5,6557e+03	2,5534e+05	80,03
	0,0312	2,8297e+04	166,2591	2,6083e+05	
5	1	3,3168e+07	5,6186e+03	2,5538e+05	80,05
	0,0312	2,3088e+04	125,0867	2,6087e+05	
6	1	3,2895e+07	5,5815e+03	2,5542e+05	80,07
	0,0625	6,4872e+04	95,2803	2,6090e+05	

Результаты моделирования показывают, что для выбранных параметров математической модели СЛА требуется от пяти до шести итераций. Причем чем ближе было выбрано начальное приближение управления $\alpha^0(t)$ к требуемому управлению СЛА, тем меньше итераций необходимо для решения задачи.

Результаты моделирования показывают, что метод последовательных приближений обладает хорошей сходимостью и может быть использован для нахождения управления, обеспечивающего попадание СЛА в заданную область прицеливания.

Библиографический список

1. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. “Динамика полета беспилотных летательных аппаратов” Издание 2-е, переработанное и дополненное. — Машиностроение: Москва, 1973, 616 с.
2. Теляков Р.Ф. Исследование сходимости метода последовательных приближений при решении задачи спуска ЛА в заданную точку // Пятые Уткинские чтения: Материалы международной научно-технической конференции. – СПб: БГТУ, 2011. – С. 162-163.
3. Толпегин О.А. Численные методы решения задач оптимального программного управления. Учебное пособие. Л. Лен. мех. институт, 1987.
4. Толпегин О.А. Методы оптимального управления. Учебное пособие. Л. Лен. мех. институт Л., 1985.

УДК 629.764.7

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ПОСАДКИ ВОЗВРАЩАЕМОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ И МЕТОДОВ АККУМУЛИРОВАНИЯ ЭНЕРГИИ ГАЗОВОЙ СТРУИ

С.А. Корешкова, О.В. Исправникова, А.С. Шметкова, Р.А. Пешков

Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет)

В последние годы одним из самых актуальных вопросов ракетно-космической отрасли стало моделирование и проектирование процесса посадки первой ступени ракеты-носителя (РН) для ее повторного использования в дальнейшем. Развитие этого общемирового тренда связано, прежде всего, со снижением удельной стоимости выведения полезной нагрузки в космическое пространство и увеличением числа пусков. Однако, частоту пусков можно увеличить и путем разработки частными компаниями во всем мире, в том числе и в России РН различной грузоподъемности, например, малого и среднего класса

В настоящее время значительных успехов в вопросе посадки возвращаемой ступени удалось добиться американской частной компании «SpaceX», создавшей и успешно эксплуатирующей РН «Falcon-9» с системой спасения первой ступени. Схема спасения включает в себя: управляемый вход в атмосферу и вертикальную посадку с помощью повторного включения маршевой двигательной установки (ДУ).

Элементы системы спасения:

– маршевая ДУ, способная включаться повторно на участке спуска для снижения скорости падения объекта. Необходимый запас топлива формируется за счёт увеличенного основного запаса топлива, который расходуется на участке выведения. Посадочное торможение начинается на высоте 2 километра, когда относительная скорость равна 800 км/ч, на этом этапе расходуется 4,4 тонны топлива [1];

– реактивная система управления (РСУ). РСУ используется для задания спускаемому объекту правильного положения в пространстве. Система осуществляет работу на «холодном газе», расположенного в шар-баллонах. После отделения, РСУ может осуществить разворот объекта до 90°. Система располагается на переходном отсеке;

– складные аэродинамические решётчатые рули, которые располагаются в переходном отсеке. Работая в тандеме рули и РСУ обеспечивают ориентацию в пространстве и управление ступени на всех этапах приземления;

– складная система шасси, обеспечивающая амортизацию при посадке и устойчивое положение после приземления.

Среди всех элементов системы спасения складные шасси является одной из наиболее важных, потому что их неисправность может привести к сбою всей миссии.

Общая схема шасси при вертикальной посадке представлена ниже (рис.1). Данная схема позволит избежать прямого воздействия реактивной струи на шасси на этапе посадки при повторном включении маршевого двигателя, а также упростит получение устойчивого положения ступени на момент приземления.



Рисунок 1. Общая схема складных шасси

Конструкция складной системы шасси представляет собой четыре опорные стойки, выполненные из углепластика. Каждая опора состоит из основной, вспомогательной стойки, привода, демпфера и подножки [2].

Однако, такая общая масса конструкций складных шасси составляет от 2 тонн, что значительно уменьшает массу полезного груза, выводимого на орбиту.

Если учитывать, что элементы РН будут приземляться на планете Земля, то будет уместной идея создания наземной системы спасения элементов РН, то есть без использования в элементах спасения складных шасси. Решение этой задачи приведет к снижению сухой массы первой ступени. Подобные системы находятся в стадии разработки, их различные концепции представлены центральным научно-исследовательским институтом машиностроения и «SpaceX». Система Маска представляет собой башенный кран с механизированной «рукой» (рис.2). «Рука» будет производить захват ступени ракеты для дальнейшей дозаправки и установки следующего модуля.



Рисунок 2. Башенный кран с механизированной рукой

Не менее интересное конструктивное решение данного вопроса предложили Шохов Г.В. и Назаров С.С. [3]. Конструкция представлена на рис.3.

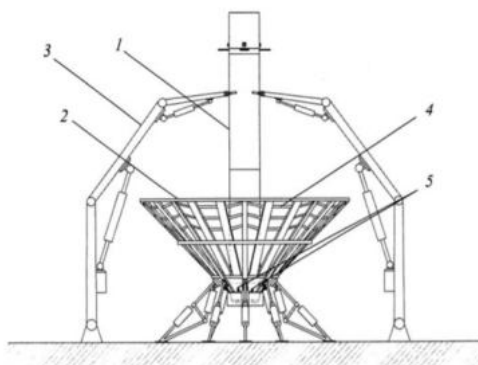


Рисунок 3. Устройство для посадки:

1 – возвращаемая ступень, 2 – посадочное устройство, 3 – механический манипулятор, 4 – сетчатая конструкция посадочного устройства, 5 – крепежи

Принцип действия до самого момента приземления аналогичен схеме спасения с многократным включением ДУ. Последний этап же будет отличаться отсутствием посадочных шасси, функцию которых будет выполнять устройство для посадки. В момент последнего включения ДУ ступень будет выровнена для захвата механическими манипуляторами, они будут сопровождать ступень до момента крепления объекта на посадочном устройстве.

По сравнению с предложенным выше вариантом (рис. 2) этот более сложный, но создание конструкции данной формы позволит упростить фазу приземления.

Обе последние схемы захвата возвращаемой ступени ракеты обладают большим потенциалом, однако, требуют некоторых модернизаций. Если в схеме посадки на выдвигаемые штанги все основное усилие приходится на корпус ступени ракеты, то в данном случае это усилие воспринимают аэродинамические рули, обладающие достаточной прочностью, чтобы выдержать зажимное усилие и вес всей ступени. Также в башенном кране с механизированной рукой основной задачей для проектирования становится программирование точного управляемого захвата в нужный момент, когда ступень достигает необходимой высоты. В схеме, предложенной Шоховым Г.В. и Назаровым С.С., присутствует такая же задача. Кроме того, при воздействии газовой струи, истекающей из ДУ, на сетчатую конструкцию посадочного устройства может возникнуть распыл струи, вследствие чего может возникнуть термосиловое воздействие на корпус самой ступени ракеты.

Таким образом, необходимо изучение способов аккумулирования энергии газовой струи и преобразования ее в полезную механическую работу захватов ступени ракеты с целью проектирования общей конструкции автономного посадочного агрегата, способного с помощью системы преобразования энергии под действием давления газовой струи самостоятельно «захватывать» возвращаемую ступень РН при посадке.

Существует множество методов преобразования энергии из одних форм в другие. Это, например, преобразование тепловой энергии в механическое движение в теплоэнергетических установках, преобразование течений воды и воздуха в электрическую энергию в гидротурбинах и ветровых генераторах, и преобразование солнечной энергии в электрическую в селеновых элементах и многие другие.

В ракетно-космической технике такие методы применяются в газотурбинных генераторах (рис. 4). Газовая турбина – это своеобразный тепловой двигатель, задача которого вращаться вследствие воздействия газовой струи. Устроена она таким образом, что главная часть турбины – колесо, на которое прикреплены наборы лопаток. Газ, воздействуя на лопатки газовой турбины, сообщает им усилие, которое приводит колесо во вращение. Колесо в свою очередь скреплено с валом. Вследствие этого движения, происходящего внутри двигателя газовой турбины, достигается получение механической энергии, которая передается на электрогенератор, на гребной винт корабля, на воздушный винт самолета и другие рабочие механизмы аналогичного принципа действия.

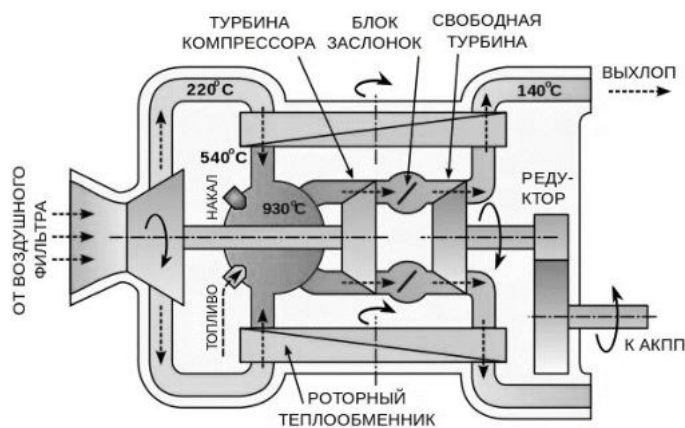


Рисунок 4. Схема работы газотурбинного генератора

Такая схема аккумулирования энергии газовой струи может быть применена в стартовых и посадочных комплексах, что может стать дополнительным источником электрической энергии.

Также большим потенциалом в решении данной проблемы обладают пневмо- и гидropоршни. Принцип их работы в рамках преобразования энергии газовой струи на посадочных сооружениях может быть следующим: газовая струя приземляющейся ступени РН рассекается в 4 направлениях с помощью рассекающего конусообразной формы и направляется в поршневые гидро- или пневмодвигатели, установленные перпендикулярно потокам струй. Усилие, оказываемое этими потоками, приводит поршни в движение, что создает внутреннее давление, перенаправляемое далее по магистралям в рабочие цилиндры, жестко закрепленные на механических манипуляторах.

Для исследования оптимальных параметров посадочного агрегата, таких как геометрические размеры сооружения, значения внутренних усилий поршней, а также проектирования системы передачи усилий на совершение полезной работы разработана математическая модель и проведено программное моделирование процесса приземления отработавшей ступени.

Математическая модель процесса вертикальной посадки ступени ракеты. Расчет основных параметров газодинамических процессов при взаимодействии струй газа, истекающих из сопла ДУ, с элементами посадочного сооружения включает в себя численное моделирование в программном пакете ANSYS Fluent и решение системы энергетических уравнений.

Основными уравнениями, используемыми для математического моделирования динамики вязкого теплопроводного газа являются дифференциальные уравнения Навье-Стокса, и уравнение состояния идеального (совершенного) газа. Турбулентный режим течения моделируется с помощью осреднения основных уравнений по Рейнольдсу с использованием модели турбулентности k-ε realizable.

В работе использована геометрия двумерной расчетной области, полученная посредством оптимизации значений геометрических параметров. Расчет проведен от входного сечения сопла. До генерации сетки заданы

границы: входная (inlet), выходная (outlet) и стенка (wall). Для модели использовалась треугольная расчетная сетка со сгущением сетки на границе wall расчетной области.

В качестве рабочего тела принят сухой воздух, подчиняющийся закону идеального газа. Граничные условия задаются следующим образом. Для inlet: полное давление – 70 атм, статическое давление в области сверхзвукового потока – 69 атм, температура 1300 К. На границе outlet заданы избыточное статическое давление, равное 1 атм, и температура обратного потока 300 К. На рисунке 5 показана расчетная сетка модели с заданными границами.

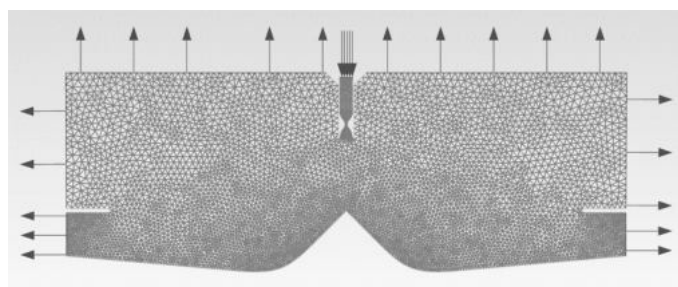


Рисунок 5. Расчетная сетка модели с заданными границами

Проведены расчеты в программе ANSYS Fluent при использовании различных моделей турбулентности. Для более быстрой сходимости расчета использованы «связанная» схема параметров «давление-скорость» и гибридная инициализация. Расчет проводился до тех пор, пока невязки не становились меньше 10^{-3} или их графики не принимали вид прямых линий. На рисунке 4 показано распределение скорости, температуры и давления газового потока, действующих на поршни.

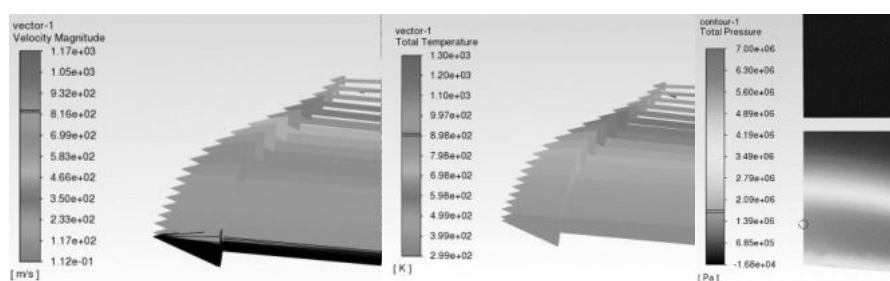


Рисунок 6. Распределение скорости, температуры и давления на поршень

В результате математического моделирования получены следующие усредненные результаты: скорость газовой струи на границе поршня 816 м/с, температура 898 К, давление 1,7 МПа.

Течение газа может быть также описано основными энергетическими уравнениями, если в «живом» сечении потока известны или могут быть найдены параметры газа и скорость его течения. Следствие из уравнения количества движения выглядит следующим образом:

$$F = p_{дин} \cdot S,$$

$$p_{дин} = \frac{\rho \cdot V_{срх}^2}{2},$$

где F – усилие, создаваемое потоком газа на поршень, $p_{дин}$ – динамическое давление потока газа, S – площадь границы поршня, на которую воздействует струя, ρ – плотность потока газа, $V_{срх}$ – усредненная скорость потока в месте давления.

Из этого уравнения можно определить величину усилия потока, действующего на стенку поршня, которое равно 1,59 МПа, что соответствует полученным результатам математического моделирования. Следовательно, необходимо спроектировать такую систему передачи усилий, чтобы при достижении максимального давления потока газовой струи механические манипуляторы начинали движение по захвату ступени ракеты на оптимальном значении высоты самой ступени.

Далее, имея все необходимые параметры, такие как усилие на поршне, вес, высоту и диаметр ступени ракеты, геометрические параметры механических манипуляторов, можно спроектировать систему передачи усилия по магистралям гидро- или пневмоцилиндров для выполнения захвата возвращаемой ступени. Однако, стоит заметить, что целесообразнее будет использовать гидроцилиндры из-за высоких температур, действующих на посадочный агрегат. Газ, находящийся в цилиндре, под температурным воздействием, расширяется по изохорному процессу, что приводит к увеличению давления внутри штока, и, как следствие, усилие на поршень придется увеличивать. Гидроцилиндры не имеют такой особенности из-за несжимаемости жидкости, что делает их наилучшим вариантом для данной схемы.



Рисунок 7. Схема гидравлического цилиндра

Еще одним достоинством использования гидроцилиндров является их большой выбор и разнообразие, что не вызовет проблем с подбором подходящего для работы в таких тяжелых условиях. Например, в сталеплавильных и конверторных производствах гидроцилиндры должны работать в условиях очень высоких температур. Для таких условий разработаны специальные цилиндры с двойной рубашкой и принудительным водяным охлаждением. Жаропрочная сталь, высокотемпературные уплотнения и специальные скребки чистки штока позволяют цилиндрам эффективно работать со встроенными системами положения штока, чувствительными к высоким температурам [4].

Механические захваты с системой передачи энергии могут выглядеть следующим образом, представленным на рисунке 8, но полноценная схема зависит от необходимых параметров, которые определяются возвращаемой ступенью ракеты.



Рисунок 8. Общий вид механических манипуляторов

Выводы. На основании вышеизложенного можно сделать вывод, что существует множество разрабатываемых способов посадки возвращаемой ступени ракеты, что доказывает актуальность задачи. Применение выше указанных систем зависит от поставленных требований и начальных условий, таких как: ограничения на массу элемента в момент отделения и приземления, место посадки (морская платформа, наземная площадка). Кроме того, идея использования энергии газовой струи, истекающей из ДУ, имеет большой потенциал в ракетно-космической технике и при решении других задач.

Библиографический список

1. Кузнецов Ю.Л. Анализ влияния схемы полёта ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса / Ю.Л. Кузнецов, Д.С. Украинцев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2016. – № 1. – С. 73–80.
2. Yue S. Liquid spring damper for vertical landing Reusable Launch Vehicle under impact conditions / Yue S., Titurus B., Nie H., Zhang M. // Mechanical Systems and Signal Processing. – 2019. – Vol. 121. – pp. 579–599.
3. Пат. №2740525 С1 Российская Федерация, МПК В64G 5/00. Устройство для посадки возвращаемой ступени ракеты-носителя / Г.В. Шохов., С.С. Назаров: заявитель Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (АО «ЦНИИмаш»). – № 2020118228; заявл. 22.05.2020; опубл. 15.01.2021.
4. Специальные гидроцилиндры для металлургии и гидротехнических сооружений [Электронный ресурс] / Пневмакс. URL: <https://pneumax.ru/docs/spravochno-tekhnicheskaya-informatsiya/spetsialnye-gidrotsilindry-dlya-metallurgii-i-gidrotekhnicheskikh-sooruzheniy/> (дата обращения: 22.04.2022).

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ПРИМЕНЕНИЯ МАНЕВРЕННЫХ КА ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО МОНИТОРИНГА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Гавриленко М.И., Ермолаев В.И.

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

Одной из наиболее важных областей практического применения малых космических аппаратов (МКА) является создание систем оперативного мониторинга земной поверхности.

Космические аппараты наблюдения позволяют получать высококачественные снимки и детальную информацию о нашей планете, что позволяет рационально использовать ее ресурсы, а также получать информацию с районов чрезвычайных ситуаций и природных аномалий. Однако для получения необходимого разрешения на местности используются низкие околоземные орбиты и аппаратура с относительно малым углом обзора. В связи с этим периодичность обзора космическим аппаратом объектов на земной поверхности составляет 3-5 суток. Данные значения периодичности обзора не позволяют проводить оперативный мониторинг районов, в которых имеют место стихийные бедствия или техногенные аварии.

В ближайшей перспективе для решения данной проблемы предлагается наращивать количество МКА в составе орбитальных группировок, что требует больших экономических затрат. В связи с этим возникает необходимость исследования возможности снижения периодичности наблюдения земной поверхности при ограниченных экономических затратах.

В БГТУ «Военмех» предложен альтернативный способ повышения оперативности получения информации с требуемых районов - двухрежимный способ наблюдения земной поверхности, основанный на использовании маневренных КА [1]. Суть данного решения в том, что МКА наблюдения будут функционировать в двух режимах: в режиме глобального наблюдения и режиме регионального наблюдения.

Режим глобального наблюдения (РГН) основан на использовании кратносинхронных орбит. Период обращения КА на такой орбите позволяет обеспечивать ежедневный сдвиг трассы на расстояние, равное ширине полосы обзора бортовой аппаратуры. В результате космический аппарат обеспечивает просмотр всей поверхности Земли. Однако периодичность обзора составляет величину 3-5 суток. Данный режим используется существующими КА наблюдения.

Режим регионального наблюдения (РРН) предполагает использование квазисинхронных орбит, которые позволяют вести оперативную съемку заданных районов на поверхности Земли с периодичностью 0,5-1 сутки. Однако они не обеспечивают наблюдение всей земной поверхности (между трассами на соседних витках расстояния существенно превышают ширину полосы обзора КА). Переход в данный режим наблюдения осуществляется путем перевода КА с кратносинхронной орбиты на близкую компланарную квазисинхронную орбиту, обеспечивающую ежедневное повторение трассы. При этом прохождение трассы через заданный район на земной поверхности обеспечивается за счет выбора рабочей точки на квазисинхронной орбите (обеспечения определенного значения аргумента широты КА на квазисинхронной орбите).

В результате предлагаемый способ позволяет снизить периодичность получения оперативной информации при ограниченном количестве КА в составе орбитальной группировки и одновременно сохранить возможность глобального обзора земной поверхности, необходимую для решения плановых задач.

В результате проведенных исследований были установлены параметры рабочих орбит, обеспечивающие реализацию указанных режимов наблюдения, с учетом возможностей и требований к целевой аппаратуре [1]. Высота орбиты глобального наблюдения (ОГН): $H_g = 621,4$ км. Высота орбиты регионального наблюдения (ОРН): $H_p = 561,4$ км.

Основными показателями качества перелетов между кратносинхронными (ОГН) и квазисинхронными (ОРН) орбитами являются затраты характеристической.

В ходе исследований рассматривались три способа изменения режима наблюдения, основанные на использовании гомановской схемы межорбитальных перелетов: с фазированием на орбите глобального наблюдения, с использованием орбиты фазирования с радиусом меньшим радиуса орбиты регионального наблюдения, с использованием орбиты фазирования с радиусом большим радиуса орбиты глобального наблюдения.

Схема перелета с фазированием на орбите глобального наблюдения представлена на рисунке 1. При поступлении команды на переход из РГН в РРН космический аппарат ожидает на ОГН (участок $КА_0$ – $КА_1$) наступления такого взаимного положения между КА и рабочей точкой (РТ), когда переход между орбитами по гомановской схеме (участок $КА_1$ – $КА_2$) обеспечит попадание КА в требуемую рабочую точку на орбите регионального наблюдения - $РТ_2$.

Математические соотношения для определения времени изменения режима наблюдения с фазированием на орбите глобального наблюдения представляют собой следующую систему уравнений:

$$\varphi_{РТ} - \varphi_{КА} = \varphi_{см}, \quad (1)$$

$$\varphi_{КА} = t_{\phi} \cdot \omega_r + \pi, \quad (2)$$

$$\varphi_{РТ} = \omega_p(t_{\phi} + t_{п}), \quad (3)$$

$$t_{\Sigma} = t_{п} + t_{\phi}. \quad (4)$$

где $\varphi_{РТ}$ - угловое перемещение рабочей точки на ОРН за время изменения режима наблюдения;

$\varphi_{КА}$ - угловое перемещение КА за время изменения режима наблюдения;

$\varphi_{см}$ - угол между КА и РТ в начальный момент времени;

t_{ϕ} - время фазирования (ожидание начала маневра) на ОГН;

$t_{п}$ - время выполнения межорбитального перелета с ОГН на ОРН;

t_{Σ} - время изменения режима наблюдения;

ω_r - угловая скорость движения по ОГН;
 ω_p - угловая скорость движения по ОРН.

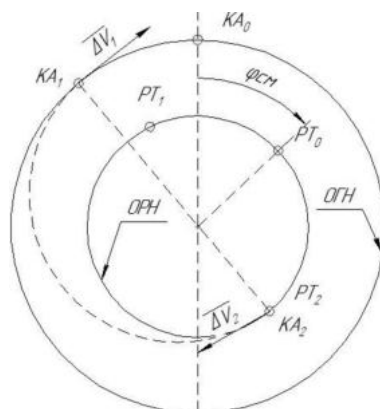


Рисунок 1. Способ изменения режима наблюдения с фазированием на орбите глобального наблюдения

Схема перелета с использованием орбиты фазирования с радиусом меньшим радиуса орбиты регионального наблюдения представлена на рисунке 2.

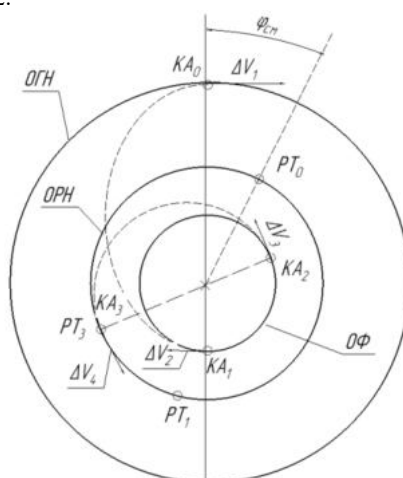


Рисунок 2. Способ изменения режима наблюдения с использованием промежуточной ОФ ниже ОРН

При поступлении команды на переход из РГН в РРН космический аппарат совершает перелет на внутреннюю дополнительную орбиту - орбиту фазирования (участок KA_0 – KA_1). На орбите фазирования (ОФ) КА ожидает (участок KA_1 – KA_2) наступления такого взаимного положения между КА и рабочей точкой, когда переход между орбитами по гомановской схеме (участок KA_2 – KA_3) обеспечит попадание КА в требуемую рабочую точку на ОРН (PT_3).

Математические соотношения для определения времени изменения режима наблюдения с использованием орбиты фазирования с радиусом меньшим радиуса орбиты регионального наблюдения представляют собой следующую систему уравнений:

$$\varphi_{PT} - \varphi_{KA} = \varphi_{сгн}, \quad (5)$$

$$\varphi_{KA} = t_\phi \cdot \omega_\phi + 2\pi, \quad (6)$$

$$\varphi_{PT} = \omega_p(t_\phi + t_1 + t_2), \quad (7)$$

$$t_\Sigma = t_1 + t_2 + t_\phi. \quad (8)$$

где t_1 - время перелета с ОГН на орбиту фазирования;

t_2 - время перелета с орбиты фазирования на ОРН;

ω_ϕ - угловая скорость движения по орбите фазирования.

Схема перелета с использованием орбиты фазирования с радиусом большим радиуса орбиты глобального наблюдения представлена на рисунке 3.

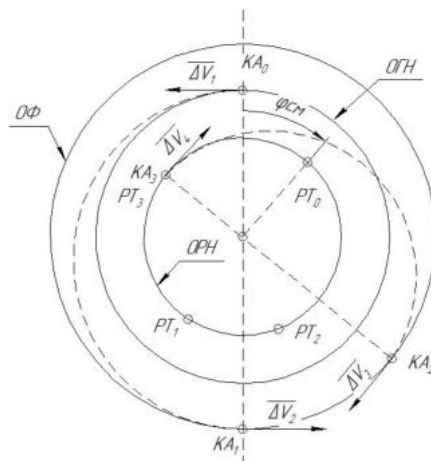


Рисунок 3. Способ изменения режима наблюдения с использованием промежуточной ОФ выше ОГН

При поступлении команды на переход из РГН в ОРН космический аппарат совершает перелет на внешнюю дополнительную орбиту - орбиту фазирования (участок KA_0-KA_1). На орбите фазирования КА ожидает (участок KA_1-KA_2) наступления такого взаимного положения между КА и рабочей точкой, когда переход между орбитами по гомановской схеме (участок KA_2-KA_3) обеспечит попадание КА в требуемую рабочую точку на ОРН (PT_3).

Необходимые математические соотношения для определения времени изменения режима наблюдения с использованием орбиты фазирования с радиусом большим радиуса орбиты глобального наблюдения представлены в формулах (5) - (8).

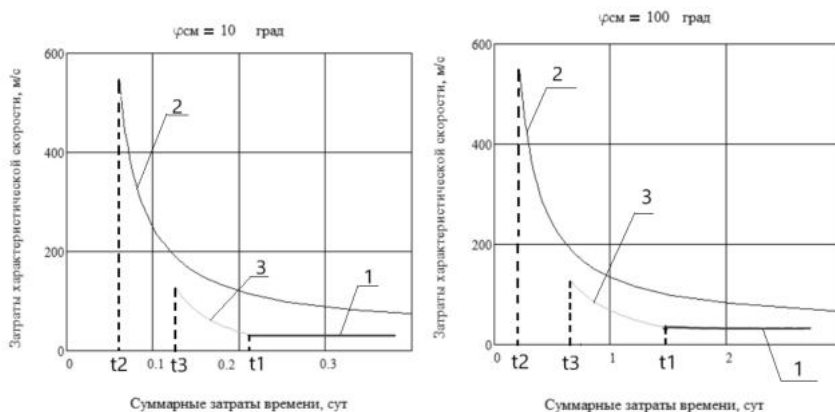
Расчеты затрат характеристической скорости на выполнение межорбитальных перелетов проводились в импульсной постановке.

В качестве варьируемых параметров рассматривались начальный угол смещения ($\varphi_{см}$) между МКА и требуемой рабочей точкой на квазисинхронной орбите по аргументу широты, а также время изменения режима наблюдения.

В результате проведенных исследований были определены области рационального использования рассматриваемых способов перелетов между орбитами. Результаты, полученные в процессе проведения расчетов, представлены в виде графических зависимостей.

На рисунке 4 представлена зависимость суммарных затрат характеристической скорости от суммарных затрат времени (располагаемое время) для различных значений начального угла смещения ($\varphi_{см} = 10^\circ$, $\varphi_{см} = 100^\circ$, $\varphi_{см} = 210^\circ$, $\varphi_{см} = 320^\circ$).

На представленных далее графиках способ изменения режима наблюдения с фазированием на ОГН обозначен цифрой 1, способ изменения режима наблюдения с использованием промежуточной орбитой фазирования ниже ОРН - цифрой 2, способ изменения режима наблюдения с использованием промежуточной орбитой фазирования выше ОРН - цифрой 3. Значение t_1 - минимальное время изменения режима наблюдения для перелета с фазированием на ОГН, t_2 - минимальное время изменения режима наблюдения для перелета с использованием орбиты фазирования ниже ОРН, t_3 - минимальное время изменения режима наблюдения для перелета с использованием орбиты фазирования выше ОРН.



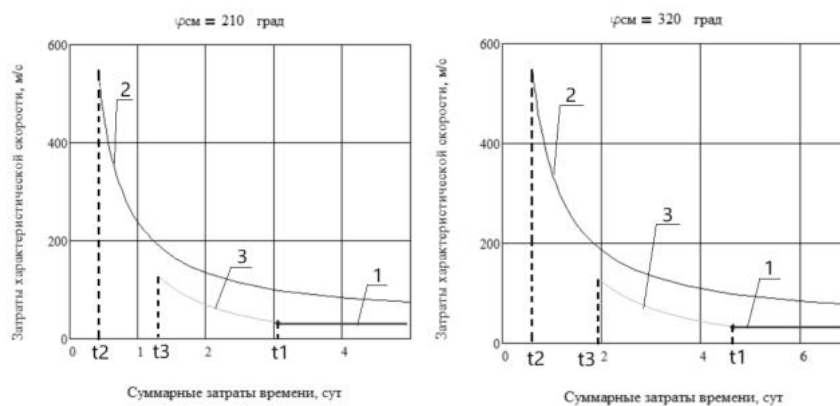


Рисунок 4. Зависимость затрат характеристической скорости от суммарных затрат времени

Проанализировав данные зависимости можно заметить, что в широком диапазоне изменения начального угла смещения при диапазоне располагаемого времени $t_{\Sigma} \geq t_1$ базовым следует считать способ изменения режима наблюдения с фазированием на ОГН. Это обусловлено тем, что другие способы перелета позволяют существенно снизить затраты времени на изменение режима наблюдения. Однако они требуют для существенного изменения времени достаточно больших затрат характеристической скорости, и в широком диапазоне допустимого времени изменения режима наблюдения перелёт с фазированием на орбите глобального наблюдения является наименее энергозатратным.

Если располагаемое время находится в диапазоне $[t_2-t_3]$, т.е. имеются высокие требования к оперативности, то целесообразно использовать способ изменения режима наблюдения с использованием орбиты фазирования ниже ОРН. Наличие дополнительной орбиты при перелете позволяет сократить время ожидания заданного углового положения из-за большей разности угловых скоростей вращения между орбитами фазирования и ОРН по сравнению с разницей данного параметра между ОГН и ОРН.

Если в поставленной задаче имеется большой запас располагаемого времени (диапазон $[t_3-t_1]$), то осуществляется перелет с использованием орбиты фазирования выше ОГН.

Резюмируя вышесказанное можно сделать вывод, что использование маневренных КА и двухрежимного способа наблюдения земной поверхности позволяет обеспечить сочетание глобальности наблюдения земной поверхности с высокой оперативностью получения информации о заданных районах земной поверхности. При этом данный способ позволяет обеспечить снижение периодичности обзора требуемых районов с 3–5 суток в РГН до 0,5–1 суток в РРН при использовании орбитальной группировки, состоящей из одного МКА.

Предложенный способ мониторинга земной поверхности реализуем при относительно небольших экономических затратах и позволяет значительно повысить оперативность мониторинга требуемых районов земной поверхности.

Библиографический список

1. Цируль Д.Г., Ермолаев В.И. Двухрежимный способ наблюдения земной поверхности и анализ возможности его применения при функционировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / Вестник СибГАУ, 2017, том 18, №1, с.176-186.
2. Ермолаев В.И., Цируль Д.Г. Патент на изобретение №2670081. Способ наблюдения земной поверхности из космоса, опубл. 17.10.2018, бюл. №29.
3. Ермолаев В.И. Проектирование транспортных космических аппаратов: учебное пособие / В.И. Ермолаев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2019. – 65 с.
4. Лысенко Л.Н., Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов / Л. Н. Лысенко, В. В. Бетанов, Ф. В. Звягин ; под общ. ред. Л. Н. Лысенко. — М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014 —518, [2] с. : ил.

УДК 551.507.362.1

ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС

О. А. Мальцева, Д. А. Бобров, Е. А. Власенко, В. И. Подгорная

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

В данной статье рассматривается ракетный комплекс, включающий в свой состав ракету-носитель измерительного оборудования и стартовую установку. Комплекс предназначен для запуска ракеты-носителя типа «РН-Д1». Ракеты данного класса предназначены для доставки атмосферных зондов на определённую высоту и проведения работ по исследованию атмосферы.

Преимуществами комплекса является возможность многократного использования, лёгкость в эксплуатации и дешевизна.

Ракета-носитель измерительного оборудования «РН-Д3» (РНИО «РН-Д3») является сверхлёгкой твердотопливной ракетой вертикального старта. Данный беспилотный летательный аппарат (БПЛА) способен выводить полезную нагрузку (ПН) массой 1 кг на высоту 2–2,5 км за 20с [1].

РНИО «РН-Д3» спроектирована на основе предыдущих образцов данной модели – «РН-Д1» и «РН-Д2».

Ракета-носитель «РН-Д3» имеет блочно-модульную конструкцию (рис. 1, рис. 2), обеспечивающую компактную перевозку ракеты, простоту замены деталей в случае их поломки или модернизации.

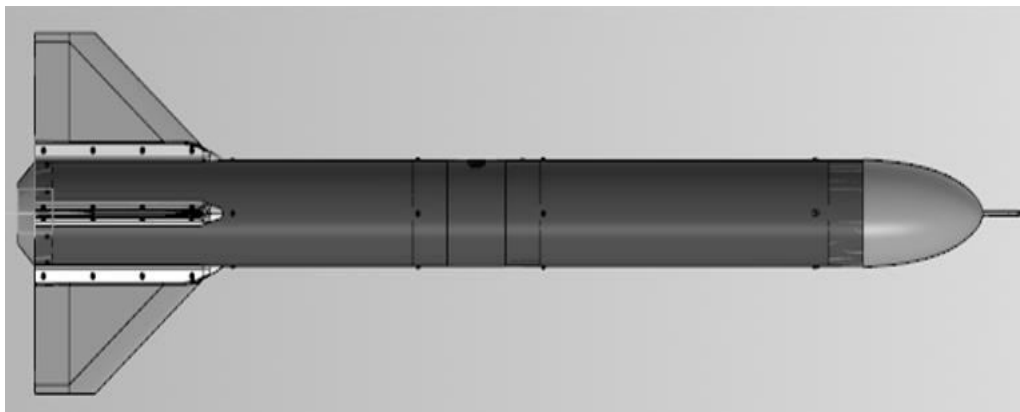


Рис.1 Ракета-носитель измерительного оборудования. Общий вид

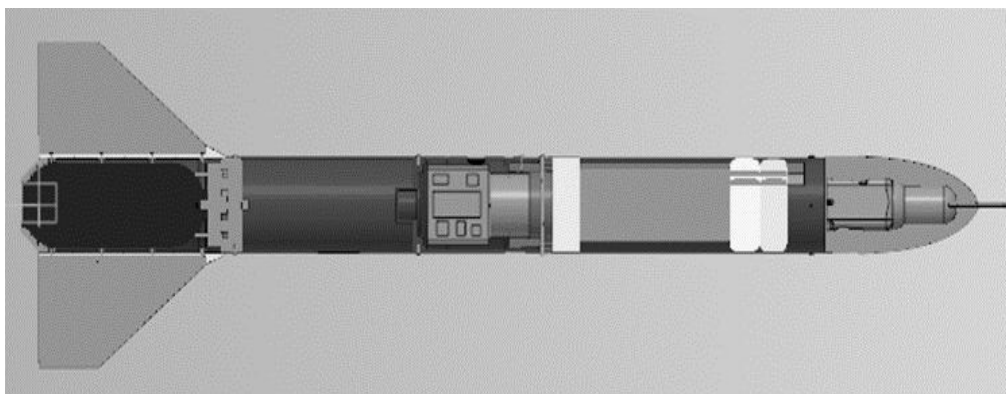


Рис.2 Ракета-носитель измерительного оборудования. Вид в разрезе

Ракета-носитель состоит из трёх отсеков – отсека ПН, отсека электроники и хвостового отсека.

В отсеке полезной нагрузки располагается атмосферный зонд, пыж, стакан с пороховым зарядом и система спасения РНИО и ПН. В качестве системы спасения используется парашют.

Модуль полезной нагрузки соединён с модулем электроники по средствам байонетного соединения. Отсек электроники предназначен для размещения полётной аппаратуры.

В хвостовом отсеке располагается крепление системы спасения, двигательная установка и хвостовые стабилизаторы.

В качестве материала для корпусных отсеков используется композитный материал – углепластик, обеспечивающий высокую прочность, что позволяет выдерживать большие перегрузки, возникающие во время полёта.

Остальные элементы конструкции изготовлены по аддитивной технологии FDM на 3D-принтере. В качестве материалов для данных элементов используются такие пластики, как PLA, ABS, нейлон, армированный волокнами карбона [2].

В соединительном отсеке, как было сказано выше, располагается блок бортового оборудования.

Данная бортовая аппаратура представляет из себя плату, на которой установлен комплекс датчиков, с помощью которых определяются такие параметры как влажность, температура, барометрическое давление, скорость, тяга двигателя и координаты.

Полётный образец платы представлен на рисунке 3.

Одной из важнейших миссий РНИО «РН-Д3» является доставки полезной нагрузки на максимальную высоту. Для этого разработан специальный алгоритм, который реализует два этапа проверок для определения максимальной высоты.

Первая система отслеживания апогея основана на анализе данных с барометра. По изменению давления можно сделать вывод об изменении высоты. Как только начинает уменьшаться высота производится отстрел ПН.

Дублирующая система реализуется с помощью показаний с акселерометра и таймера. Первый датчик реализует проверку старта ракеты-носителя. После этого начинается отсчет времени, которое задаётся при подготовке ракеты к запуску. Значение времени определяется с помощью предварительно проведённых расчётов.

Для сохранения полётных данных используется несколько чипов памяти, припаянных на плату. Это решение было выбрано из-за большей надёжности, так как во время предыдущих испытаний результаты измерений были утеряны вследствие выпадения SD-карты.

Также реализована передача данных с помощью радиоканала. По нему передаются координаты ракеты-носителя в пространстве. В качестве дублирующего канала используется Wi-Fi.

В двигательном отсеке реализована система измерения тяги двигательной установки. Данные измерения проводятся при помощи тензодатчиков.

В качестве двигательной установки используется твердотопливный двигатель РДК-2000 с полным импульсом 2,2-2,4 кНс и средней тягой 400 Н [3].

Так как «РН-Д3» является ракетой-носителем вертикального старта, то для её запуска спроектирован, изготовлен и испытан стартовый стол, предназначенный для ракет данного класса.

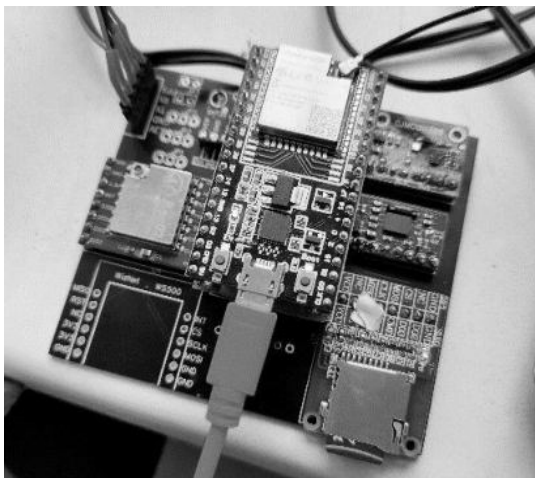


Рис. 3. Полётный образец платы

Данный стартовый стол предназначен для дистанционного запуска ракеты типа «РН-Д1». Он обеспечивает предстартовое обслуживание ракеты-носителя и её вертикальный старт. В настоящее время он используется для запусков РНИО «РН-Д3».

Конструкция стартового стола представляет из себя четыре направляющих, скреплённых между собой пятью кольцами.

В качестве направляющих используются алюминиевые трубы длиной 2,5 метра. Одна из них является разъёмной. Это необходимо для удобства установки ракеты-носителя на стартовый стол и подготовки её к запуску.

Скрепляющие кольца представляют из себя кольца, по внутреннему диаметру которых располагаются шпильки с особыми креплениями на конце. Изготавливаются данные кольца на 3D-принтере по аддитивной технологии FDM с использованием пластика PLA. Одно из колец также является разъёмным.

Во время развёртывания стартового стола в первую очередь устанавливается специальная платформа. Она необходима для закрепления конструкции в грунте. В платформе располагаются отверстия, в которые устанавливаются направляющие. Данная платформа позволяет надёжно и точно установить направляющие.

Для устойчивости конструкции применяются растяжки. Они представляют из себя стальные тросы с рядом крепежных элементов по обоим концам. Растяжки устанавливаются на втором и пятом кольце (по четыре штуки на каждое), считая от земли. К скрепляющим кольцам они прикрепляются с помощью карабинов (в конструкции колец предусмотрены специальные крепления, расположенные по внешнему диаметру). С другого конца каждого троса предусмотрен талреп, предназначенный для натяжения растяжек. Растяжки устанавливаются в грунт при помощи штырей, прилепленных к талрепам.

После окончательной установки всей конструкции (конструкция в собранном виде представлена на рисунке 4) монтируется управляющий модуль. Он необходим для реализации дистанционного запуска ракеты-носителя.



Рис. 4. Стартовый стол в момент запуска ракеты-носителя

На стартовом столе для реализации запуска располагается специальный приемник (рис.5), на который с помощью сети Wi-Fi передается команда к старту. Команда от этого приёмника инициализирует срабатывание запала.

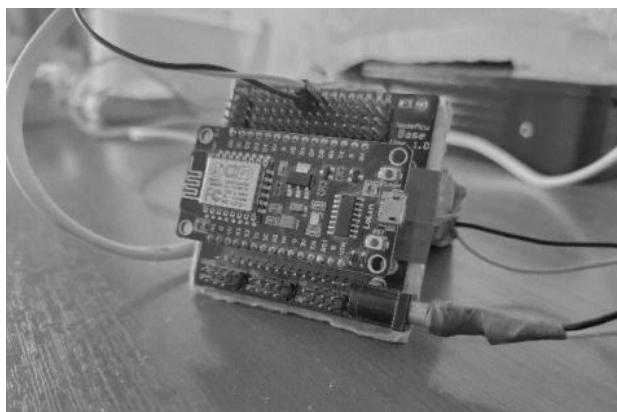


Рис. 5. Устройство для осуществления дистанционного запуска

Данный стартовый стол был испытан в трёх запусках. Его конструкция показала себя надёжной, лёгкой в установке, компактной при перевозке, удобной при подготовке ракеты-носителя к старту. Во время эксплуатации стартового стола аварийных ситуаций не было зафиксировано.

Рассмотренный выше исследовательский ракетный комплекс, испытанный в нескольких запусках, показал свою надёжность, мобильность, быстроту развёртывания.

В настоящее время, с учетом анализа статистических показателей проведенных испытательных пусков, производится доработка конструкции ракеты-носителя измерительного оборудования и стартового стола.

Кроме того, производятся работы по совершенствованию алгоритмов бортовой аппаратуры.

Библиографический список

1. О. А. Мальцева, В. Э. Юденков, О. И. Голованских, А. Ф. Митько Модернизация ракетного носителя измерительного оборудования // Молодежь. Техника. Космос: труды тринадцатой общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 2 т. Т. 1. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2021. – 372 с.
2. О. А. Мальцева, В. Э. Юденков, О. И. Голованских Проектирование сверхлёгкой ракеты-носителя измерительного оборудования «РН-Д1» // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения 2021. – М.: Издательство «Перо», 2021. – Мб.
3. Real Rockets [Электронный ресурс] // <http://real-rockets.ru/> (дата обращения: 27.03.2022).

УДК 62-1/9

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ГИДРОПРИВОДА ПОДЪЕМА

Е.А. Кожевникова, А. В. Гусев, к.т.н. А. П. Маиштак

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

Гидравлическим приводом является совокупность устройств, предназначенных для приведения в движение механизмов машин посредством рабочей жидкости под давлением. В число устройств обязательно входит один или несколько гидравлических источников энергии – гидронасосов, гидроаккумуляторов. Гидравлический привод является одной из основных частей нагруженных подъемных механизмов различного назначения. Такие гидравлические приводы представляют собой сложные системы, к которым предъявляются требования по предельному давлению, времени выполнения операции, а также по плавности их работы при подъеме и опускании. Главным этапом проектирования таких приводов является расчетное определение параметров работы при наличии различных внешних факторов. Для оценки данных параметров и прогнозирования работы системы создаются математические модели гидравлических устройств, гидроузлов и гидроприводов в целом. Одним из способов описания функционирования сложного гидравлического привода и его составных частей является создание системы дифференциально-алгебраических уравнений. К данным уравнениям можно отнести уравнения вращательного движения при подъеме и опускании груза, движения составных частей гидравлических устройств гидропривода, а также динамические уравнения скорости изменения давления в замкнутом объеме с учётом сжимаемости рабочей жидкости в рабочих полостях гидравлических устройств.

В данной работе представлены математические модели гидропривода, предназначенного для подъема (приведения в вертикальное положение) и опускания (приведения в горизонтальное положение) груза. Целью работы является создание математических моделей гидропривода, описывающих динамические процессы при движении груза и работе гидросистемы с учетом сжимаемости рабочей жидкости.

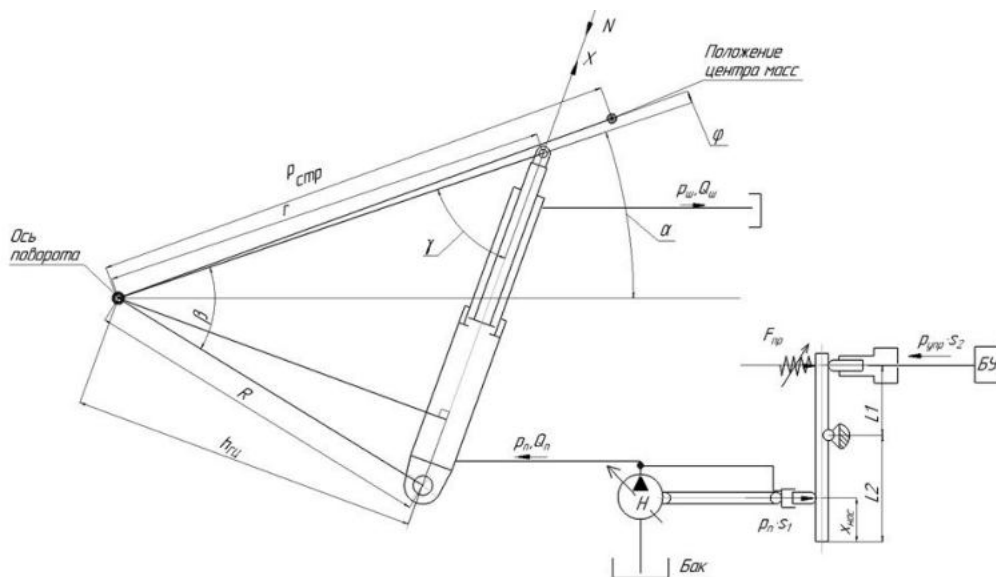


Рисунок 13 – Расчетная схема подъема.

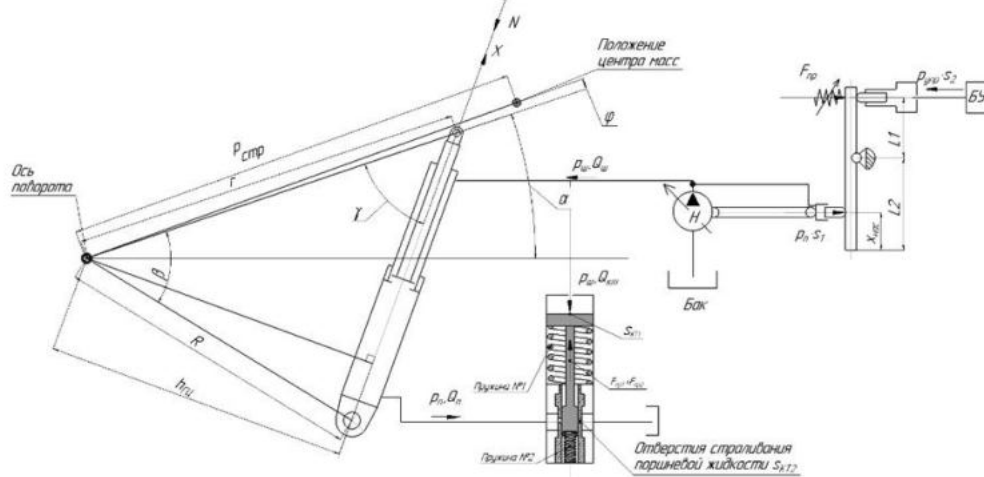


Рисунок 14 – Расчетная схема опускания.

Определим допущения для текущей математической модели:

1. С целью упрощения математических моделей при отработке расчета, потерями давления в гидравлических магистралях привода можно пренебречь.
2. На данном этапе уравнения, описывающие регулирование насоса, представлены в кинематическом виде. То есть не учитывается инерция регулятора насоса, так как она требует более сложного и детального изучения. Однако учитываются инерционные свойства поднимаемого груза и сжимаемость рабочей жидкости.
3. Инерция движения рабочей жидкости, а также эффекты, вызванные наличием присоединенных масс в подвижных элементах гидроагрегатов, не учитываются.
4. Перемещаемый груз рассматривается, как одномассовая система, вращающаяся относительно оси поворота. Момент инерции масс и масса груза являются известными параметрами системы.

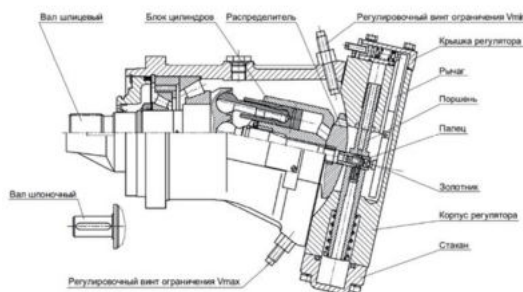


Рисунок 15 – Расчетная схема насоса.

Расчетные схемы работы гидропривода при подъеме и опускании, с учитываемыми при расчете гидравлическими устройствами, представлены на рисунках 1 и 2 соответственно. К основным элементам можно отнести регулируемый аксиально-поршневой насос, блок управления управляющим давлением гидронасоса, тормозной клапан и двухступенчатый телескопический гидроцилиндр. Также на данных рисунках представлена

схема размещения гидроцилиндра относительно груза. Силовая схема механической части привода представляет собой классический силовой треугольник, обеспечивающий поворот материальной точки определённой массы относительно оси вращения.

Рассмотрим работу элементов системы. В гидроприводе применен регулируемый аксиально-поршневой гидронасос с регулятором постоянной мощности с негативным управлением. На рисунке 3 представлен общий вид и устройство аксиально-поршневого регулируемого гидронасоса. При постоянной приводной частоте вращения, регулятор обеспечивает изменение рабочего объема гидронасоса и, как следствие, подаваемого объёмного расхода рабочей жидкости, при изменении давления на входе в насос, за счет чего обеспечивается постоянная потребляемая мощность.

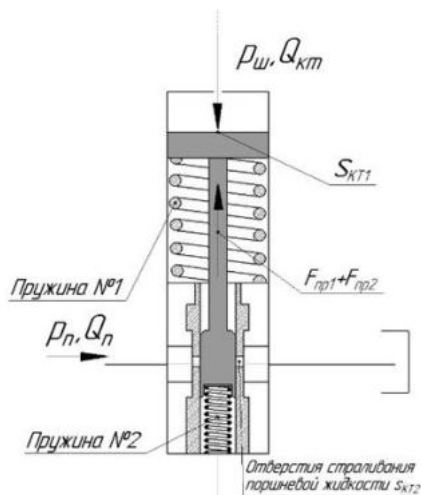


Рисунок 16 – Расчетная схема тормозного клапана

На рисунке 4 более подробно представлена расчетная схема тормозного клапана. Тормозной клапан предназначен для создания гидравлического сопротивления в сливной поршневой магистрали при опускании груза для обеспечения плавности движения. Клапан имеет управляющую полость, связанную со штоковой магистралью гидроцилиндра, обеспечивающую обратную связь по давлению при опускании груза.

При подъеме насос (рисунок 1) подает жидкость под давлением в напорную магистраль, которая идет непосредственно в поршневую полости гидроцилиндра. При достижении давления, равного давлению срагивания, гидроцилиндр начинает движение. Параллельно с этим из штоковой полости начинает стравливаться жидкость в сливную магистраль. При подходе к крайнему положению начинает работать блок управления, который подает давление в управляющую магистраль гидронасоса, снижая настроенную мощность, обеспечиваемую регулятором. Тем самым уменьшается мощность, и угловая скорость поворота груза в конце пути. Процесс подъема считается законченным, когда штоки гидроцилиндра полностью выдвинутся.

При опускании гидропривод работает следующим образом (рисунок 2). Насос подает жидкость в штоковую полость гидроцилиндра, тем самым помогая грузу опуститься. Чтобы не было самопроизвольного падения груза, в гидросистеме предусмотрен тормозной клапан. При опускании груза тормозной клапан дросселирует поток рабочей жидкости, сливаемый из поршневой полости гидроцилиндра. В свою очередь дросселирование рабочей жидкости в тормозном клапане управляется давлением в штоковой полости гидроцилиндра. Таким образом регулируется скорость опускания груза. При быстром опускании груза давление в штоковой полости начинает падать и тормозной клапан закрывается, дросселируя расход из поршневой полости и создавая подпорное давление в поршневой полости. Аналогично подъему, при подходе к крайнему положению начинает работу блок управления. Опускание заканчивается, когда штоки гидроцилиндра полностью втянутся.

Математическая модель гидропривода в целом является совокупностью математических моделей его элементов, объединенных в соответствии с разработанными расчетными схемами. Дифференциальные уравнения для подъема и опускания груза приведены в таблице 1. Алгебраические уравнения работы гидропривода приведены в таблице 2.

Таблица 1 – Дифференциальные уравнения, описывающие движение системы

Наименование формулы	Подъем	Опускание
Движение груза	$J \cdot \ddot{\alpha} = h_{гц} \cdot (p_{п} \cdot s_{п} - p_{ш} \cdot s_{ш} - F_{тр}) - m \cdot g \cdot \rho_{стр} \cdot \cos(\alpha + \varphi)$	
Движение регулятора насоса	$x_{нас} = L2 - \frac{(F_{пр} - p_{упр} \cdot s_2)}{p_{п} \cdot s_1}$	$x_{нас} = L2 - \frac{(F_{пр} - p_{упр} \cdot s_2)}{p_{ш} \cdot s_1}$
Движение золотника тормозного клапана	-	$m_{кт} \cdot \ddot{x}_{кт} = p_{ш} \cdot s_{кт1} - C_{пр1} \cdot x_{кт} - C_{пр2} \cdot x_{кт} - F_{пр1.0} - F_{пр2.0}$
Давление поршневой полости ГЦ	$\dot{p}_{п} = \frac{E \cdot (Q_{п} - \dot{x}_{гц} \cdot s_{п})}{V_{п} + V_{0п}}$	$\dot{p}_{п} = \frac{E \cdot (-Q_{п} + \dot{x}_{гц} \cdot s_{п})}{V_{п} + V_{0п}}$
Давление штоковой полости ГЦ	$\dot{p}_{ш} = \frac{E \cdot (-Q_{ш} + \dot{x}_{гц} \cdot s_{ш})}{V_{ш} + V_{0ш}}$	$\dot{p}_{ш} = \frac{E \cdot (Q_{ш} - Q_{кп} - \dot{x}_{гц} \cdot s_{ш})}{V_{ш} + V_{0ш}}$
Давление КТ	-	$\dot{p}_{кт} = \frac{E \cdot (Q_{кт} + \dot{x}_{кт} \cdot s_{кт1})}{V_{кт}}$

Скорость движения ГЦ	$\dot{x}_{ГЦ} = \frac{R \cdot r \cdot \sin(\alpha + \beta) \cdot \dot{\alpha}}{x_{ГЦ}}$
----------------------	---

Таблица 2 – Алгебраические уравнения, описывающие движение системы

Наименование формулы	Подъем	Опускание
Рабочий объем насоса	$q = \left(1 - \frac{x_{нас}}{x_{нас,max}}\right) \cdot q_{max}$	
Расход поршневой полости	$Q_{п} = q \cdot n_{ed}$	$Q_{п} = s_{КТ2} \cdot \mu \cdot \sqrt{2 \cdot p_{п} / \rho}$
Расход штоковой полости	$Q_{ш} = f(p_{ш})$	$Q_{ш} = q \cdot n_{ed}$
Расход КТ	-	$Q_{КТ} = \frac{p_{ш} - p_{КТ}}{A1}$
Объем поршневой полости	1 ступень: $V_{п} = x_{ГЦ} \cdot s_{п}$ 2 ступень $V_{п} = L_{ГЦ(1)} \cdot s_{п} + (x_{ГЦ} - L_{ГЦ(1)}) \cdot s_{п}$	
Объем штоковой полости	1 ступень: $V_{ш} = (L_{ГЦ(1)} + L_{ГЦ(2)}) \cdot s_{ш} - x_{ГЦ} \cdot s_{ш}$ 2 ступень $V_{ш} = x_{ГЦ} \cdot s_{ш}$	
Объем полости КТ	$V_{КТ} = x_{КТ} \cdot s_{КТ1}$	
Угол, определяющий плечо ГЦ	$\gamma = \frac{\arccos(R^2 + x_{ГЦ}^2 - r^2)}{2 \cdot R \cdot x_{ГЦ}}$	
плечо ГЦ	$h_{ГЦ} = R \cdot \sin(\gamma)$	

Примечание: площади штоковой $S_{ш}$ и поршневой $S_{п}$ полостей выбираются исходя из того, какая ступень работает в данный момент.

В таблицах обозначены следующие величины:

J – момент инерции груза; $s_{п}$ – площадь поршневой полости ГЦ; $s_{ш}$ – площадь штоковой полости ГЦ; $F_{тр}$ – сила трения в уплотнениях ГЦ; m – масса груза; $\rho_{стр}$ – величина радиус-вектора приложения силы тяжести груза; φ – начальный угол радиус-вектора; $m_{нас}$ – масса подвижных частей насоса; $m_{КТ}$ – масса подвижных частей КТ; $s_{КТ}$ – площадь действия штокового давления в КТ; $C_{пр1}$, $C_{пр2}$ – жесткости пружин КТ; E – модуль упругости рабочей жидкости; R , r – расстояния, определяющие положение ГЦ относительно груза; β – угол, определяющий положение ГЦ относительно груза; q_{max} – максимальный рабочий объем насоса; n_{ed} – угловая частота вращения вала насоса; μ – коэффициент расхода; ρ – плотность рабочей жидкости; $A1$ – коэффициент сопротивления демпфирующих элементов КТ; $p_{кп}$ – управляющее давление КП; $L_{ГЦ(1)}$ – полный ход первой ступени ГЦ; $L_{ГЦ(2)}$ – полный ход второй ступени ГЦ; $f(p_{ш})$ – зависимость, описывающая условное гидравлическое сопротивление штоковой магистрали при подъеме

$$f(p_{ш}) = -3,95 \cdot p_{ш}^2 + 2,691 \cdot p_{ш} + 5,57 \cdot 10^{-4}.$$

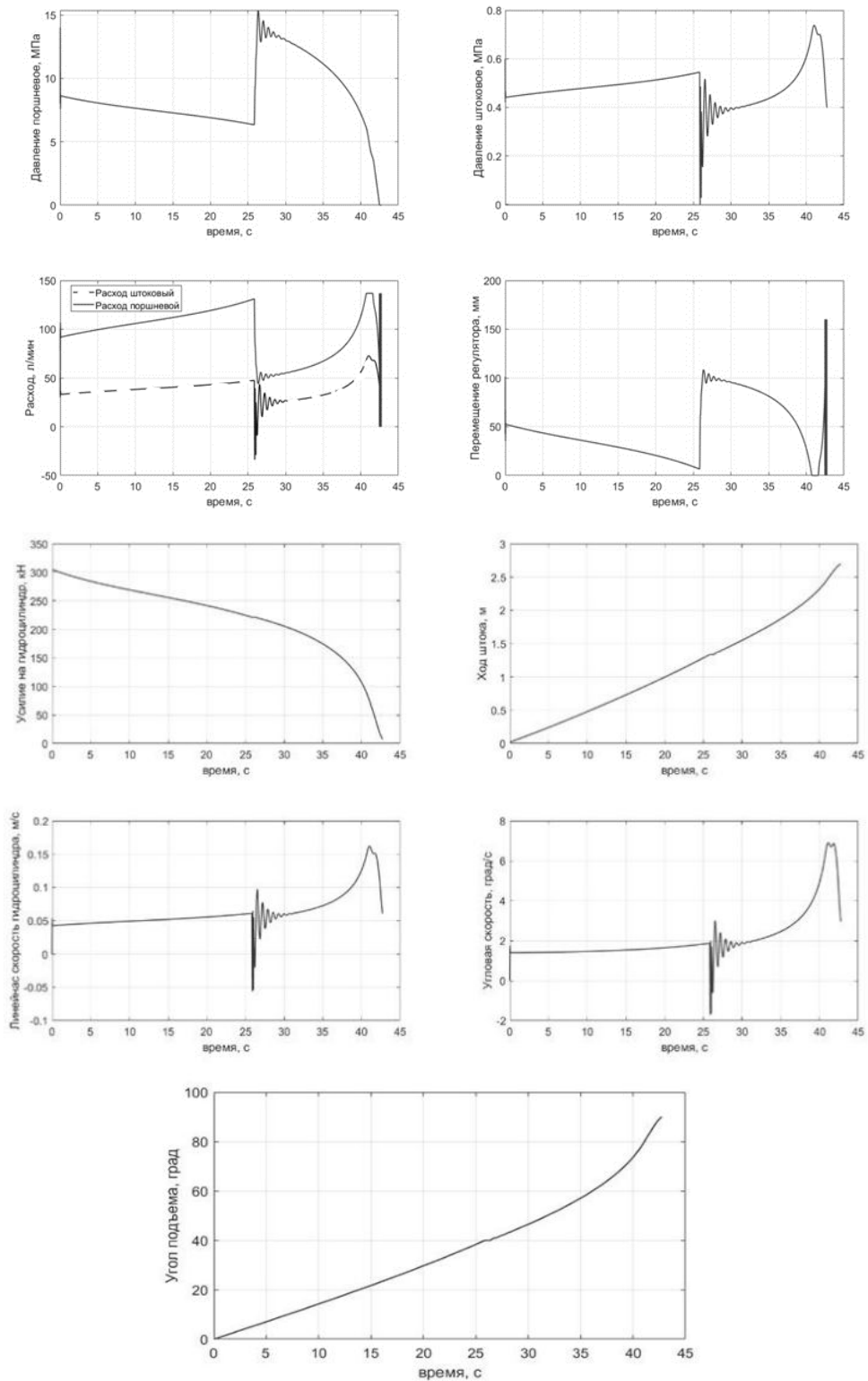


Рисунок 17 – Результаты подъема груза

Уравнения, представленные в таблицах 1 и 2 представляют собой системы дифференциально-алгебраических уравнений, описывающих процессы подъема и опускания груза. Системы уравнений решались с использованием метода Рунге-Кутты четвертого порядка.

На рисунке 5 представлены результаты моделирования процесса подъема груза. На графиках видны колебания давлений и скорости при переходе штоков гидроцилиндра после 25 секунды. Работу насоса можно увидеть по графику перемещения регулятора. При уменьшении перемещения регулятора увеличивается расход и, следовательно, уменьшается давление на выходе, то есть поршневое. Также отчетливо видно работу блока управления. В конце пути угловая скорость снижается за счет включения блока управления на конечных углах подъема.

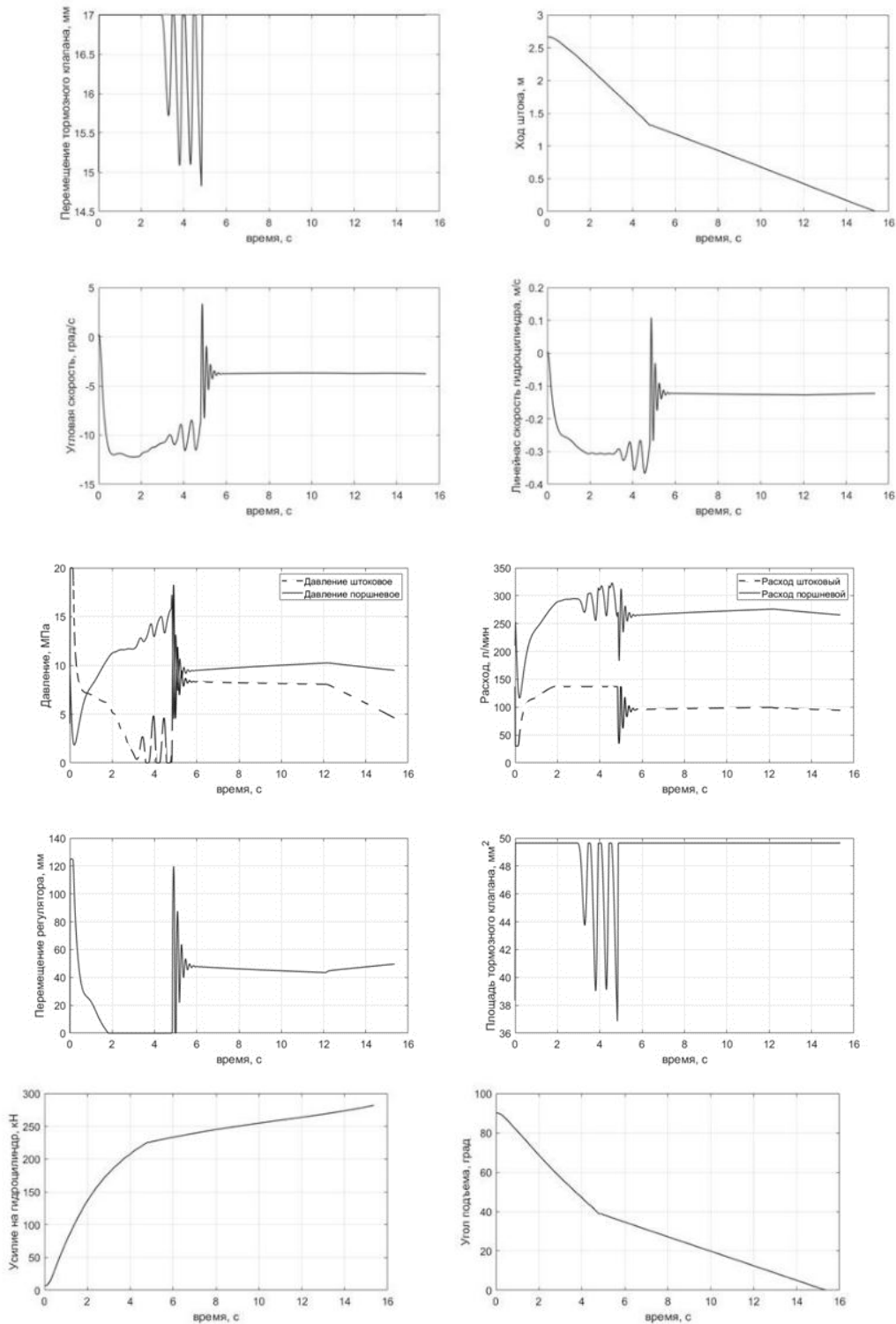


Рисунок 18 – Результаты опускания груза

На рисунке 6 представлены результаты моделирования процесса опускания груза. Можно также, как и при подъеме, увидеть колебания давлений и скоростей при переходе штоков гидроцилиндра на 5 секунде. Также результаты моделирования показали наличие колебаний при опускании груза при переходе штоков. Эти колебания вызваны работой тормозного клапана и, вероятно, связаны с избыточно жесткой зависимостью площади проходного сечения от хода золотника тормозного клапана. На графике перемещения и площади тормозного клапана можно увидеть работу тормозного клапана соответственно. При уменьшении штокового давления уменьшается площадь проходного сечения тормозного клапана, за счет чего создается подпор в поршневой полости гидроцилиндра.

Таким образом, разработанные математические модели, учитывающие сжимаемость рабочей жидкости и статические характеристики регулятора регулируемого насоса, позволяет увидеть наличие колебаний при проведении операций подъема и опускания, а также забросы давления в полостях гидроцилиндра. Учет работы блока

управления насосом, позволяет оценить процесс понижения настроенной мощности насоса и торможения при подходе груза к крайним положениям.

На последующих этапах отработки математические модели планируется дополнить уравнениями, описывающими динамику работы гидронасоса и регулятора, а также учесть гидравлические потери в трубопроводах.

Библиографический список

- 1 Идельчик И. Е., Справочник по гидравлическим сопротивлениям, Москва «Машиностроение», 1992 г.
- 2 Гидравлика, гидромашины и гидроприводы [Текст]: учебник для вузов / Т.М. Башта[и др.]. – 2-е изд., перераб. – М. Машиностроение, 1982. – 423 с.
- 3 Андреев М.А. Математическое моделирование гидропривода: Учебное пособие. – на правах рукописи, 2017. – 61 с.
- 4 Гидравлические приводы летательных аппаратов [Текст] / Т.М. Башта. 4-е изд., перераб и доп. М.: Машиностроение, 1967. – 495 с.
5. ОАО «Пневмостроймашина», Технический каталог. Регулируемые аксиально-поршневые насосы. Серия 313. Г. Екатеринбург, 2013 г.
6. Храмов Б. А., Гусев А. В. Исследование условий устойчивой неустойчивой работы трехлинейного золотникового регулятора расхода // Вестник Концерна ВКО «Алмаз-Антей». 2017. №3 С. 88-83.

УДК 531.1

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СБЛИЖЕНИЯ СПУТНИКА-ИНСПЕКТОРА С КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НА ОРБИТЕ ЗЕМЛИ

А. А. Игнатова, А. В. Алексеев

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва

Спутником-инспектором называют малый космический аппарат, который может перемещаться по орбите, проводя с минимально возможным расстояния внешний осмотр, бесконтактную диагностику других спутников.

Сфера применения данных аппаратов может быть значительно расширена путем помещения на борт аппаратуры для сбора различной информации (оптической, информации об излучаемых частицах, сигналах и т.д.) или аппаратуры для взаимодействия с другими космическими аппаратами, например для ремонта, защиты или наоборот, для вывода из строя, перехвата сигналов. Обратим внимание, что инспектор может сближаться не только с другими космическими аппаратами, но и с космическим мусором, для его осмотра и увода с орбиты. Данная проблема является одной из наиболее важных для современной космонавтики.

Идея спутников-инспекторов не является исключительно теоретической, в России, Китае, США уже были реализованы различные проекты спутников такого типа: «Космос-2519», «Космос-2499», «Космос-2504», MiTEX, PAN, SBSS и другие [1].

В данной работе будет рассмотрен важнейший этап функционирования спутника, а именно сближение с другим космическим аппаратом.

Пусть космический аппарат находится на орбите радиуса R_0 , расстояние между инспектором и космическим аппаратом (КА) намного меньше радиуса орбиты КА: $\rho \ll R_0$.

Будем рассматривать движение инспектора в подвижной системе координат, за начало отсчета которой примем КА, с которым будет сближаться инспектор. Т.е. система координат будет перемещаться вместе с КА. Выберем следующие направления осей системы координат:

- Ox_0 проходит через центры масс Земли и КА;
- Oy_0 направлена вдоль вектора скорости станции;
- Oz_0 перпендикулярна плоскости орбиты.

Ускорение центра масс КА при движении по круговой орбите:

$$a_0 = \omega_0^2 R_0.$$

Это ускорение вызвано действием силы притяжения Земли:

$$a_0 = \frac{F}{m_0} = \frac{\mu}{R_0^2}.$$

Из этих двух формул можно выразить угловую и линейную скорости движения КА, его период обращения:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{\mu}{R_0^3}};$$

$$V_0 = \omega_0 R_0 = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}};$$

$$T = \frac{2\pi}{\omega_0} = 2\pi \sqrt{\frac{R_0^3}{\mu}}.$$

Подвижная система координат вращается с угловой скоростью ω_0 вокруг оси Oz_0 , двигаясь с ускорением a_0 . Составим уравнение движения спутника-инспектора в подвижной системе координат:

$$m\ddot{\vec{\rho}} = \vec{F} + \vec{F}_c + \vec{\Phi}_e, \quad (1)$$

где \vec{F} – гравитационная сила, \vec{F}_c – сила инерции Кориолиса, $\vec{\Phi}_e$ – переносная сила инерции.

$$\vec{F} = -G \frac{M_{\oplus} m}{|\vec{r}|^2} \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|} = -\mu \frac{m\vec{r}}{|\vec{r}|^3} = -\omega_0^2 \left(\frac{R_0}{r}\right)^3 m\vec{r};$$

$$\vec{F}_c = -m\vec{a}_c = -2m\vec{\omega}_0 \times \dot{\vec{\rho}};$$

$$\vec{\Phi}_e = -m\vec{a}_e = -m(\vec{a}_0 + \vec{\omega}_0 \times (\vec{\omega}_0 \times \vec{\rho})) = -m(-\omega_0^2 \vec{R}_0 - \omega_0^2 \vec{\rho}_{xy}) = m\omega_0^2(\vec{R}_0 + \vec{\rho}_{xy}).$$

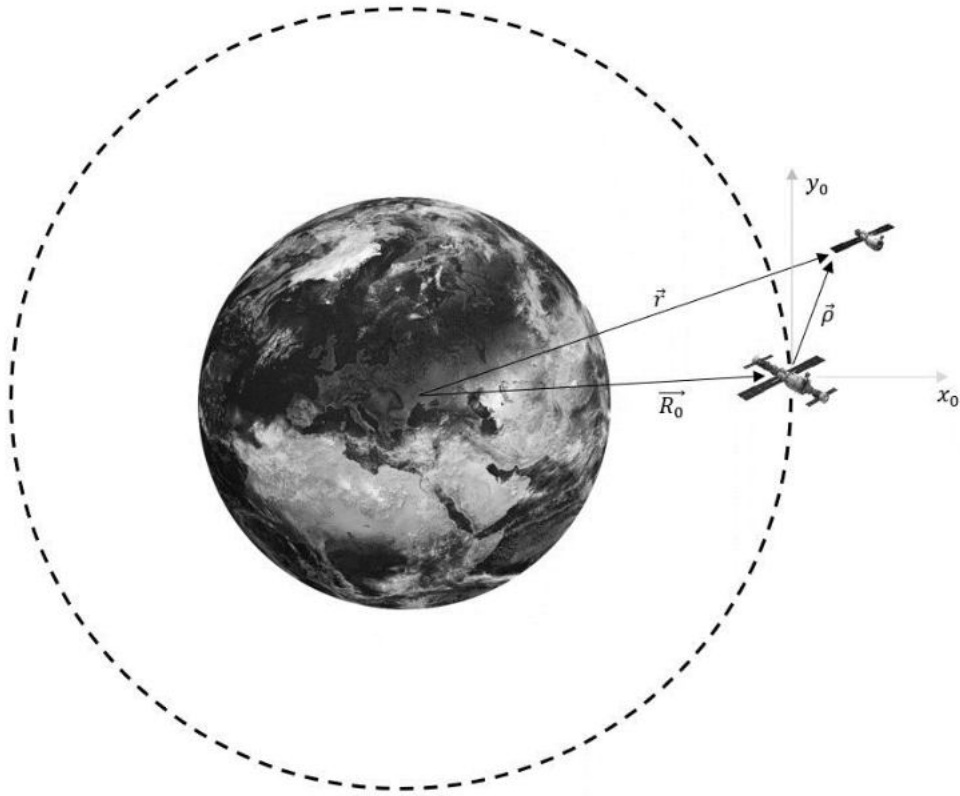


Рис.1. Схема расположения спутников

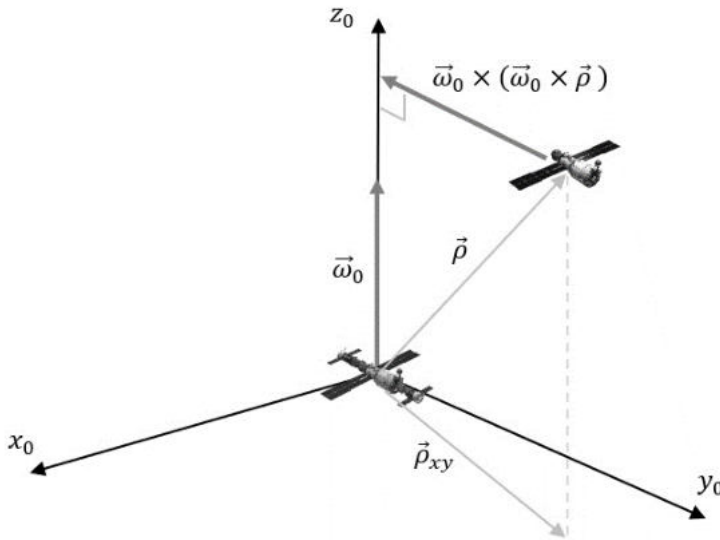


Рис. 2. Подвижная система координат

уравнение

$$m\ddot{\vec{\rho}} = -\omega_0^2 \left(\frac{R_0}{r}\right)^3 m\vec{r} - 2m\vec{\omega}_0 \times \dot{\vec{\rho}} + m\omega_0^2(\vec{R}_0 + \vec{\rho}_{xy});$$

$$\ddot{\vec{\rho}} = -\omega_0^2 \left(\frac{R_0}{r}\right)^3 \vec{r} - 2\vec{\omega}_0 \times \dot{\vec{\rho}} + \omega_0^2(\vec{R}_0 + \vec{\rho}_{xy});$$

Для упрощения дальнейших вычислений линеаризуем $\left(\frac{R_0}{r}\right)^3$

Подставим все силы в (1):

$$\left(\frac{R_0}{r}\right)^3 \approx \left(1 + \frac{2x}{R_0}\right)^{-\frac{3}{2}} \approx 1 - 3\frac{x}{R_0}.$$

Тогда исходное уравнение примет вид:

$$\ddot{\vec{\rho}} = 3\omega_0^2 \frac{x}{R_0} \vec{r} - 2\vec{\omega}_0 \times \dot{\vec{\rho}} + \omega_0^2(\vec{\rho}_{xy} - \vec{\rho}),$$

или в координатной форме:

$$\begin{cases} \ddot{x}(t) = 3\omega_0^2 x(t) + 2\omega_0 \dot{y}(t) \\ \ddot{y}(t) = -2\omega_0 \dot{x}(t) \\ \ddot{z}(t) = -\omega_0^2 z(t). \end{cases} \quad (2)$$

При решении системы уравнений (2), получим следующий закон движения инспектора:

$$\begin{cases} x(t) = 4x(0) + \frac{2\dot{y}(0)}{\omega_0} + \frac{\dot{x}(0)}{\omega_0} \sin \omega_0 t - \left(3x(0) + \frac{2\dot{y}(0)}{\omega_0}\right) \cos \omega_0 t \\ y(t) = -(6\omega_0 x(0) + 3\dot{y}(0))t + y(0) - \frac{2\dot{x}(0)}{\omega_0} + \left(6x(0) + \frac{4\dot{y}(0)}{\omega_0}\right) \sin \omega_0 t + \frac{2\dot{x}(0)}{\omega_0} \cos \omega_0 t \\ z(t) = \frac{\dot{z}(0)}{\omega_0} \sin \omega_0 t + z(0) \cos \omega_0 t. \end{cases} \quad (3)$$

Эта система описывает пассивное движение инспектора в окрестности КА и называется уравнениями Клохесси-Уилтшира [2]. Если продифференцировать их по времени, получим систему для скоростей:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = \dot{x}(0) \cos \omega_0 t + (3x(0)\omega_0 + 2\dot{y}(0)) \sin \omega_0 t \\ \dot{y}(t) = -(6\omega_0 x(0) + 3\dot{y}(0)) + (6x(0)\omega_0 + 4\dot{y}(0)) \cos \omega_0 t - 2\dot{x}(0) \sin \omega_0 t \\ \dot{z}(t) = \dot{z}(0) \cos \omega_0 t - z(0)\omega_0 \sin \omega_0 t. \end{cases} \quad (4)$$

Теперь рассмотрим процесс сближения, он будет осуществляться с помощью двух импульсов: первый сблизит КА и инспектор на нужное нам расстояние (импульс наведения), а второй уменьшит набранную скорость и завершит сближение.

Пусть маневр начинается в момент $t = t_0$, тогда необходимый импульс скорости $\Delta \vec{V}_1$ можно найти, подставив в систему (3) необходимые конечные координаты инспектора и вычислив ее относительно начальных скоростей. Затем с момента $t = t_1 > t_0$ движение инспектора продолжится по уравнениям системы (4), но уже с новыми начальными условиями, зависящими от $\Delta \vec{V}_1$. В момент $t = t_2$ инспектор подлетает на необходимое расстояние к КА и ему придается импульс $\Delta \vec{V}_2$, сводящий скорость инспектора к нулю. После этого из-за воздействия внешних сил, инспектор вновь продолжит свое пассивное движение.

Рассмотрим конкретный пример: пусть инспектор был выведен на орбиту и находится на некотором расстоянии от КА: $x = -10000$ м, $y = -10000$ м, $z = 0$ м, также у него есть начальная скорость $\dot{x} = 7,5$ М/с, $\dot{y} = 7,5$ М/с, $\dot{z} = 7,5$ М/с.

Стоит отметить, что наравне с ситуацией, когда инспектор уже находится на расстоянии от КА, можно проанализировать случай, когда инспектор начинает свое движение с отделения от КА. Тогда в зависимости от начальных условий, инспектор будет двигаться по направлению движения КА, против него или вернется в начальную точку.

Подставляя начальные условия в уравнения (3) и (4), можем узнать, где находился и с какой скоростью двигался инспектор в момент, когда будет совершен импульс наведения.

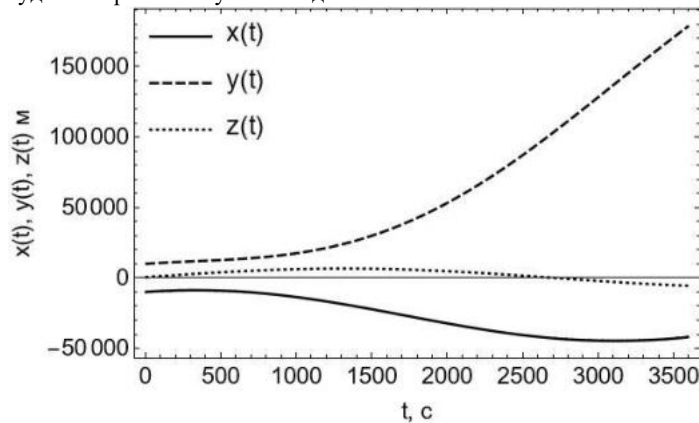


Рис. 3. Координаты инспектора при пассивном движении

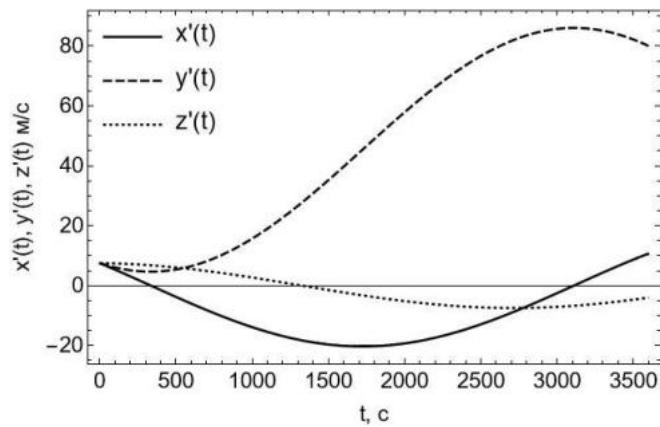


Рис. 4. Скорости инспектора при пассивном движении

Координаты и скорости в конце пассивного движения: $x = -42062$ м, $y = 178897$ м, $z = -5613$ м, $\dot{x} = 10,68$ М/с, $\dot{y} = 80,02$ М/с, $\dot{z} = -4,03$ М/с.

Пусть нам необходимо приблизиться на расстояние 150 м по всем трем осям от КА. Подставим эти данные в уравнения Клохесси-Уилтшира и выразим интересующие нас начальные значения скоростей.

$$\dot{x}(t_0) = 266,09 \text{ М/с}, \dot{y}(t_0) = 79,44 \text{ М/с}, \dot{z}(t_0) = -1,02 \text{ М/с}.$$

Вычисляя (3) и (4) с новыми начальными условиями, получаем:

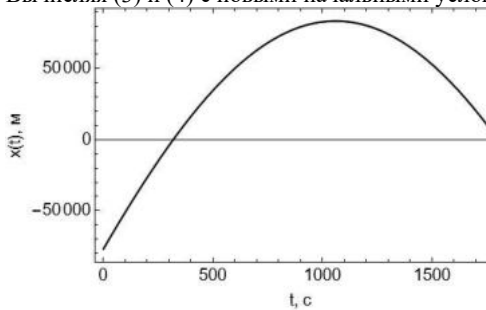


Рис. 5. Координата $x(t)$ инспектора после импульса наведения

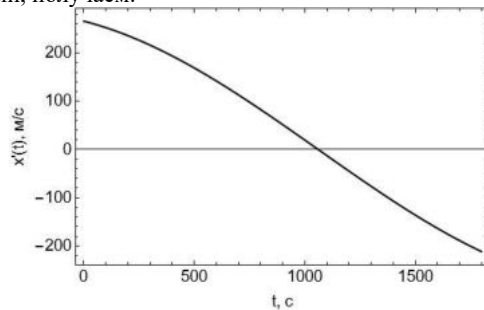


Рис. 6. Скорость $\dot{x}(t)$ инспектора после импульса наведения

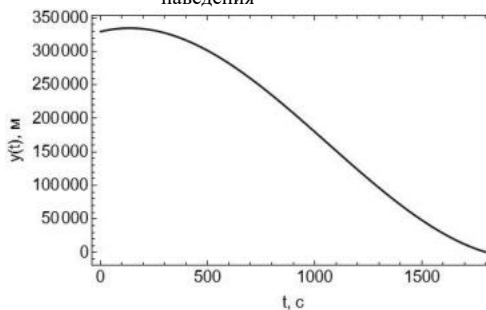


Рис. 7. Координата $y(t)$ инспектора после импульса наведения

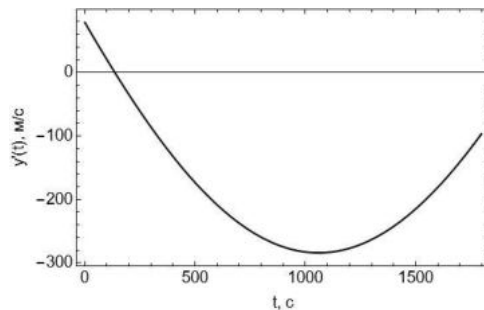


Рис. 8. Скорость $\dot{y}(t)$ инспектора после импульса наведения

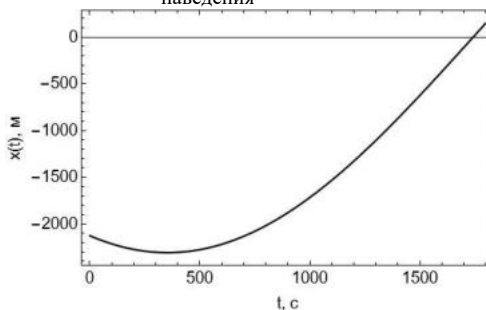


Рис. 9. Координата $z(t)$ инспектора после импульса наведения

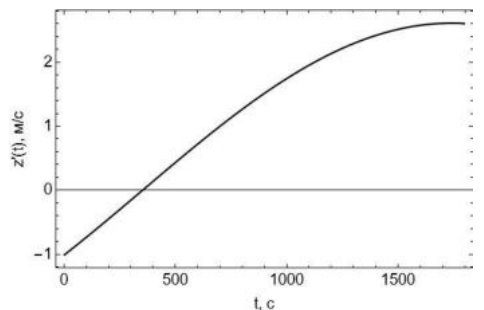


Рис. 10. Скорость $\dot{z}(t)$ инспектора после импульса наведения

Стоит отметить, что при осуществлении импульса, скорость инспектора изменяется мгновенно, что вызывает скачок значений координат и скоростей.

Осталось осуществить замедляющий импульс. Для этого этапа начальные условия: $x = 150$ м, $y = 150$ м, $z = 150$ м, $\dot{x} = 0$ М/с, $\dot{y} = 0$ М/с, $\dot{z} = 0$ М/с.

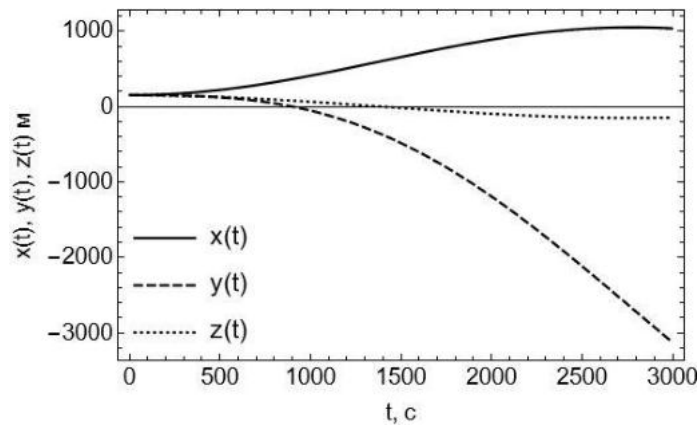


Рис. 11. Координаты инспектора после импульса замедления

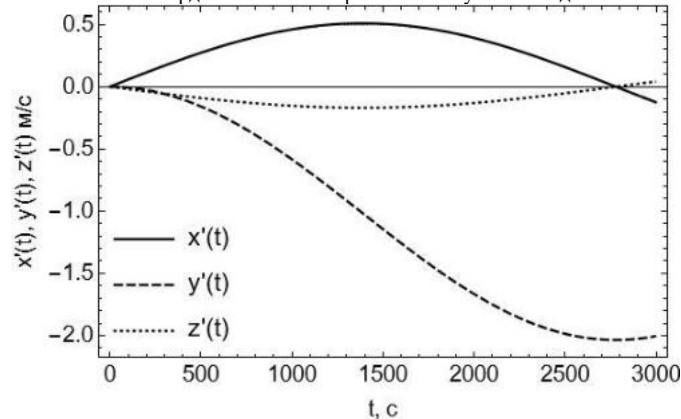


Рис. 12. Скорости инспектора после импульса замедления

Таким образом, в данной работе был рассмотрен метод сближения двух космических аппаратов на основе уравнений Клохесси-Уилтшира и маневре двухимпульсного сближения. Проведены расчеты для частного случая такого сближения и визуализированы составляющие векторов скоростей и координат, позволяющие осуществить такое сближение.

Библиографический список

1. Филипп Терехов. Космические инспекторы [Электронный ресурс] // Habr; URL: <https://habr.com/ru/post/370949/> (дата обращения: 05.03.2022).
2. Kyle T. Alfriend, Srinivas R.Vadali, Pini Gurfil, Jonathan P. How, Louis S. Breger. Space Formation Flying // Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier the Boulevard, Langford Lane, Kidlington, Oxford, 2010.

УДК 629.783

МЕТОД ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ ПОВЫШЕННОЙ МОЩНОСТИ

А. Д. Оленева, К. Д. Левин

АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнёва»

Введение: В настоящее время для расширения возможностей космических аппаратов (КА) разрабатываются и создаются энергетические установки повышенной мощности (ЭУПМ) для выработки тепловой и электрической энергии.

Высокая энерговооруженность, автономность, компактность, возможность достижения длительного ресурса функционирования делают ЭУПМ более выгодными для применения на КА по сравнению с другими энергосистемами.

Использование ЭУПМ является одним из перспективных направлений в космической отрасли. В настоящее время практически на всех космических аппаратах используются энергетические установки на базе солнечных батарей. Дальнейшее развитие космонавтики в XXI веке неизбежно связано с существенным повышением энерговооруженности космических аппаратов, требуемой для решения энергоемких задач в околоземном пространстве, для осуществления межпланетных перелетов и реализации длительных миссий на поверхностях планет.

Одной из основных задач при использовании ЭУПМ на борту КА является отвод тепла, не преобразованного в электрическую энергию, в окружающую среду. КПД ЭУПМ составляет 20-25 %. Следовательно, отводимая мощность составляет не менее 75 % от общей мощности первичного источника энергии. Для отвода такого количества тепла требуются высокопроизводительные системы терморегулирования.

Система терморегулирования КА, в составе которой используется ЭУПМ, представляет собой сложную техническую систему, которая имеет характерные особенности:

- высокие рабочие температуры;
- термостойкий теплоноситель;
- большая площадь поверхности излучения.

Исходя из особенностей данных систем терморегулирования, можно сделать вывод, что проведение тепловой наземной отработки потребует создания новых или модернизацию существующих испытательных стендов.

Для проверки характеристик таких систем, как правило, необходимо проведение различных тепловых экспериментов. Исходя из особенностей данных систем охлаждения, очевидно, что проведение тепловой наземной отработки потребует создания испытательного оборудования и стендов. Это испытательное оборудование должно обеспечивать возможность создания требуемых эксплуатационных условий (давления, температуры окружающего пространства, оптических коэффициентов).

Экспериментальные проверки характеристик систем охлаждения ЭУПМ при имитации основных факторов космического пространства, как правило, проводятся в термобарокамере, имеющей в своем составе:

- систему вакуумирования;
- имитатор «черного», «холодного» космоса;
- систему регистрации температурных параметров;
- систему управления тепловыми имитаторами и оборудованием КА.

Система вакуумирования предназначена для создания пониженного давления (вакуума). Этим обеспечиваются параметры теплообмена, реализующиеся в космическом пространстве.

Имитатор «черного», «холодного» космоса включает в себя криогенные экраны, охлаждаемые жидким азотом, и систему подачи жидкого азота. Поверхность криогенных экранов (с коэффициентом поглощения не менее 0,95), представляет собой экран из оребренных трубок в виде шевронных профилей и жидкий азот в качестве теплоносителя.

Системы измерения и управления обеспечивают управление КА, контроль и управление имитаторами, сбор и обработку результатов тепловакуумных испытаний.

Таким образом, экспериментальное моделирование (испытания) тепловых режимов КА в условиях, максимально приближенных к натурной эксплуатации, требует значительных усилий, чтобы воспроизводить каждый из отмеченных факторов с достаточной точностью. Такие испытания являются весьма дорогостоящими, поэтому важное значение приобретает разработка других способов моделирования внешнего теплообмена с учётом особенностей работы ЭУПМ.

Рассмотрим принципиальную возможность проведения испытаний системы охлаждения ЭУПМ.

Пример: Для примера рассмотрим один из вариантов высокопроизводительной системы терморегулирования: охлаждающий контур с односторонним холодильником-излучателем с термостойким теплоносителем.

Холодильник-излучатель представлен на рисунке 1. Конструктивно холодильник-излучатель, состоит из коллектора и газорегулируемых тепловых труб (с жидкометаллическим теплоносителем), встроенных теплоприёмной частью в проточный канал и имеющих вдоль своей свободной поверхности рёбра для излучения тепла в космическое пространство.

Для проведения испытаний следует провести модернизацию испытательной установки на базе термовакуумной камеры. Термовакуумная камера для испытания радиатора высокопроизводительной системы терморегулирования с ЭУПМ должна содержать систему нагрева и подачи теплоносителя в коллектор радиационной панели. Для решения данной задачи предлагается использовать трубопровод в задней крышке камеры, обеспечивающий подачу горячего теплоносителя на вход коллектора и также отвод охлажденного теплоносителя на выходе из коллектора.

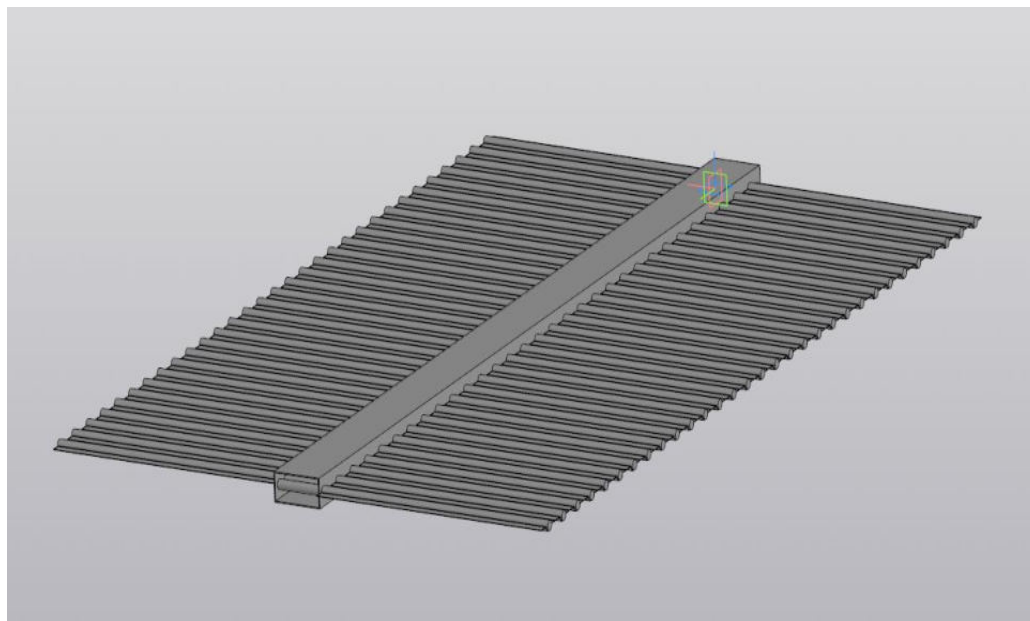


Рисунок 1 – Холодильник-излучатель

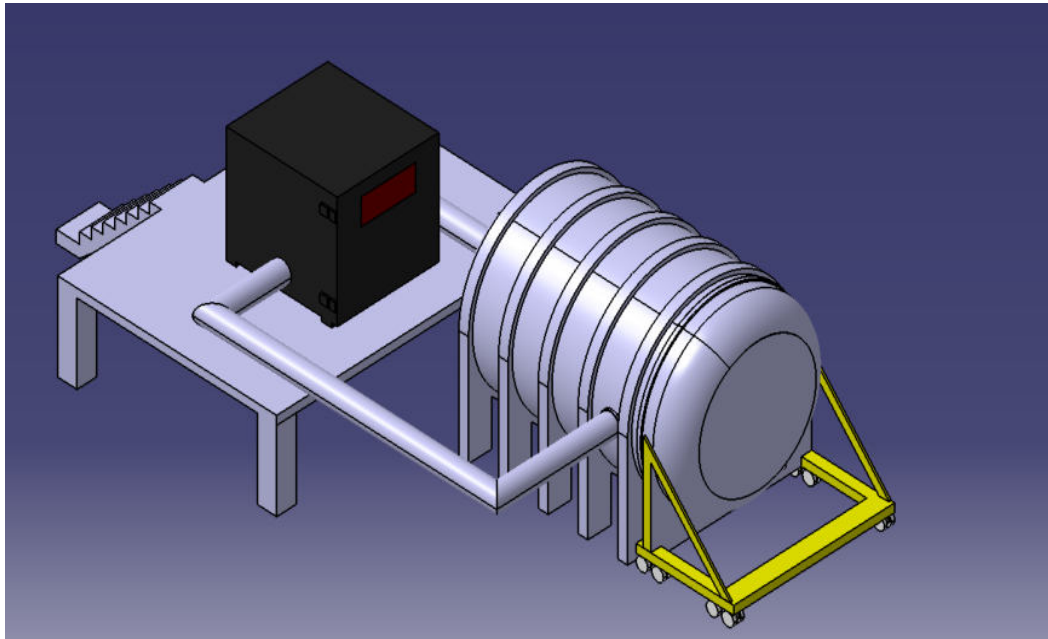
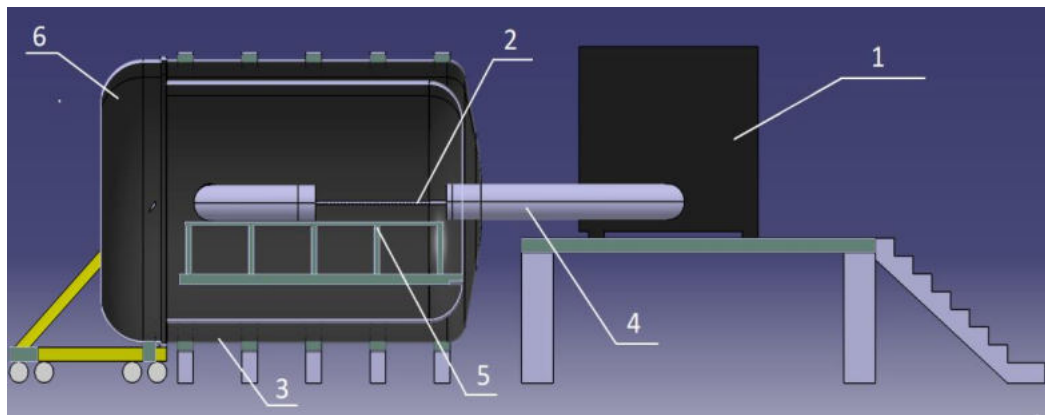


Рисунок 2 – Конструкция испытательного стенда



1 - электродуховка; 2 - панель радиатора; 3 - вакуумная камера; 4 - трубопровод; 5 - стол; 6 - откатная крышка камеры
Рисунок 3 – Состав испытательного стенда

Для нагрева теплоносителя до рабочих температур предлагается использовать нагрев в радиационной электродуховке с керамическими нагревательными элементами. С помощью этих нагревателей теплоноситель может быть нагрет до требуемой верхней рабочей температуры.

Трубопровод, по которому протекает теплоноситель следует покрыть высокотемпературной теплоизоляцией, во избежание тепловых потерь в окружающую среду.

Для прокачки теплоносителя предпочтительно использовать насосы магнитогидродинамического принципа действия. Электромагнитные насосы перекачивают рабочее тело за счет взаимодействия магнитного поля, создаваемого магнитной системой насоса, с электрическим током, который проходит через находящееся в насосе рабочее тело.

Стол, на котором будет устанавливаться объект испытаний, следует изготавливать из теплоизоляционного материала, например, керамики.

Конструкция модернизированного испытательного стенда представлена на рисунке 2. Состав стенда представлен на рисунке 3. Теплоноситель нагревается в электродуховке и подается на радиатор по трубопроводу 4. Стол 5 служит опорой, на которую устанавливается радиатор. Откатная крышка 6 вакуумной камеры 3 служит для открытия доступа для установки объекта испытаний и дальнейшего плотного закрытия камеры.

Тепловой расчет: Определим, будет ли обеспечен в вакуумной камере теплосброс с радиатора в размере 55 кВт. Рассмотрим два варианта захлаживания криозкрана: с применением в качестве охладителя азота и воздуха.

В случае применения азота экран охлаждается до температуры минус 180 °С, при использовании продувки воздухом примем температуру 15 °С.

Геометрические характеристики панели радиатора представлены на рисунке 4. Излучение одностороннее.

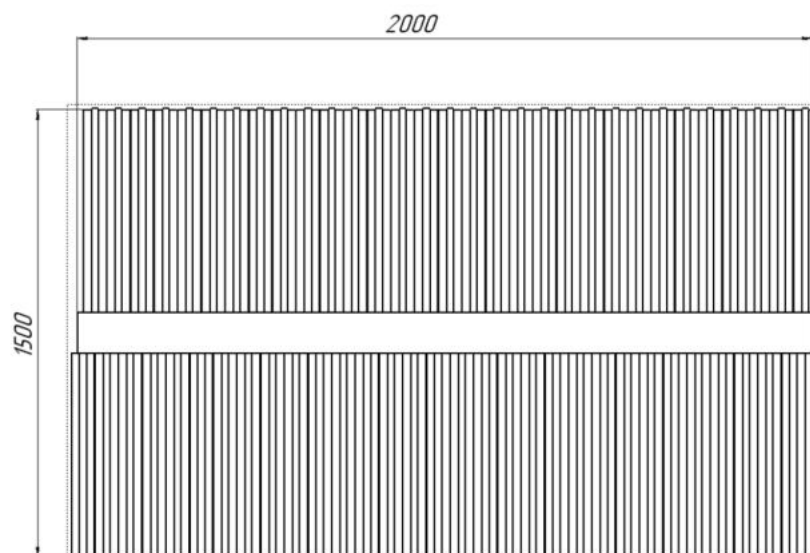


Рисунок 4 – Геометрические характеристики панели радиатора

Количество тепла, сбрасываемого с радиатора в условиях вакуумной камеры, определяется законом Стефана-Больцмана для серого тела:

$$Q = \varepsilon_{\text{пр}} \cdot \sigma_0 \cdot (T_1^4 - T_2^4) \cdot F, \quad (1)$$

где Q – количество теплоты, Вт;

$\varepsilon_{\text{пр}}$ – степень черноты;

σ_0 – постоянная Стефана-Больцмана, $\text{Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{К}^{-4}$;

η – эффективность излучающей поверхности, равная 0,9;

T_1 – среднеинтегральная температура радиатора, К;

T_2 – температура экранов камеры, К;

F – площадь радиатора, равная 3 м^2 .

Степень черноты вычисляется с учетом степеней черноты радиатора и экрана:

$$\varepsilon_{\text{пр}} = \left[\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1 \right]^{-1} = 0,86 \quad (2)$$

где ε_1 – степень черноты радиатора, равная 0,9;

ε_2 – степень черноты экрана, равная 0,95.

Полученные результаты приведены в таблице 1.

Таблица 1. Количество тепла, сбрасываемого с радиатора

Хладагент	T_1 , К	T_2 , К	Q , Вт
Азот	813	93	57509
Воздух	813	288	56613

Вывод: Полученные результаты позволяют сделать вывод, что холодильник-излучатель обеспечивает сброс заданного количества теплоты, при этом использование азотных экранов по сравнению с охлаждением экранов воздухом не даёт ощутимой разницы в результатах, ввиду высокой температуры самих радиаторов, работающих на жидком металле (различие по сбросу тепла менее 1,5 %).

Таким образом, при испытаниях составляющих элементов систем охлаждения ЭУПМ возможно использование стандартных испытательных стендов содержащих вакуумную камеру с проведением доработки в части обеспечения подачи в испытуемые тракты жидкометаллического теплоносителя. Для охлаждения криогенных экранов допустимо использование сжатого воздуха (вместо жидкого азота), что позволяет получить значительную экономию за счёт упрощения имитации окружающих условий, а также повысить безопасность проведения испытаний.

Библиографический список

1. Андрейчук О.Б., Малахов Н.Н. Тепловые испытания космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982. – 143 с.
2. Афанасьев В.А., Барсуков В.С. и др. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов. Под редакцией Холодкова Н.В. – М.: Издательство МАИ, 1994. – 412 с.
3. Системы обеспечения тепловых режимов герметичных отсеков и ядерных энергетических установок космических аппаратов: Учебник / А.В. Романов. – СПб.: ФГУП «КБ «Арсенал» имени М.В. Фрунзе», Балт. гос. техн. ун-т «Военмех» имени Д.Ф. Устинова, СПб. отделение Академии космонавтики РФ имени К.Э. Циолковского, 2014. – 248 с.
4. Технологические основы тепловых труб / Ивановский М.Н., Сорокин В.П., Чулков Б.А., Ягодкин И.В. – М.: Атомиздат, 1980. – 160с.

В связи с соглашениями об ограничении стратегического вооружения в России встала острая проблема утилизации твердотопливных стратегических ракетных комплексов. Главной проблемой утилизации является сжигание больших масс взрывоопасных веществ, с выбросом продуктов сгорания в атмосферу. Было предложено несколько методов утилизации твердотопливных ракетных комплексов, в итоге был выбран метод сжигания топлива в составе ракетного двигателя без соплового блока [1]. Данный метод предусматривает работу с не поврежденным зарядом твердого топлива и не решает проблему утилизации дефектных зарядов, поэтому возникла необходимость в исследовании процесса сжигания дефектного топливного заряда с различными физико-химическими свойствами, габаритами и его сравнение с процессом сжигания целостного [2].

В данной работе рассматриваются возможности современных информационных технологий применительно к решению задач подобного класса. В качестве объекта исследования рассматривается типовая геометрия заряда (рисунок 1) для твердотопливного двигателя, процесс горения схематизируется и заменяется условием нормального вдува продуктов сгорания в проточную часть заряда с расчетной поверхности горения. Исследуются особенности течения газа внутри заряда и изменение параметров во внешней расчетной области, которая представляет собой окружающую среду.

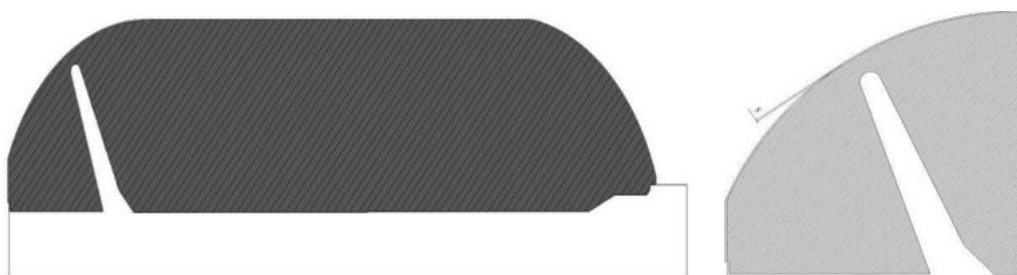


Рисунок 1 – Геометрия заряда (слева) и область расположения дефекта (справа)

При численном моделировании течений в условиях высокого давления необходимо учитывать сжимаемость газа [3]. В работе был рассмотрен вязкий сжимаемый газ. Данный газ, получаемый в процессе сгорания твердого топлива, истекающий в сопло, математически описывается системой уравнений Навье-Стокса, выражающей законы сохранения энергии, массы и импульса. Система уравнений для объемной постановки состоит из уравнения неразрывности, уравнения движения, уравнения баланса энергии и уравнения состояния идеального газа.

Расположение границ расчетной области представлено на рисунке 2: граница 1 – входная граница, задается расход газов, который рассчитывается в зависимости от площади горения; граница 2 – выходная граница, задается давление и температура окружающей среды; граница 3 – стенка, задаются коэффициенты потери энергии при отражении частиц.

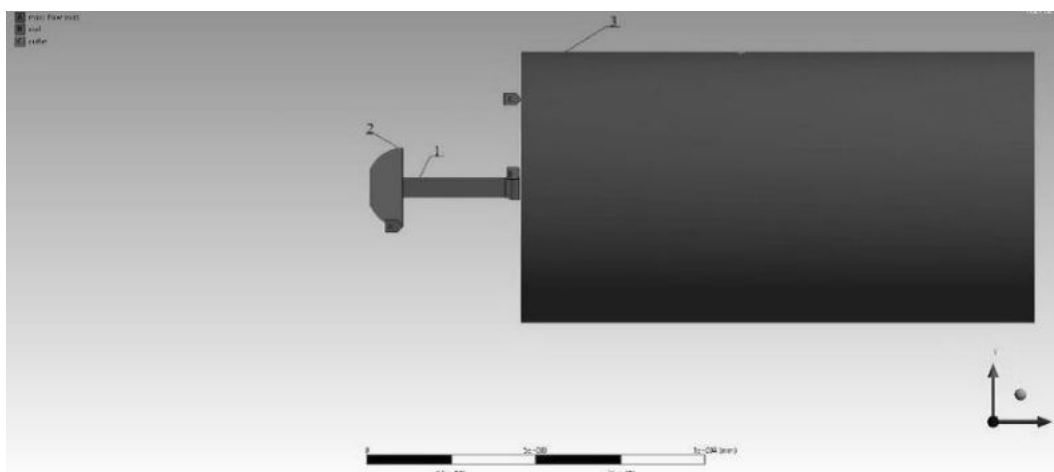


Рисунок 2 – Геометрия расчетной области

В качестве граничных условий с поверхности горения задается массовый расход продуктов сгорания по нормали. В зависимости от рассматриваемого квазистационарного случая, соответствующего дискретным моментам времени процесса разгорания заряда, задается массовый расход продуктов сгорания: $G_0 = 281$ кг/с, $G_1 = 209,09$ кг/с, $G_2 = 209,95$ кг/с, $G_3 = 203$ кг/с, $G_4 = 186,56$ кг/с. Температура продуктов сгорания принималась равной 2800 К. Для условия на выходе задаются нормальные атмосферные условия по давлению и температуре.

В результате расчетов получены поля распределения газодинамических параметров в расчетной области и их значения на оси симметрии. Для начального момента разгара заряда поля распределения давления, скорости и температуры представлены на рисунках 3 и 4. Картина течения показывает существенную неоднородность распределения параметров в расчетной области и наличие сверхзвуковых скоростей внутри канала заряда, что не характерно для штатных режимов работы.

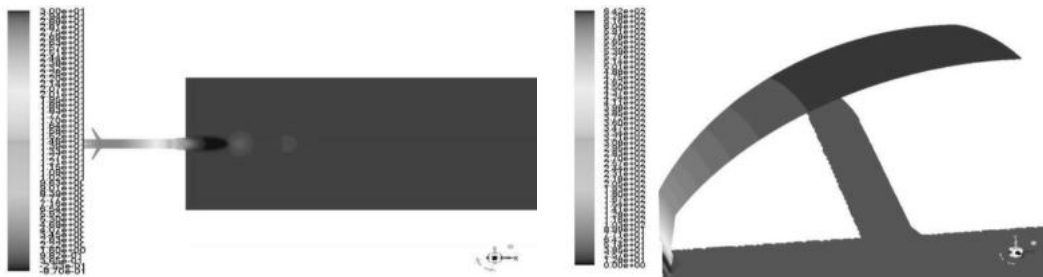


Рисунок 3 – Поле давления во всей расчетной области (слева) и в области с дефектом после разгара (справа) при $G_0 = 281 \text{ кг/с}$

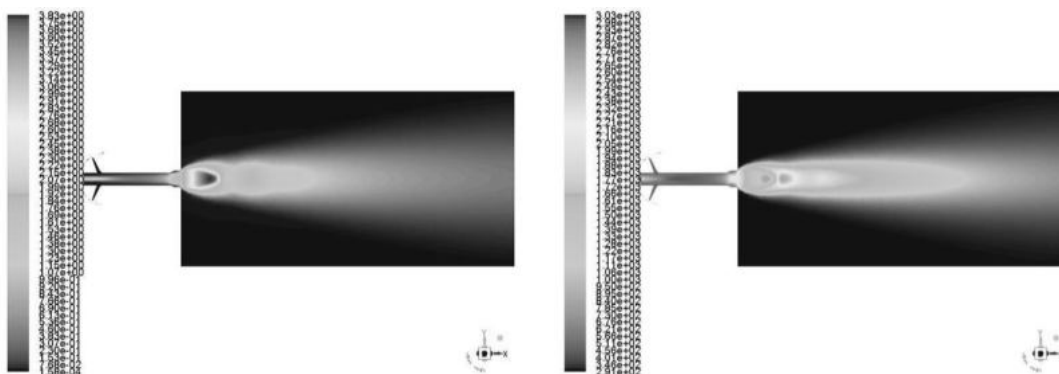


Рисунок 4 – Поле чисел Маха (слева) и поле температур (справа) при $G_0 = 281 \text{ кг/с}$

Распределения параметров на оси симметрии расчетной области для дискретных моментов времени процесса разгара топлива представлены на рисунках с 5 по 8.

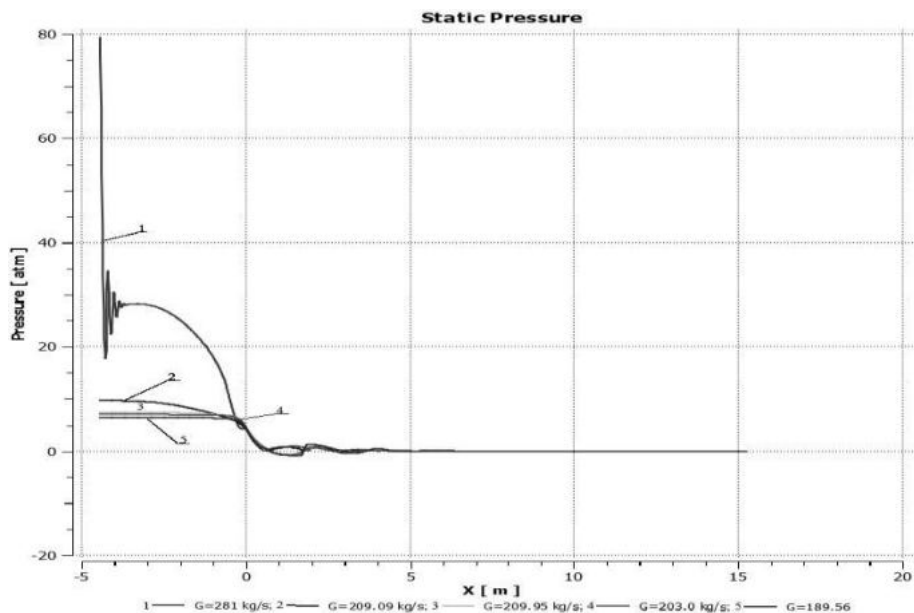


Рисунок 5 – Изменение давления на оси симметрии

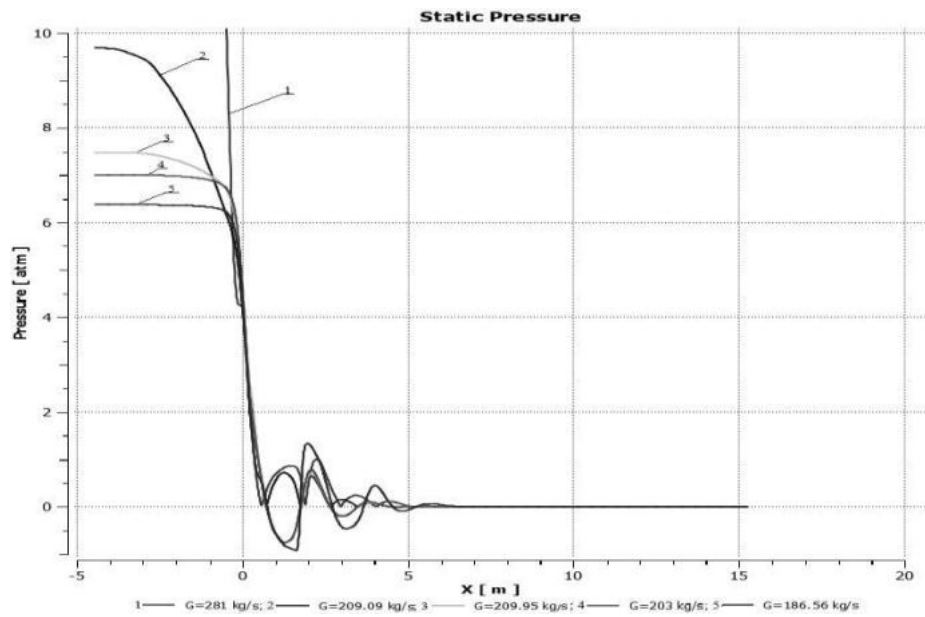


Рисунок 6 – Изменение давления в диапазоне 0÷10 ата на оси симметрии

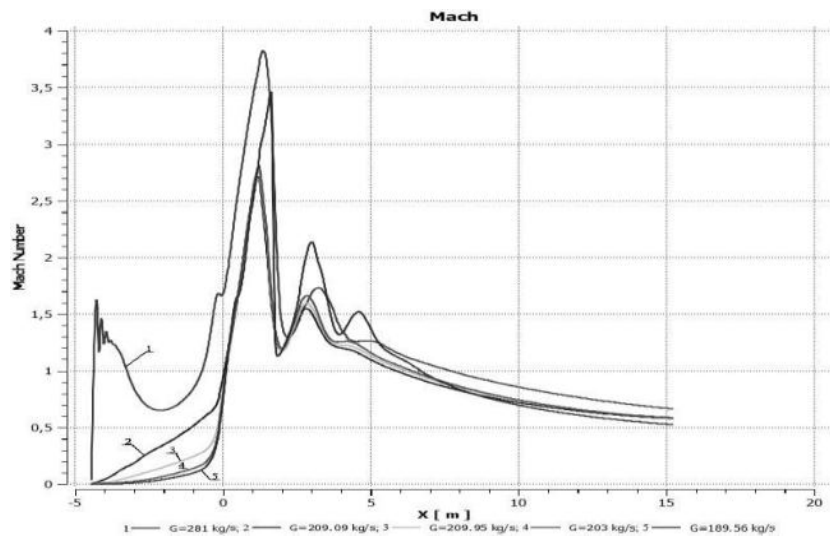


Рисунок 7 – Изменение числа Маха на оси симметрии

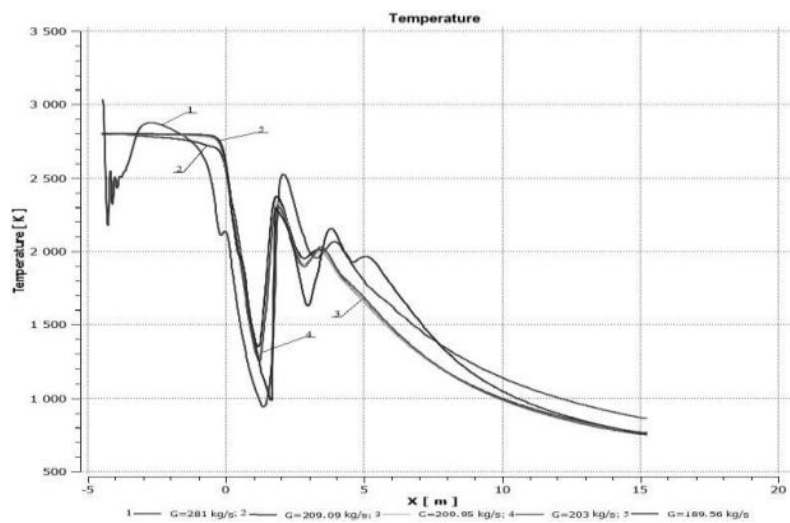


Рисунок 8 – Изменение температуры на оси симметрии

Таким образом, анализ результатов показал, что бесплощовой способ утилизации твердотопливного заряда сопровождается неравномерным распределением газодинамических параметров по всей камере сгорания при разгаре. Наличие дефекта в виде отслоения в области переднего днища приводит к увеличению площади горения

топлива и, следовательно, к увеличению массового расхода, что, в свою очередь, оказывает существенное влияние на значение давления внутри заряда. Наличие в камере сгорания давления, достигающего нескольких сотен атмосфер и наличия внутри канала заряда сверхзвуковых скоростей может привести как к разрушению самого заряда, так и к разрушению стэнда, на котором проводится процесс утилизации, а это повлечет за собой значительные разрушения и выброс в атмосферу опасных для жизни продуктов сгорания топлива.

На основании проведенного исследования и полученных результатов можно сделать вывод о возможности использования современных информационных технологий для решения подобного круга задач. Технологии современных вычислительных пакетов позволяют проводить оценочные расчеты с целью анализа и предотвращения аварийных ситуаций при утилизации зарядов твердого топлива.

Библиографический список

1. Утилизация твердотопливных ракетных двигателей (РДТТ) / Под общей редакцией Н.П. Кузнецова. Москва-Ижевск: Институт компьютерных исследований, НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2008. – 512 с.: ил.
2. Забелин Л.В., Гафиятуллин Р.В., Поник А.Н., Мелешко В.Ю. Основы промышленной технологии утилизации крупногабаритных твердотопливных зарядов. М.: "Недра", 2004. – 226 с.
3. Расчет течений жидкостей и газов с помощью универсального программного комплекса Fluent. Учеб. пособие/ О.В. Батурин, Н.В. Батурин, В.Н. Матвеев – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 151с.: ил.

УДК 681.5.015.44

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

А.Н. Анкудинов, К.С. Алексеева

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

На различных подвижных объектах уже давно устанавливаются инерциальные навигационные системы (ИНС). Они автономны, обладают высокой скоростью обновления информации и помехозащищенностью, однако имеют существенный недостаток – накопление погрешностей с течением времени. При этом измерения, получаемые с помощью спутниковой навигационной системы (СНС), не имеют тенденции к росту погрешностей, но в большей степени подвержены различным помехам.

Объединение ИНС и СНС позволяет создать высокоточный навигационный комплекс, сочетающий в себе преимущества обеих систем. При этом возникает задача фильтрации поступающих от навигационных систем зашумленных данных.

В работе рассматривается схема комплексирования, позволяющая объединить показания бесплатформенной инерциальной и спутниковой навигационных систем самолета для оценивания его вектора состояния.

Рассмотрим плоское движение самолета вдоль меридиана на постоянной высоте (рис.1[1]). Таким образом, в ИНС будут задействованы 2 акселерометра и 1 гироскоп.

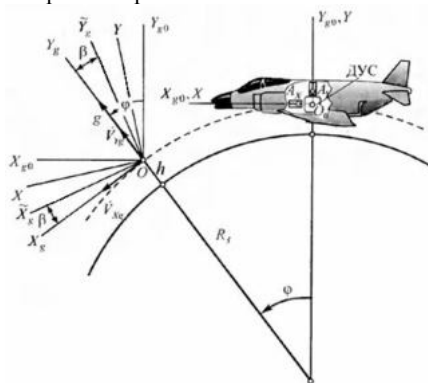


Рис. 1. Модель движения самолета

Примем, что динамика летательного аппарата (ЛА) описывается системой уравнений:

$$\begin{aligned}
 V_{Xg} &= 205; \\
 S &= V_{Xg} t; \\
 \varphi &= \frac{V_{Xg}}{R} t; \\
 \vartheta &= 3; \\
 V_{Yg} &= 0; \\
 h &= 7000,
 \end{aligned}$$

где V_{Xg} , м/с – скорость ЛА в северном направлении, S , м – пройденное расстояние, φ , ° – широта, ϑ , ° – угол тангажа, V_{Yg} , м/с – скорость ЛА в вертикальном направлении, h , м – высота полета, $R = R_3 + h$ – радиус-вектор от центра Земли до ЛА.

Для измерения параметров движения используем бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС) и СНС, объединенные по способу компенсации (рис.2[1]). В качестве измерений будем рассматривать

разность ошибок БИНС и СНС в определении позиционных и скоростных параметров: пройденного расстояния S , высоты h , горизонтальной и вертикальной скоростей V_{Xg} и V_{Yg} .

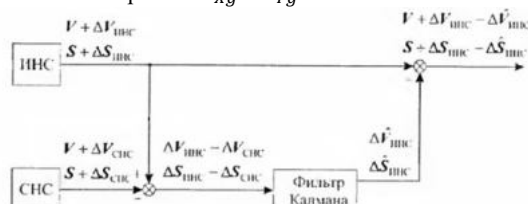


Рис. 2. Комплексирование информации, поступающей от двух навигационных систем по способу компенсации

Рассмотрим приближенную модель погрешностей северного и вертикального каналов БИНС[1]:

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= -\frac{\Delta V_{Xg}}{R} - \varepsilon_z; \\ \Delta \dot{V}_{Xg} &= g\beta + \delta a_{Xg}; \\ \Delta \dot{S} &= \Delta V_{Xg}; \\ \Delta \dot{V}_{Yg} &= \delta a_{Yg}; \\ \Delta \dot{h} &= \Delta V_{Yg}, \end{aligned}$$

где β – ошибка построения вертикали, $\Delta V_{Xg}, \Delta V_{Yg}$ – ошибки выработки горизонтальной и вертикальной скорости, $\Delta S, \Delta h$ – ошибки выработки пройденного расстояния и высоты, ε_z – ошибка измерения проекции абсолютной угловой скорости ЛА на ось Z связанной системы координат, $\delta a_{Xg}, \delta a_{Yg}$ – проекции ошибок измерения кажущегося ускорения ЛА на ребра X и Y географической системы координат (система координат, ось X которой лежит в плоскости местного горизонта и направлена на север, ось Y – по нормали к горизонту).

Будем считать погрешности $\varepsilon_z, \delta a_{Xg}, \delta a_{Yg}$ инерциальных чувствительных элементов гауссовским белым шумом с нулевым математическим ожиданием.

Измерения сформируем как разность сигналов БИНС и СНС:

$$z_1 = V_{Xg_{БИНС}} - V_{Xg_{СНС}} = V_{Xg} + \Delta V_{Xg_{БИНС}} - V_{Xg} - \Delta V_{Xg_{СНС}} = \Delta V_{Xg_{БИНС}} - \Delta V_{Xg_{СНС}};$$

Аналогично:

$$\begin{aligned} z_2 &= \Delta S_{БИНС} - \Delta S_{СНС}; \\ z_3 &= \Delta V_{Yg_{БИНС}} - \Delta V_{Yg_{СНС}}; \\ z_4 &= \Delta h_{БИНС} - \Delta h_{СНС}; \end{aligned}$$

Погрешности СНС будем рассматривать в качестве шума измерения.

Представим рассматриваемую систему в векторно-матричной форме:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{Bmatrix} \beta \\ \Delta V_{Xg} \\ \Delta S \\ \Delta V_{Yg} \\ \Delta h \end{Bmatrix} &= \begin{Bmatrix} 0 & -1/R & 0 & 0 & 0 \\ g & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \Delta V_{Xg} \\ \Delta S \\ \Delta V_{Yg} \\ \Delta h \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_z \\ \delta a_{Xg} \\ \delta a_{Yg} \end{Bmatrix}; \\ z &= \begin{Bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \Delta V_{Xg} \\ \Delta S \\ \Delta V_{Yg} \\ \Delta h \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \Delta V_{Xg_{СНС}} \\ \Delta S_{СНС} \\ \Delta V_{Yg_{СНС}} \\ \Delta h_{СНС} \end{Bmatrix}; \end{aligned}$$

Примем шумы системы и шумы измерений некоррелированными случайными процессами. Таким образом, матрицы интенсивностей возмущений и ошибок измерения – диагональные:

$$Q = \begin{Bmatrix} \sigma_\varepsilon^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\delta a_{Xg}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\delta a_{Yg}}^2 \end{Bmatrix}; \quad R = \begin{Bmatrix} \sigma_{V_{Xg_{СНС}}}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{S_{СНС}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{V_{Yg_{СНС}}}^2 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{h_{СНС}}^2 \end{Bmatrix},$$

где $\sigma_\varepsilon^2, \sigma_{\delta a_{Xg}}^2 = \sigma_{\delta a_{Yg}}^2 = \sigma_{\delta a}^2$ – дисперсии погрешностей гироскопа и акселерометров, $\sigma_{V_{Xg_{СНС}}}^2, \sigma_{S_{СНС}}^2, \sigma_{V_{Yg_{СНС}}}^2, \sigma_{h_{СНС}}^2$ – дисперсии шума измерения СНС.

Принятые значения СКО ошибок шумов приведены в табл. 1.

Таблица 1
СКО ошибок шумов

σ_ε , рад	$\sigma_{\delta a}$, м/с ²	$\sigma_{V_{Xg_{СНС}}}$, м/с	$\sigma_{S_{СНС}}$, м	$\sigma_{V_{Yg_{СНС}}}$, м/с	$\sigma_{h_{СНС}}$, м
0.02	0.1	0.2	6	0.3	10

Примем начальную матрицу ковариации P_0 :

$$P_0 = \begin{pmatrix} \sigma_\varepsilon^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\delta a}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\delta a}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{\delta a}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\delta a}^2 \end{pmatrix};$$

Примем частоту поступления сигналов БИНС – 100 Гц, сигналов СНС – 10 Гц. Таким образом, шаг поступления сигналов БИНС – 0.01 с, СНС – 0.1 с.

Моделируем систему в течение 400 секунд.

Результаты моделирования приведены на рисунках 3-13.

На рисунках 3-7 представлены зависимости переменных состояния системы – погрешностей БИНС, измерений СНС и оценок переменных состояния во времени.

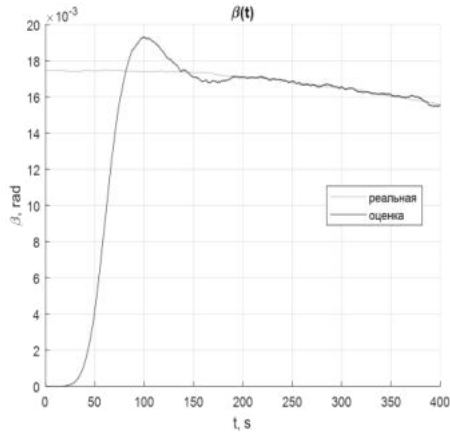


Рис. 3. Ошибка построения

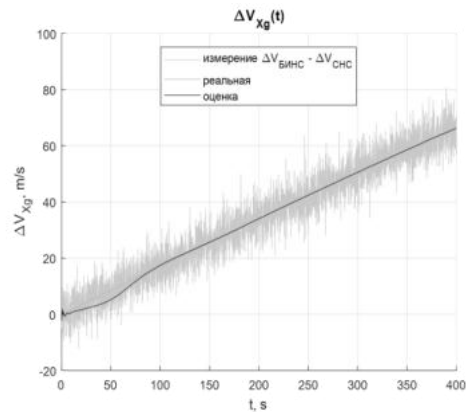


Рис. 4. Ошибка выработки горизонтальной скорости

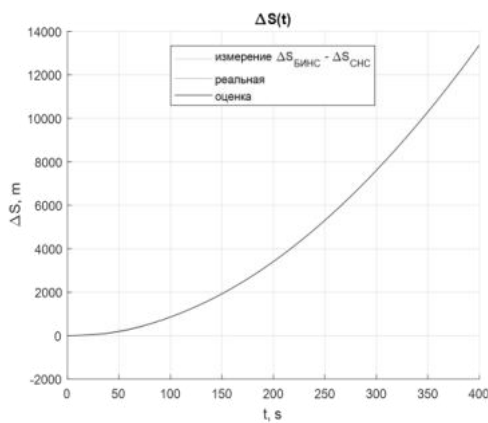


Рис. 5. Ошибка выработки пройденного расстояния

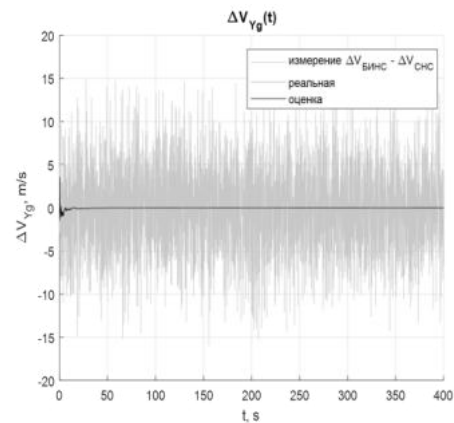


Рис. 6. Ошибка выработки вертикальной

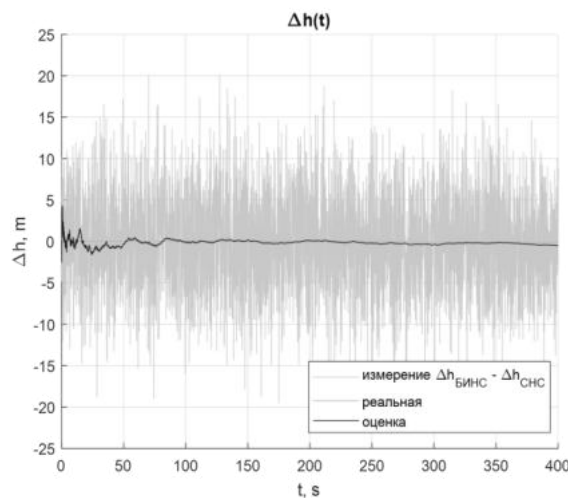


Рис. 7. Ошибка выработки высоты

На рисунках 8-13 представлены графики изменения во времени параметров движения ЛА, их измерений СНС и выработанных с помощью БИНС значений, а также графики полученных оценок.

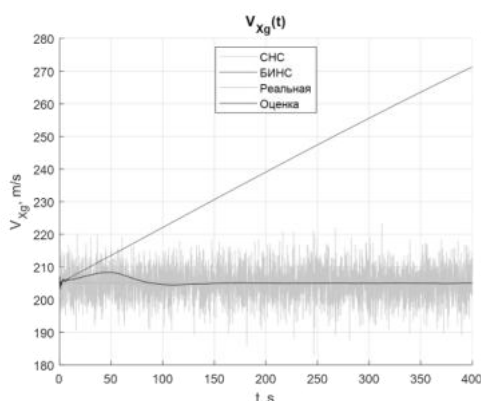


Рис. 8. Горизонтальная скорость

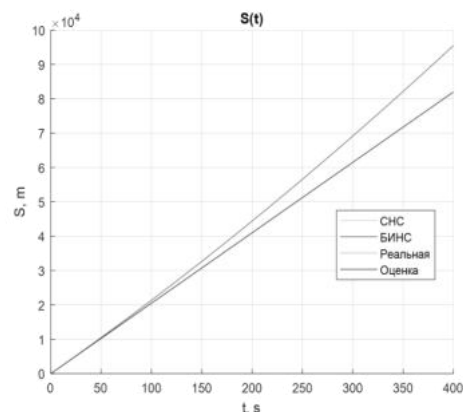


Рис. 9. Пройденный путь

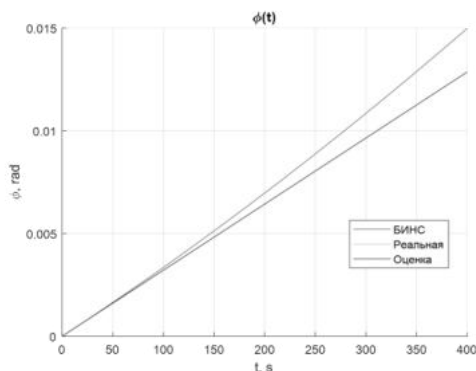


Рис. 10. Широта

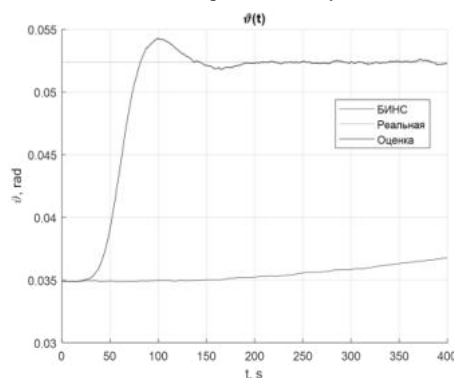


Рис. 11. Угол тангажа

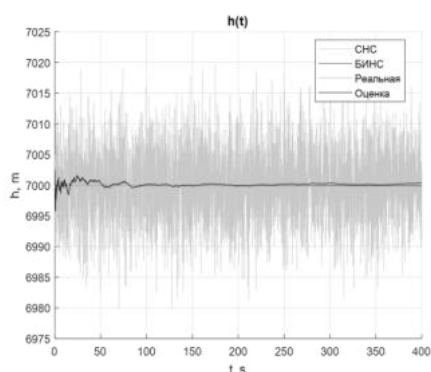


Рис. 12. Вертикальная скорость

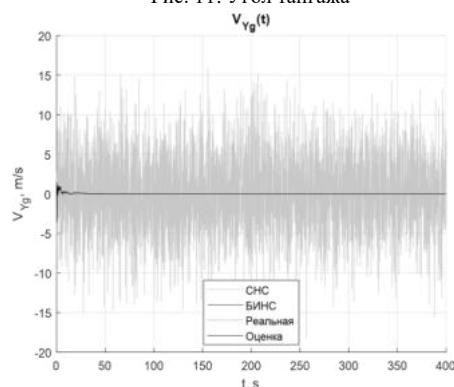


Рис. 13. Высота

Видно, что оценки ошибок БИНС, получаемые с помощью фильтра, по истечении некоторого времени сходятся к реальным значениям ошибок.

Погрешности БИНС с течением времени накапливаются, что приводит к уходу выработываемых параметров от реальных значений. При этом, рассмотренный способ компенсации позволяет вычистить оценки ошибок БИНС из ее выходных параметров, и, таким образом, получить достаточно точную оценку параметра.

Исследуем влияние частоты выдачи сигнала спутника на получаемую оценку.

Примем частоту выдачи сигнала СНС сначала 1 Гц, затем 0.1 Гц.

Для сравнения, полученные графики ошибки построения вертикали, а также ошибки выработки горизонтальной скорости для двух разных частот представлены на рисунках 14-17.

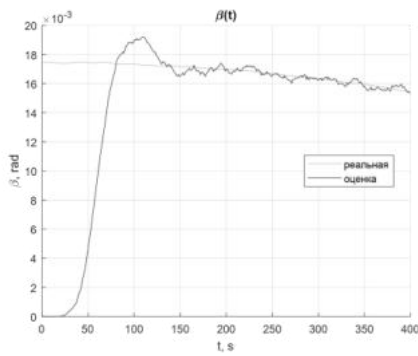


Рис. 14. Ошибка построения вертикали при частоте 1 Гц

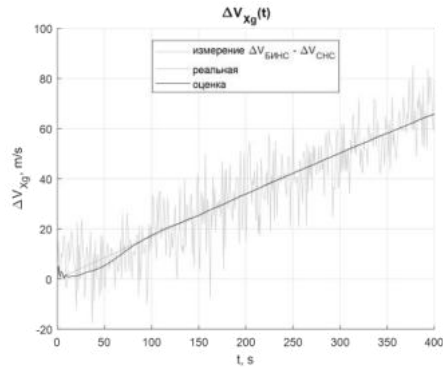


Рис. 15. Ошибка выработки горизонтальной скорости при частоте 1 Гц

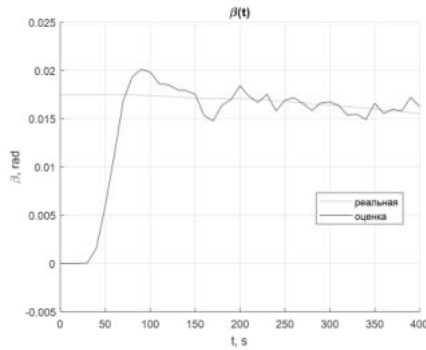


Рис. 16. Ошибка построения вертикали при частоте 0.1 Гц

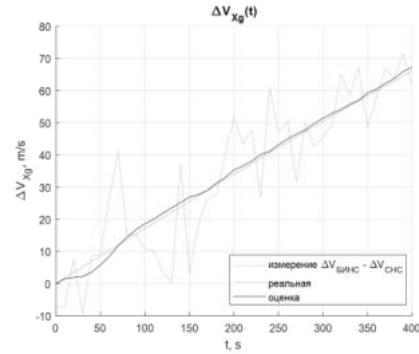


Рис. 17. Ошибка выработки горизонтальной скорости при частоте 0.1 Гц

Рассчитаем статистические характеристики ошибок оценивания:

- Выборочное среднее:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i;$$

- Выборочное среднеквадратическое отклонение:

$$S_0 = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2};$$

Результаты расчета для трех рассмотренных частот выдачи сигнала СНС представлены в таблицах 2-4.

Таблица 2

Частота выдачи сигнала 10 Гц

Ошибка оценки	\bar{x}	S_0
$\hat{\beta}$, рад	0.0024	3.3017e-05
$\Delta \hat{V}_{xg}$, м/с	0.2811	0.9803
$\Delta \hat{S}$, м	2.7157	59.7598
$\Delta \hat{V}_{yg}$, м/с	0.0048	0.0072
$\Delta \hat{h}$, м	0.0676	0.1532

Таблица 3

Частота выдачи сигнала 1 Гц

Ошибка оценки	\bar{x}	S_0
$\hat{\beta}$, рад	0.0026	3.3828e-05
$\Delta \hat{V}_{xg}$, м/с	-0.4023	1.0519
$\Delta \hat{S}$, м	3.2939	63.2076
$\Delta \hat{V}_{yg}$, м/с	-0.0075	0.0158
$\Delta \hat{h}$, м	-0.2125	0.9042

Таблица 4

Частота выдачи сигнала 0.1 Гц

Ошибка оценки	\bar{x}	S_0
$\hat{\beta}$, рад	0.0029	3.6577e-05
$\Delta \hat{V}_{xg}$, м/с	-0.5044	1.4279

$\Delta\tilde{S}$, м	3.5056	63.3654
$\Delta\tilde{V}_{Yg}$, м/с	0.0098	0.0207
$\Delta\tilde{h}$, м	0.7281	3.7498

Видно, что с уменьшением частоты, математическое ожидание ошибки оценивания возрастает, также возрастает и ее среднеквадратическое отклонение.

Таким образом, в ходе выполнения данной работы было произведено моделирование комплексной навигационной системы самолета, состоящей из БИНС и СНС. Анализ результатов моделирования показывает, что дискретный фильтр Калмана позволяет оценить вектор состояния рассматриваемой системы по имеющимся зашумленным измерениям. При этом оценивается весь вектор состояния, несмотря на то, что измеряется он не полностью. Однако фильтр Калмана работает только в тех случаях, когда система линейная, ошибки системы и измерений некоррелированы, и являются гауссовскими белыми шумами с нулевым математическим ожиданием.

Также нужно отметить, что по мере увеличения частоты выдачи сигнала СНС, оценка становится более точной. Это можно объяснить тем, что фильтр в таком случае успевает совершить больше итераций оценивания за то же самое время.

Библиографический список

1. *В.В.Матвеев, В.Я.Распопов* Основы построения бесплатформенных инерциальных систем / СПб.: ГНЦ РФ ОАО "Концерн "ЦНИИ Электроприбор", 2009. - 280с.
2. *А.А. Коновалов* Основы траекторной обработки радиолокационной информации. Ч. 2 . СПб.: Изд-во СПбГЭТУ "ЛЭТИ", 2013.
3. *Paul G. Savage* Strapdown Analytics, Part 2 / Strapdown Associates, Inc., Maple Plain, Minnesota, 2000.

УДК 629.735.025.35.01

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЗАКРЫЛКОВ САМОЛЕТА В РАМКАХ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННОГО ТРЕНАЖЕРА

А. Л. Овчинников,

научный руководитель: И. Л. Петрова

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

В современном мире высокую востребованность имеет разработка и производство технических средств обучения, в том числе авиационных тренажеров.

Большинство организаций разрабатывающих новые самолеты заинтересованы в создании тренажеров, отвечающих требованиям международных стандартов для обучения, переподготовки и поддержания квалификации летных экипажей этих самолетов.

При создании тренажеров, для максимальной реалистичности всех процессов и ситуаций, с которыми может столкнуться тренирующийся летчик, требуется доскональное моделирование работы всех систем в соответствии с документацией, полученной от разработчиков оригинального воздушного судна.

Важнейшей системой любого самолета является система аэродинамического управления. Эта система представляет собой совокупность отклоняющихся управляющих поверхностей и соответствующих устройств и механизмов (электронно-вычислительных, электрических, гидравлических, механических), обеспечивающих отклонение данных поверхностей. Эти отклонения приводят к воздействию на самолет аэродинамических сил, которые задают самолету требуемое направление полета и ориентацию в пространстве.

В данной работе рассмотрена система управления российского пассажирского турбовинтового двухмоторного ближнемагистрального самолета Ил-114-300. В систему управления данного самолета входят руль высоты (РВ), руль направления (РН), элероны и взлетно-посадочные устройства; закрылки и тормозные щитки. На РН и правом элероне установлены триммеры и сервокомпенсаторы, на РВ – только триммеры. На левом элероне только сервокомпенсатор. Общее расположение управляющих поверхностей на самолете представлено на рис. 1.



Рис. 1. Расположение управляющих поверхностей

Для реализации системы аэродинамического управления в рамках тренажера, требуется моделирование каждой ее подсистемы, отвечающей за отклонение своей, отдельной группы управляющих поверхностей (рулей высоты, рулей направления, элеронов, закрылков, тормозных щитков). В работе рассматривается реализация модели закрылков самолета Ил-114-300.

В этом самолете применяются двухщелевые закрылки с фиксированными дефлекторами, предназначенные для увеличения коэффициента подъемной силы крыла C_y при взлете и посадке самолета. В убранном положении закрылки образуют участок хвостовой части крыла, в выпущенном положении – две щели: одна между задней кромкой крыла и дефлекторами, вторая – между дефлекторами и секциями закрылков. Образовавшиеся щели улучшают условия обтекания закрылков и затягивают срыв потока.

Управление закрылками осуществляется ручкой управления закрылками, установленной на центральном пульте в кабине пилотов. Закрылки могут быть установлены в положение 0, 10, 20, 30°. При перемещении ручки управления закрылками по сигналам задающего блока приводится во вращение рулевой привод. Через механическую трансмиссию вращательное движение передается на винтовые механизмы, которые отклоняют закрылки. Остановка закрылков в заданном ручкой управления положении осуществляется по сигналам механизмов конечных выключателей.

Рулевой привод имеет два гидромотора, получающих питание от разных гидросистем (ГС1 и ГС2). Вращательное движение гидромоторов через редуктор передается на общий выходной вал рулевого привода. Для увеличения надежности системы электрическое и гидравлическое питание рулевого привода резервировано, и управление производится по двум независимым и одновременно работающим каналам. При отказе одного канала второй обеспечивает перемещение закрылков в полном диапазоне углов, но с вдвое меньшей скоростью.

С системой управления закрылками взаимодействует система управления электромеханическими тормозами закрылков и система автоматической защиты закрылков от превышения допустимых нагрузок. Система управления электромеханическими тормозами обеспечивает автоматическое стопорение трансмиссии двумя электромеханическими тормозами и выключение рулевого привода при рассогласовании закрылков, вращении трансмиссии с частотой больше допустимой и вращении трансмиссии в направлении, не соответствующем управляющим сигналам системы управления закрылками.

Система автоматической защиты закрылков обеспечивает разрыв электрической цепи и остановку рулевого привода закрылков при превышении допустимых нагрузок на трансмиссию по сигналу муфт ограничения моментов, встроенных в трансмиссию и редукторы винтовых механизмов. Структурная схема системы управления закрылками представлена на рис. 2.

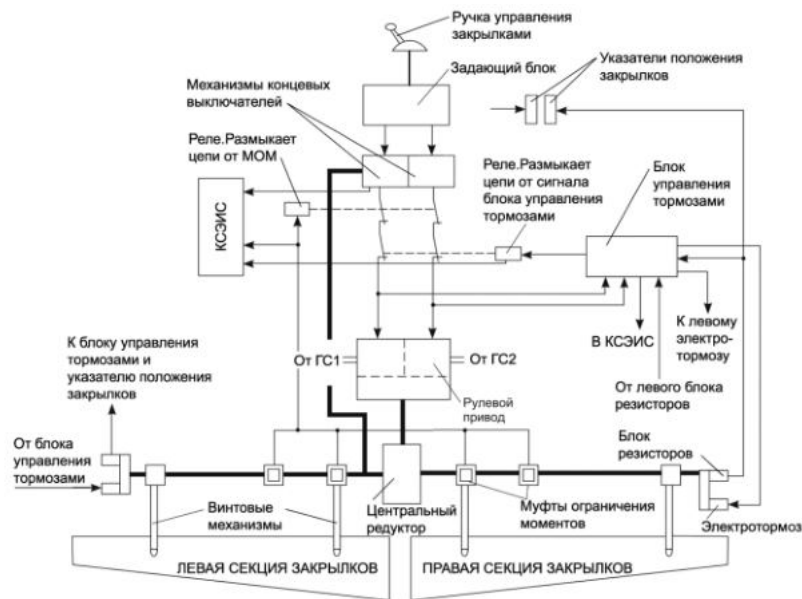


Рис. 2 Структурная схема управления закрылками

Для реализации этой системы в тренажере требуется создание ее модели, в которой будут реализованы все процессы, происходящие в реальной системе, возможность управления ими, и вывод сигналов, передаваемых системой для создания ее индикации, аналогичной индикации в реальной кабине самолета, а так же для других систем. Решение этой задачи было произведено в пакете Simulink – средой динамического междисциплинарного моделирования сложных технических систем, являющаяся частью пакета прикладных программ Matlab.

Входными параметрами для модели системы уборки и выпуска закрылков являются:

- наличие или отсутствие электрического питания на электрических шинах, от которых потребляет электроэнергию данная система;
- наличие или отсутствие гидравлического питания от гидросистем №1 и №2 самолета;
- включенное или выключенное положение всех автоматов защиты электрической сети (предохранителей) для соответствующих электрических шин;
- положение ручки выпуска закрылков;

- начальные положения закрылков;
- неисправности (отказы) данной системы которые может ввести инструктор со своего рабочего места для отработки пилотами действий в таких ситуациях.

Соответственно выходными параметрами для модели системы уборки и выпуска закрылков станут:

- текущие положения закрылков в градусах;
- потребление электроэнергии от системы электроснабжения самолета;
- расход гидравлической жидкости;
- дискретные и аналоговые сигналы, отправляемые в систему индикации и сигнализации.

Для исследования различных вариантов функционирования смоделированной системы, в Matlab Simulink была создана модель с рассмотренными входными и выходными параметрами.

Рассматривалась нормальная эксплуатация системы, при которой в системе присутствует электрическое и гидравлическое питание обоих каналов, сигнал от ручки управления закрылками и нет отказов. В этом режиме в начальный момент времени закрылки находятся в положении 10° . Для отслеживания процессов уборки и выпуска закрылков при нормальной эксплуатации, ручка управления переводится сначала в 0, а затем, через некоторое время в 30° . На рис. 3 представлены графики зависимости углов отклонения закрылков от времени при описанных действиях летчика.

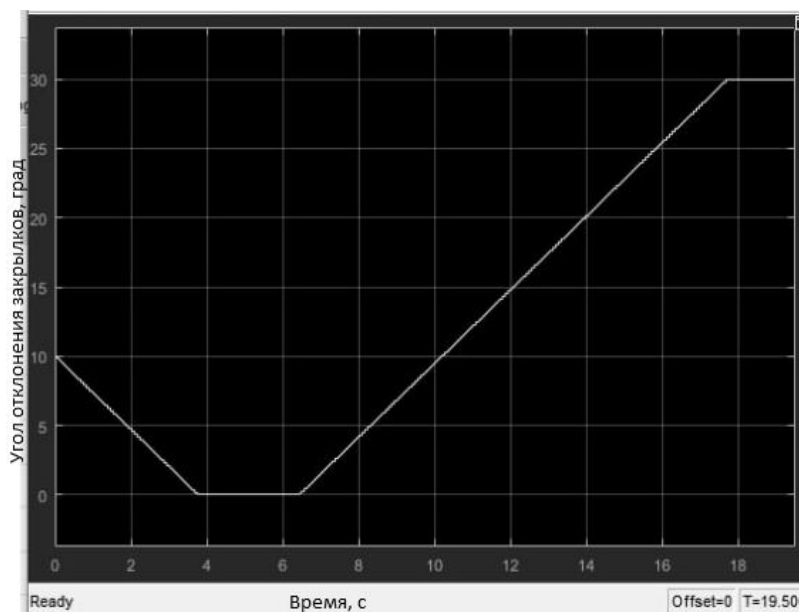


Рис. 3 Изменение угла отклонения закрылков при нормальной эксплуатации

Графики для правого и левого закрылка полностью совпадают. Закрылки перемещаются с линейной скоростью 2.66 град/с и выпускаются на полный угол за 11.25 с, что полностью соответствует документации реального самолета.

Следующим этапом разработки тренажерной модели является создание индикации и сигнализации системы. Комплексная система электронной индикации и сигнализации (КСЭИС) самолета Ил-114-300 – это система обработки и вывода всей пилотажно-навигационной информации и сведений о работе самолетных систем, отображающихся на пяти цветных жидкокристаллических дисплеях. Система КСЭИС получает различные аналоговые и дискретные сигналы из блока концентрации сигналов (БКС) в который они поступают от всех основных самолетных систем, обрабатывает их и выводит в виде индикации и сигнализации в различных форматах (текстовое сообщение, звуковой сигнал, сигнальная лампа и т.д.). Одним из основных форматов вывода информации является представление ее в виде мнемокадра (кадра) – графической структуры, отображающейся на экранах в которой наглядно представлена основная информация по одной или нескольким самолетным системам.

Основные параметры системы управления отображаются на мнемокадре «УПР» КСЭИС. На данном кадре изображен силуэт самолета белого цвета, который отображается постоянно. На силуэте расположен ряд шкал, указывающих положение левого и правого элерона, левой и правой секций руля высоты (РВ), левого и правого триммеров РВ. Под крыльями силуэта отображаются две шкалы, указывающие положение закрылков (шкалы «заполняются» столбиками зеленого цвета при нормальной работе или красного при отказе). Помимо кадра «УПР ШАССИ» система управления выдает сигналы на кадр «СИГН». Это специальный кадр, состоящий из текстовых аварийных предупреждающих и уведомляющих сообщений.

Для создания кадра используется программа MFD Editor. Она предназначена для рисования и анимации приборов бортовых панелей самолетов и другой техники. С помощью графического функционала программы, был создан общий вид кадра со всеми элементами, которые при определенном наборе параметров могут отображаться на нем. Для придания кадру возможности отображать те или иные элементы, менять их цвет, выдавать конкретные значения, в разделе анимации кадра, был создан перечень параметров, соответствующий значению, цвету и наличию каждого элемента кадра. Каждый из этих параметров подключен к соответствующим выходным параметрам модели

Simulink через общую шину. Таким образом, кадр начинает отображать текущее состояние смоделированной системы управления.

Вид кадра при нормальной эксплуатации, в процессе перемещения закрылков представлен на рис. 4.

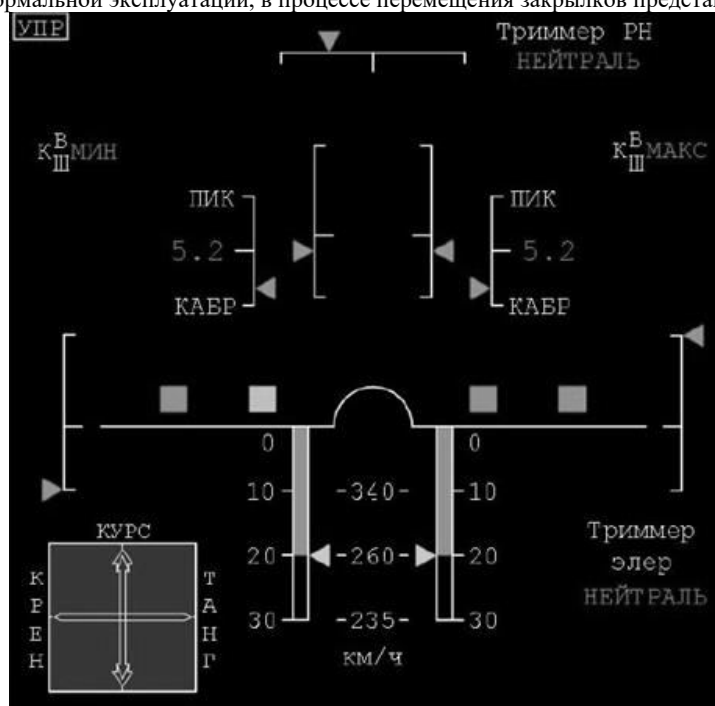


Рис. 4 Общий вид кадра «УПР» при нормальной эксплуатации закрылков

При реализации любой модели в рамках тренажера предусмотрена возможность активации с рабочего места инструктора нештатных положений в процессе полета, вызванных различными неисправностями. Для модели закрылков был сформирован следующий список отказов:

- Отказ одного канала системы управления закрылками.
- Закрылки после взлета не убираются или убираются не полностью.
- Отказ привода закрылков.
- Рассогласование закрылков.
- Заклинивание закрылков.

В соответствии с программой функционирования (ПФ) системы закрылков в первом случае закрылки продолжают перемещение, но со скоростью вдвое меньшей. Во всех остальных – муфты ограничения моментов и электромеханический тормоз остановят перемещение закрылков при неисправной системе.

На рис. 5 представлены графики перемещения левого и правого закрылка при активации отказа «закрылки рассогласованы» при перемещении ручки из положения 10° в положение 20°.

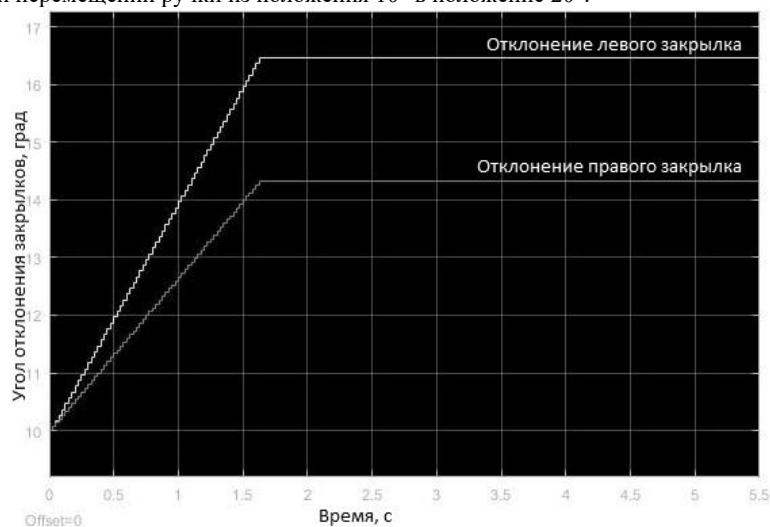


Рис. 5 Изменение углов отклонения закрылков при активации отказа «закрылки рассогласованы»

При рассогласовании левого и правого закрылка более чем на 2 градуса, срабатывает автоматика, и закрылки фиксируются в текущих положениях во избежание создания существенно разных значений подъемной силы на левом и правом крыле. В момент рассогласования на кадре «УПР» столбцы положения закрылков окрашиваются в

красный цвет и останавливаются, на кадре «СИГН» появляется текстовое сообщение «ЗАКРЫЛКИ - РАССОГЛАСОВАНЫ».

На рис. 6 представлен график зависимости изменения угла отклонения закрылков, от времени, при активации отказа одного канала привода при переведении ручки управления из 10° на 0°, а затем на 30°.



Рис. 5 Изменение угла отклонения закрылков при отказе одного канала привода

В соответствии с программой функционирования закрылков при данном отказе закрылки совершают перемещения во всех диапазонах своего отклонения в обе стороны, но со скоростью в 2 раза ниже, чем скорость при нормальной эксплуатации. На кадре «СИГН» появляется текстовое сообщение «ЗАКРЫЛКИ. ОДИН КАНАЛ ПРИВОДА - ОТКАЗ».

Остальные разновидности нормальной эксплуатации и неисправностей системы закрылков так же были реализованы в модели, полностью удовлетворяют требованиям программы функционирования оригинального самолета и пригодны для инсталляции в тренажер.

Следующим этапом разработки авиационного тренажера является создание моделей остальных (элероны, рули, тормозные щитки) элементов системы аэродинамического управления и подключения их к модели динамики полета.

Библиографический список

1. Ил-114-300 Руководство по технической эксплуатации. Раздел 027 «Система управления самолетом» – Москва, ПАО «Ил», 2019 г. – 178 с.
2. Программа функционирования КСЭИС системы управления для самолета Ил-114-300 машины 0108 – Москва, ПАО «Ил» 2021 г - 40 с.
3. Вводная часть комплексной системы электронной индикации и сигнализации для самолета Ил-114-300 машины 0108– Москва, ПАО «Ил», 2019 г. – 28 с.
4. Документация по MFD Editor – Москва, 2020 г – 39 с.
5. Ил-114-300 Руководство по летной эксплуатации. Раздел 002 «Система управления самолетом» - Москва, ПАО «Ил», 2019 г. – 156 с.

УДК 621.833

НЕРЕВЕРСИВНЫЕ ЛИНЕЙНЫЕ ПРИВОДЫ НА БАЗЕ ПЛАНЕТАРНЫХ РОЛИКОВИНТОВЫХ МЕХАНИЗМОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

О.А.к. Носова¹, А.С. Носов¹

АО «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева»

Аннотация. Линейные приводы широко используются в космической технике, наиболее перспективным силовым механизмом этих приводов являются планетарные роликовинтовые механизмы (ПРВМ). Для высокоточных линейных приводов используются безззорные ПРВМ, которые по нагрузочной способности уступают ПРВМ с осевым люфтом в два раза, а по ресурсу – в 8...10 раз. Предлагается новый безззорный ПРВМ, который уступает по нагрузочной способности ПРВМ с осевым люфтом в 1,5 раза, но он может использоваться только для неревверсивных приводов, которые также широко используются в космической технике.

Ключевые слова. Линейный привод, роликовинтовая передача, ролик, винт, гайка, КПД, масса.

Введение. Во многих машинах полезную работу совершают механические приводы, каждый из которых состоит из двигателя, передаточного механизма, имеющего входное и выходное звенья, исполнительного (рабочего) механизма и системы контроля и управления. Передаточные механизмы подразделяются по виду движения входного

и выходного звеньев [1]. Чаще всего эти звенья совершают вращательное движение, реже входное звено вращается, а выходное совершает поступательное движение, то есть по прямой линии. Отсюда такие приводы называются линейными. Передаточные механизмы предназначены для изменения силовых и кинематических параметров от входного звена к выходному звену, а передаточные механизмы линейных приводов должны преобразовывать вращательное движение в поступательное движение с помощью силового устройства [2]. Чаще всего для этой цели используют винтовые механизмы, которые подразделяются на винтовые механизмы скольжения [1] и винтовые механизмы качения, к последним относятся шариковинтовые механизмы (ШВМ) [1, 3] и планетарные роликовинтовые механизмы (ПРВМ) [4, 5]. Разные конструкции винтовых механизмов применяются в зависимости от назначения машины и заданных условий эксплуатации. При этом винтовые механизмы качения превосходят по важнейшим параметрам винтовые механизмы скольжения [1], но последние проще в изготовлении и дешевле. Если сравнивать по основным эксплуатационным характеристикам ШВМ и ПРВМ, то последние превосходят ШВМ почти по всем характеристикам в разы или на десятки процентов. Отсюда в настоящее время планетарные роликовинтовые механизмы являются наиболее перспективными силовыми преобразователями вращательного движения в поступательное [6, 7, 8].

Передаточные механизмы бывают реверсивными и неревверсивными. Винтовой механизм скольжения с упорной резьбой передает нагрузку только в одну сторону [1], поэтому применяется в домкратах, прессах и других устройствах, в которых осевая сила действует в одном направлении. Если упорную резьбу сравнить с более технологичной в изготовлении реверсивной трапецеидальной резьбой, то упорная резьба имеет большую нагрузочную способность при равных диаметрах или при равной нагрузке имеет меньшие габариты и массу [1]. Это и является основанием для ее применения.

Кроме того, передаточные механизмы для линейных приводов подразделяются на беззазорные и механизмы с осевым люфтом (зазором) [9]. Собрать передаточный механизм без зазоров практически невозможно, поэтому все механизмы собираются с зазорами между деталями, а затем в беззазорном механизме сборочные зазоры устраняются (компенсируются) различными способами. Отсюда беззазорный механизм снабжается дополнительными деталями для компенсации зазоров, и после его сборки нужна дополнительная операция – регулировка с целью устранения зазоров, то есть он дороже аналогичного механизма с осевым люфтом. Применяются беззазорные механизмы для приводов, к которым предъявляются высокие требования по точности и осевой жесткости.

ОБЪЕКТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НИМ

Линейные механические приводы широко используются в изделиях космической техники [10, 11], в наземных устройствах и технологическом оборудовании, обслуживающем эти изделия и устройства. При этом доля неревверсивных линейных приводов достаточно большая. Это пресса, различные кантователи, грузоподъемные устройства и другое оборудование.

От линейных приводов, используемых в космической технике, требуется высокая нагрузочная способность и надежность, высокий КПД, малая масса и т.д. К тому же очень многие линейные приводы должны обладать высокой точностью и осевой жесткостью.

Отсюда в качестве объектов исследования выберем перспективные ПРВМ, являющиеся силовым устройством линейных приводов. ПРВМ имеют целый ряд конструкций и конструктивных исполнений [9]. Для неревверсивных высокоточных приводов выберем беззазорный ПРВМ [4, 9]. Рассмотрим конструктивную схему выбранного беззазорного ПРВМ в сравнении с аналогичной схемой ПРВМ с осевым люфтом, см. рис. 1.

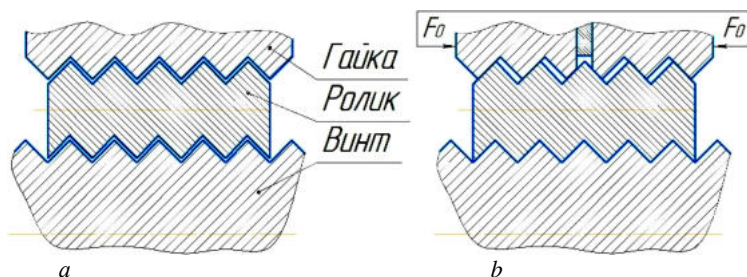


Рис. 1. Конструктивная схема ПРВМ: а – с осевым люфтом; б – беззазорного

Основными резьбовыми деталями ПРВМ с осевым люфтом (рис. 1, а), через которые передается осевая сила, являются многозаходный винт, n ($n \geq 3$) резьбовых роликов и цельная гайка, имеющая такое же число заходов, что и винт [9]. Таким образом, механизм многопоточный. Чтобы осевая сила равномерно распределялась между потоками (роликами), необходима высокая точность изготовления резьбовых деталей ПРВМ, особенно роликов. Если не учитывать погрешности изготовления резьбовых деталей и перемещения от растяжения-сжатия этих деталей, то осевую силу с винта на ролики, а затем с роликов на гайку передают все сопрягаемые витки этих деталей. Нагрузочная способность ПРВМ оценивается в зависимости от типоразмера механизма статической C_{0a} и динамической C_a грузоподъемностями [4]. Типоразмер ПРВМ обозначают двумя числами, разделенными символом « \times ». Например, типоразмер 21×5 означает, что средний номинальный диаметр резьбы винта равен 21 мм, а перемещение гайки за один оборот винта равно 5 мм. При этом первое число типоразмера является важнейшим геометрическим параметром ПРВМ, так как определяет его радиальные габариты, а второе является передаточным числом (подачей гайки за один оборот винта или наоборот).

В беззазорном ПРВМ такие же винт и ролики, а гайка сборная, состоящая из двух одинаковых полу гаек, установленного между ними, компенсатора и устройства для устранения осевых зазоров [4, 9, 12]. Кроме того, для повышения осевой жесткости и точности ПРВМ полу гайки не только сближаются, но и сжимаются небольшой

осевой силой предварительного натяга F_0 (рис. 1, *b*), что позволяет сформировать жесткий шероховатый верхний слой сопрягаемых витков резьбовых деталей механизма. Сжимающая сборную гайку осевая сила предварительного натяга F_0 соответствует крутящему моменту холостого хода (моменту предварительного натяга) T_0 , значения которого рекомендуются в зависимости от типоразмера ПРВМ.

ОСНОВНЫЕ НЕДОСТАТКИ БЕЗАЗОРНЫХ ПРВМ

Безазорный ПРВМ по сравнению с аналогичным ПРВМ с осевым люфтом имеет достоинства и недостатки, при этом основным недостатком является меньшая примерно в два раза нагрузочная способность. Как следует из каталога [4] статическая C_{0a} и динамическая C_a грузоподъемности безазорных ПРВМ примерно в два раза меньше C_{0a} и C_a для ПРВМ с осевым люфтом. Объясняется это тем, что в ПРВМ с осевым люфтом осевую силу F_A , которую передает механизм, воспринимают номинально все сопрягаемые витки винта и роликов, а также роликов и гайки (см. рис. 1, *a*). В безазорном ПРВМ (см. рис. 1, *b*) осевую силу F_A номинально воспринимают все сопрягаемые витки винта и роликов, а в сопряжении роликов с полугайками только витки одной полугайки воспринимают эту силу. Отсюда нагрузочная способность безазорного ПРВМ снижается примерно в два раза.

Известно [4], что ресурс ПРВМ в миллионах оборотов винта $L = (C_a / F_A)^3$. Отсюда следует, что по долговечности (ресурсу) безазорный ПРВМ примерно в восемь раз проигрывает ПРВМ с осевым люфтом. Это значит, что при выборе типоразмера безазорного ПРВМ определяющим фактором будет заданный ресурс.

Например, чтобы обеспечить заданный ресурс для ПРВМ с осевым люфтом будет выбран типоразмер механизма 30×10 (средний диаметр резьбы винта 30 мм), а для безазорного ПРВМ потребуется типоразмер 45×10 (средний диаметр резьбы винта 45 мм). То есть для безазорного ПРВМ необходимо существенно увеличить радиальные габариты механизма, корпуса и других необходимых деталей, узлов и комплектующих.

Причиной всех перечисленных недостатков безазорных ПРВМ является то, что осевую силу, передаваемую механизмом, воспринимает одна полугайка (в два раза меньшее количество витков сборной гайки).

ЦЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ

При высоком уровне надежности повысить нагрузочную способность и долговечность новых конструктивных исполнений безазорных ПРВМ. Для этого надо выполнить обзор конструкций безазорных ПРВМ и анализ их достоинств и недостатков.

ОБЗОР КОНСТРУКЦИЙ БЕЗАЗОРНЫХ ПРВМ

На основании выполненного обзора конструкций безазорных ПРВМ [9, 12-14] было установлено, что первичным является способ компенсации зазоров в механизме, поэтому был разработан следующий классификатор, см. рис. 2.



Рис. 2. Способы компенсации зазоров в безазорных ПРВМ

Из перечисленных способов компенсации зазоров (см. рис. 2) на практике почти всегда применяется способ, при котором в сборную гайку входят две полугайки и компенсатор между ними (см. рис. 1, *b*). При устранении зазоров полугайки сближают с помощью силового механизма (корпусных деталей и резьбовых соединений) и контролируют сжатие по величине крутящего момента холостого хода гайки относительно винта или наоборот. Например, для безазорных ПРВМ типоразмеров от 39 × 8 до 63 × 10 этот момент должен составлять $T_0 = 1,5 - 3$ Н·м. Конструкция механизма и сборного корпуса для данного способа наиболее простые. Сборка и регулировка также простые и надежные, осевая сила предварительного натяга F_0 сжатия полугаек и компенсатора замкнутая.

Две разновидности рассмотренного способа путем отдаления полугаек и путем относительного поворота полугаек требуют более сложную конструкцию силового механизма и сложнее при сборке и регулировке. Для способа с отдалением полугаек между ними имеется зазор, а компенсатор установлен между развитым в радиальном направлении торцом полугайки и корпусом. Эти два способа менее надежны и являются чисто теоретическими, хотя имеются и исключения.

Способы, в которых используется цельная тонкостенная гайка, были разработаны для повышения нагрузочной способности известных конструкций беззачерных ПРВМ. В отличие от предыдущих способов компенсации зазоров, в данных способах гайка, деформируясь в радиальном направлении, перемещает ролики к оси винта и таким образом устраняет зазоры, а также деформирует наружные шероховатые слои сопрягаемых витков резьбовых деталей. Для этих способов гайка выполнена в виде «короткой» или «длинной» цилиндрической оболочки [15]. Силовой механизм для «короткой» оболочки сжимает ее развитые торцы, а для «длинной» оболочки создает наружное радиальное давление или радиальную нагрузку на нее. Радиальное перемещение оболочки под действием нагрузки в зависимости от типоразмера беззачерного ПРВМ составляет от 0,01 до 0,025 мм, а максимальные эквивалентные напряжения меньше предела текучести материала оболочки в 4 раза и более. Так как гайка тонкостенная, то беззачерные ПРВМ могут иметь только небольшой шаг резьбы, что ограничивает их использование. Наличие на тонкостенной гайке резьбы снижает надежность механизма.

Таким образом, способ компенсации зазоров в беззачерном ПРВМ, основанный на сближении двух полу гаек и сжатии их вместе с расположенным между ними компенсатором, является самым простым и надежным, а конструкция механизма для его реализации также наиболее простая, надежная и дешевая.

РАЗРАБОТАННАЯ КОНСТРУКЦИЯ БЕЗЗАЧЕРНОГО НЕРЕВЕРСИВНОГО ПРВМ

Учитывая вывод по анализу способов компенсации зазоров в беззачерных ПРВМ и требования, предъявляемые к линейным приводам для космической техники, для реализации поставленной цели в качестве прототипа для исследования выбран беззачерный механизм со сборной гайкой, состоящей из двух полу гаек и компенсатора между ними.

Разработана новая конструкции беззачерного нереверсивного ПРВМ (рис. 3), на которую получен патент на полезную модель [16].

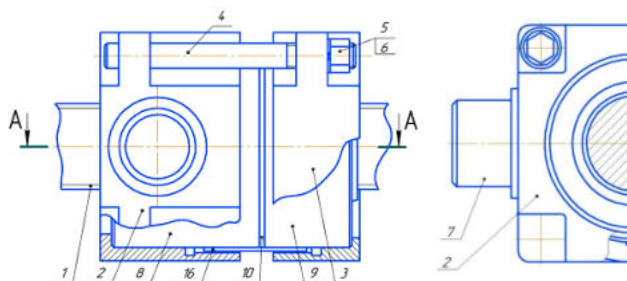


Рис. 3. Общий вид беззачерного нереверсивного ПРВМ в двух проекциях

Разработанный механизм, см. рис. 3, состоит из многозаходного винта 1 и узла, совершающего поступательное перемещение. Указанный узел состоит из корпусных деталей 2 и 3, соединенных болтами 4 и крепежными гайками 5 со стопорными шайбами 6. Корпусная деталь 2 имеет базовые элементы (шейки) 7, предназначенные для соединения с исполнительным механизмом.

Отличие разработанного механизма от прототипа заключается в том, что в прототипе сборная гайка состоит из двух одинаковых полу гаек, имеющих длину резьбовой части L , а в разработанном механизме – из двух гаек 8 и 9 (см. рис. 3) разной длины, имеющих различную длину L_1 и L_2 резьбовой части, см. рис. 4. При этом $2L = L_1 + L_2$.

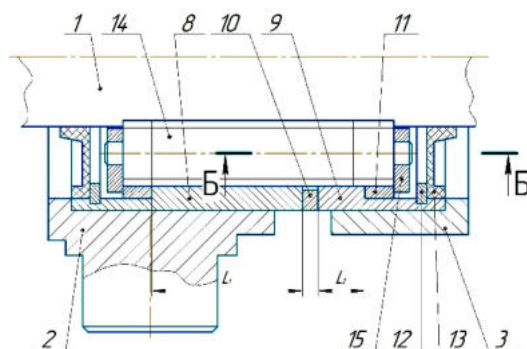


Рис. 4. Осевой разрез А – А беззачерного нереверсивного ПРВМ (см. рис. 3)

Между гайками 8 и 9 установлен компенсатор 10, а в каждой гайке запрессована втулка 11 с внутренним зубчатым венцом, установлено пружинное разрезное кольцо 12 и закреплено уплотнение 13. Между винтом 1 и гайками 8 и 9 установлено не менее трех резьбовых роликов 14, торцовые шейки которых установлены с зазором в отверстиях сепараторов 15. На концах всех роликов прямо по резьбе нарезаны наружные зубчатые венцы, которые находятся в зацеплении с внутренними зубчатыми венцами втулок 11. Для ограничения осевого перемещения сепараторов 15 используются пружинные разрезные кольца 12.

Для угловой ориентации корпусных деталей 2 и 3, гайка 8 и 9 используется шпонка 16 (см. рис. 3). Для удобства регулировки компенсатор обычно выполняют в виде двух полу колец, что позволяет извлекать кольца и снова их устанавливать после подшлифовки без разборки узла совершающего поступательное перемещение.

Условия По Выбору Соотношения Длин Резьбовых Участков Гайк Разработанного ПРВМ

В разработанном механизме длина резьбовой части L_1 гайки 8, воспринимающей рабочую осевую силу F_A , больше длины резьбовой части L_2 гайки 9 (см. рис. 4). Введем коэффициент отношения длин резьбовых участков гайк $\beta = L_1/L_2$, назначим его (рекомендуется $\beta = 4 \dots 5$), а затем сделаем проверки, используя следующие условия.

Конструктивное условие. Ролик на своих концах имеет прорезанные вдоль оси пазы зубьев, см. рис. 5.

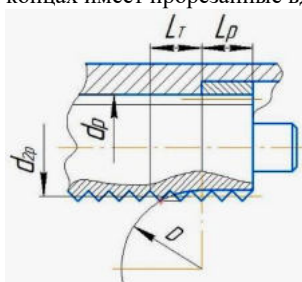


Рис. 5. Осевой разрез Б – Б ролика и гайки, см. рис. 4

Паз (зуб) можно условно разделить по длине на два участка (см. рис. 5): рабочий длиной L_p с постоянной высотой зубьев, которые зацепляются за зубья втулки; технологический длиной L_T с неполной высотой зуба, этот участок образуется при выходе инструмента при обработке. Сжимающую осевую силу F_0 (рис. 1, б) гарантировано будут воспринимать витки гайки 9 на длине $L_3 = L_2 - L_T$. При этом длина L_T зависит от диаметра D инструмента, модуля зубьев m , среднего d_{2p} и наружного d_p диаметров ролика. Эта длина определяется из геометрии

$$L_T = \sqrt{D \cdot (1,25m + 0,5(d_p - d_{2p})) - (1,25m + 0,5(d_p - d_{2p}))^2}.$$

Ролик может иметь конструкцию с кольцевыми проточками на концах для выхода инструмента при обработке зубчатых венцов. В этом случае $L_T = 3 \dots 5$ мм в зависимости от модуля зубьев.

Силовое условие. На распределение рабочей осевой силы между сопрягаемыми витками винта и роликов, роликов и гайки влияет целый ряд факторов: сложное пространственное нагружение резьбовых деталей ПРВМ; многочисленные погрешности изготовления этих деталей; осевые перемещения от растяжения или сжатия винта, гайки и роликов; опрокидывающий момент от осевых сил, действующих на ролик со стороны винта и со стороны гайки и т.д. Целый ряд исследователей посвятили свои работы [17-20] этой проблеме. Полученные результаты позволяют сделать вывод о большой неравномерности распределения рабочей силы между роликами (силовыми потоками) и между витками ролика по двум образующим, взаимодействующим с винтом и с гайкой. При этом установлено, что из-за действия опрокидывающего момента наиболее нагруженными витками ролика являются витки, расположенные у его торцов. Гайка 9 с малой длиной резьбовой части имеет такие высоконагруженные витки. Отсюда для их расчета введем коэффициент неравномерности распределения нагрузки, учитывающий все перечисленные выше факторы, рекомендуется $K_n = 4 \dots 5$.

Прочностное условие. Будем считать, что для разработанного механизма величины момента холостого хода T_0 и осевой силы предварительного натяга F_0 такие же, как и для известного безззорного ПРВМ того же типоразмера. Из каталога [4] определим силу предварительного натяга F_0 . Рассчитаем количество рабочих витков гайки 9 $M = L_3/P$, где P – шаг резьбы. Округлим M в меньшую сторону до целого числа. Для устойчивого базирования M должно быть не менее 5-6. Определим максимальную силу предварительного натяга, действующую на один виток $F_{MAX} = K_n \cdot F_0 / M$. Так как разработанный механизм нереверсивный, то сила F_{MAX} будет наибольшей статической нагрузкой на витки ролика и гайка 9. Далее необходимо известными методами [18] выполнить проверку статической прочности сопрягаемых витков ролика и гайки 9. Если результат будет отрицательным, то увеличим число витков M и выполним снова проверку и т.д. В итоге получим окончательное значение β .

В дальнейшем планируется разработать и изготовить опытные образцы разработанного механизма и провести ресурсные испытания с целью определения времени, при котором осевая сила предварительного натяга F_0 снизится до нуля.

Грубая Оценка Увеличения Нагрузочной Способности Разработанного ПРВМ По Сравнению С Нагрузочной Способностью Известного Механизма С Тем Же Типоразмером

Используя каталог [4], определим статическую C_{0a} и динамическую C_a грузоподъемности известной конструкции безззорного ПРВМ. Используя габаритный размер A сборной гайки и ее конструкцию [4], определим длину резьбовой части полугайк L . Будем считать, что все витки полугайк равнонагружены и обеспечивают равную часть статической грузоподъемности C_{0a} .

Определим для разработанного механизма длины резьбовых участков его гайк 8 и 9 (см. рис. 4)

$$L_2 = 2L / (\beta + 1); L_1 = 2L - L_2, \text{ при этом } L_1 > L.$$

Согласно принятому допущению, статическая грузоподъемность разработанного безззорного нереверсивного ПРВМ $C_{0a,разр} = C_{0a} \cdot (L_1 / L) = C_{0a} \cdot 2\beta / (\beta + 1)$. Для рекомендуемых значений $\beta = 4 \dots 5$ статическая грузоподъемность увеличивается в 1,6 ... 1,67 раза. Это ощутимое увеличение, но оно только для нереверсивных безззорных ПРВМ.

В работе [9] указывается на наличие корреляционной связи между статической грузоподъемностью и динамической грузоподъемностью для винтовых механизмов качения. С увеличением статической грузоподъемности повышается и динамическая грузоподъемность. По рекомендуемому в работе [9] алгоритму просчитаем прогнозируемое значение динамической грузоподъемности $C_{a,разр}$ разработанного нереверсивного безззорного ПРВМ и, сравнив это значение с значением C_a из каталога [4], можно определить повышение нагрузочной способности по динамическим грузоподъемностям, которые связаны с ресурсом.

ВЫВОД

Разработана новая конструкция неревверсивного безазорного ПРВМ, которая позволяет повысить (примерно в 1,5 раза) нагрузочную способность известной конструкции безазорного ПРВМ. Разработанная конструкция может использоваться в изделиях космической техники и технологического оборудования для обслуживания этих изделий.

Библиографический список

1. Детали машин: Учебник для вузов / Л.А. Андриенко и др.; под ред. О.А. Ряховского. 4-е изд. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. 465 с.
2. Actuator range catalogue. SKF Group, 2018. 288 s.
3. Hiwin. Ballscrews. Technical information / Catalog. Taiwan, 2015. 210 s.
4. SKF roller screws: SKF, 2014. 136 s.
5. Engineered Product Catalog. Exlar. 2017. 178 s.
6. Lemor P. C. Roller screw, an efficient and reliable mechanical component of electro-mechanical actuators. In Proceedings of the 31st Intersociety Energy Conversion Engineering Conference (IECEC '96), vol. 1, pp. 215–220, Washington, D.C., USA, August 1996.
7. Q. Z. Jin, J. J. Yang, and J. L. Sun, "The comparative research on the static stiffness of ball screw and planetary roller screw," *Mechanical Science and Technology*, vol. 18, no. 2, pp. 230–232, 1999 (Chinese).
8. Otsuka J., Osawa T., Fukada S. A study on the planetary roller screw, comparison of static stiffness and vibration characteristics with those of the ball screw. *Bull. Jpn. Soc. Precis. Eng.* 1989. 23, 3 pp. 217-223
9. Blinov D., Kolobov A. and Dikun E. Prospects of using electromechanical drives based on roller screw mechanisms in aerospace hardware. *AIP Conference Proceedings*. 2019, vol. 2171, 030001.
10. Verhoeven D., De Coster F. Electro-mechanical actuators (EMA's) for space applications. United Kingdom, 2013. 7 s.
11. Prasad B. Optimum design fault tolerant linear electromechanical actuator for the lower stage thrust vector control of a satellite launch vehicle / Prasad B., Sandeep R., Araving R. United Kingdom, 2011. 7 s.
12. Козырев В.В. Конструкции роликвинтовых передач и методика их проектирования. Владимир: Редакционно-издательский комплекс ВлГУ. 2004. 102 с.
13. Dragun D., Sizanov A., Blinov D. and Nosov A. New design of gapless planetary roller screw mechanism. *AIP Conference Proceedings*. 2019. 2171, 170026.
14. Varochko A., Dragun D., Blinov D. and Nosov A. Operational parameters of the new gapless planetary roller screw gear. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, 090003.
15. Бидерман В.Л. Механика тонкостенных конструкций. Москва. Машиностроение. 1977. 488 с.
16. Патент РФ на полезную модель № 205598. Безазорный планетарный роликвинтовой механизм Патентообладатель АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». Дата регистрации 22.07.2021 г.
17. Zhang X., Liu G., Ma S., Tong R., and Luo H., Study on Axial Contact Deformation of Planetary Roller Screw, *Applied Mechanics and Materials*, vol. 155-156, pp. 779–783, 2012.
18. Yang J., Wei Z., Zhu J., and Du W., Calculation of Load Distribution of Planetary Roller Screws and Static Rigidity, *Journal of Huazhong University of Science and Technology*, vol. 39, no. 4, pp. 1–4, 2011.
19. Abevi F., Daidie A., Chaussumier M. and Sartor M., Static load distribution and axial stiffness in a planetary roller screw mechanism, *Journal Mech Design*, T. ASME, 138, 1-11, 2016.
20. Jan Ryś, Filip Lisowski, The Computational Model of the Load Distribution between Elements in a Planetary Roller Screw, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics* 52, 3, pp. 699-705, Warsaw, 2014

УДК 533.696.4

О ВЛИЯНИИ ФОРМЫ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СВЕРХЛЕГКОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

С. Е. Глебов², Т. А. Башарина¹, Д.А. Чернышов¹, Г.С. Провоторов²

¹. ООО НПП "ИнтерПолярис"

². Воронежский Государственный Технический Университет

В связи со стремительным развитием аэрокосмической отрасли всё большее внимание уделяется вопросу проектирования элементов фюзеляжа летательных аппаратов (ЛА). Это обусловлено необходимостью обеспечения наибольшей аэродинамической эффективности полета ЛА на протяжении всей баллистической траектории. Величинами, позволяющими определить эту эффективность, являются коэффициенты аэродинамического сопротивления: коэффициент лобового сопротивления и коэффициент подъемной силы. Таким образом, постановка задачи может быть сведена к минимизации указанных выше коэффициентов.

Как известно, в процессе расчета баллистической траектории полета ЛА необходимо учитывать влияние следующих сил, действующих на ЛА:

- массовые силы (силы тяжести и инерции);
- силы, создаваемые двигателем (тяга);

– аэродинамические силы сопротивления (сила лобового сопротивления, противонаправленная вектору скорости ЛА в любой момент времени, и подъемная сила, направленная перпендикулярно вектору скорости ЛА).

Известно, что величина данных сил в каждый момент времени определяется по формулам:

$$F_x(t) = c_x(t) S_M \frac{\rho v(t)^2}{2}, \quad (1)$$

$$F_y(t) = c_y(t) S_M \frac{\rho v(t)^2}{2}, \quad (2)$$

где c_x, c_y - соответственно коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы; S_M - площадь мидела ракеты (определяется из геометрии самого ЛА), $v(t)$ - скорость ЛА, ρ - плотность воздуха.

Анализ выражений (1), (2) показывает, что силы аэродинамического сопротивления пропорциональны квадрату скорости ЛА, а следовательно, переменны во времени. Следует заметить, что в свою очередь коэффициенты аэродинамического сопротивления также зависят от скорости ЛА, так как для сверхлегких ракет-носителей она лежит в весьма широком диапазоне. Число Маха в этом случае может достигать значений порядка десяти.

Кроме того, силы аэродинамического сопротивления в процессе полета ЛА могут изменять свое значение в зависимости от угла атаки. Это также находит отражение в изменении значений коэффициентов аэродинамического сопротивления. Таким образом, в общем случае указанные коэффициенты представляют собой функции двух переменных. Наиболее эффективным методом определения этих зависимостей является эмпирическая запись, основанная на результатах экспериментов. Однако, в данной работе вопрос влияния угла набегающего потока воздуха на ракету-носитель не рассматривается (угол атаки во всех случаях принимается равным нулю), но будет исследован при дальнейшей работе над данной проблематикой.

Таким образом, существенное влияние на полет ЛА оказывают значения коэффициентов аэродинамического сопротивления, во многом определяемые формой головного обтекателя (ГО), используемого в ракете-носителе. В данной работе приводится сравнительная характеристика нескольких видов (форм) ГО для одного корпуса ракеты-носителя, основанная на результатах численного моделирования. Излагаются основные соображения для построения моделей ГО:

- гладкость образующих кривых (плавность переходов между разными видами геометрических форм), обеспечивающая минимальные значения аэродинамических сопротивлений;
- конструктивная эффективность (формы таких ГО позволяют размещать значительные массы и объемы полезной нагрузки под ними);
- экономическая эффективность (возможность изготовления ГО с минимальными затратами);
- технологическая реализуемость.

В работе приводится описание численного моделирования обтекания корпуса ЛА в процессе полета. На основании полученных численных данных определяются эмпирические зависимости коэффициентов c_x, c_y от числа Маха для разных ГО и производится выбор оптимальной на всем диапазоне скоростей формы ГО.

Для сравнения были выбраны следующие ГО: спрофилированный параболический ГО, двойной конусный ГО, ГО пулевидной формы (рис. 1).

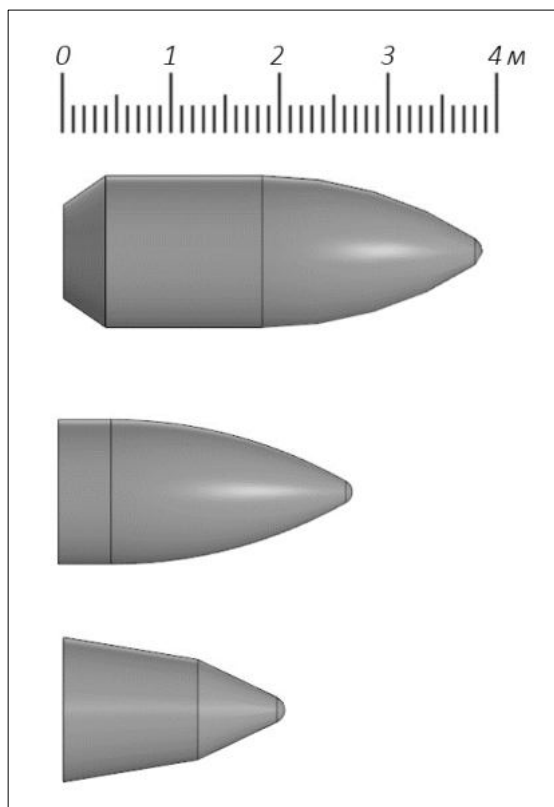


Рис. 1. Виды ГО для сравнения (по порядку, сверху вниз):
1 – пулевидный; 2 – спрофилированный параболический; 3 – двойной конусный

В процессе исследования было проведено численное моделирование. В системе конечно-элементного анализа осуществлялось обтекание корпуса условной ракеты-носителя с выбранными видами при различных значениях скорости набегающего потока воздуха в системе координат, жестко связанной с ЛА. Целью проведения численного моделирования является определение значений коэффициента лобового сопротивления и коэффициента подъемной

силы при различных значениях числа Маха. В процессе моделирования рассматривался диапазон скоростей потока воздуха от 0 до 750 м/с (соответственные числа Маха – от 0 до 7,42).

Общее количество узлов в конечно-элементной модели составляет около 16 миллионов. Предполагается нестационарная постановка задачи; отмечаются основные параметры задачи:

- модель среды: Air Ideal Gas;
- уравнение энергии: Total Energy;
- модель турбулентности: Shear Stress Transport;
- условия набегающего потока воздуха Inlet при обтекании:
 - скорость потока, линейно изменяющаяся во времени от 0 до 750 м/с;
- атмосферные условия Opening:
 - давление окружающей среды Relative Pressure: 1 атм;
 - температура окружающей среды Opening Temperature: 20 °С;
- условие Wall на внешней поверхности корпуса:
 - прилипание потока к стенке без проскальзывания No Slip Wall.

Для определения численных значений коэффициентов аэродинамического сопротивления при i -ом значении скорости потока использовались компоненты аэродинамических сил сопротивления, действующих на корпус ракеты-носителя, полученные в ходе численного моделирования при достаточной степени сходимости невязок. Сами коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы соответственно вычислялись по формулам:

$$c_x^i = \frac{2F_x^i}{\rho(v^i)^2 S_M}, \quad (3)$$

$$c_y^i = \frac{2F_y^i}{\rho(v^i)^2 S_M}, \quad (4)$$

где F_x^i, F_y^i - суммарные значения сил, действующих со стороны потока на ракету-носитель по осям x (сонаправлена с осью ракеты-носителя) и y (направлена перпендикулярно оси ракеты-носителя в вертикальной плоскости) соответственно.

Результаты численного моделирования для спрофилированного параболического ГО приводятся в виде распределения скоростей потока воздуха в осевом сечении (рис. 2). В моменты времени, соответствующие рис. 2.а-2.б, распределение скорости потока представляет собой дозвуковое течение. На рис. 2.в продемонстрирована зародышевая область сверхзвукового течения вблизи ГО и хвостовой части ракеты-носителя. Рис. 2.г соответствует процессу установления сверхзвукового потока с формированием дисков Маха, а рис. 2.д-2.ж – развитому сверхзвуковому режиму обтекания с характерным изменением дисков Маха.

Анализируя полученные поля скоростей, можно сделать вывод о существенном изменении характера обтекания ракеты-носителя набегающим потоком воздуха при незначительном изменении скорости для больших значений числа Маха, что, в свою очередь, приводит к изменению значений коэффициентов аэродинамического сопротивления.

Зависимость численных значений коэффициентов аэродинамического сопротивления от числа Маха набегающего потока воздуха приводится в виде сравнительной диаграммы (рис. 3) для всех трёх рассматриваемых видов ГО.

Поскольку для ракеты-носителя на всем диапазоне изменения скорости набегающего потока абсолютная величина коэффициента лобового сопротивления много больше абсолютной величины коэффициента подъемной силы, то оценка эффективности ГО прежде всего должна основываться на анализе и сравнении именно коэффициента лобового сопротивления. Из полученных графических результатов (рис. 3) можно сделать вывод, что при дозвуковом обтекании воздухом ракеты-носителя эффективность спрофилированного параболического ГО по коэффициенту лобового сопротивления превышает остальные рассматриваемые виды ГО не менее чем в 2 раза, а при развитом сверхзвуковом обтекании, имеющем место на большей части траектории – не менее чем в 4 раза. Это позволяет существенно снизить диссипационные потери, возникающие при полете ракеты-носителя на атмосферном участке траектории.

Зависимость коэффициента подъемной силы от скорости потока набегающего воздуха для спрофилированного параболического ГО представлена на рис. 4.

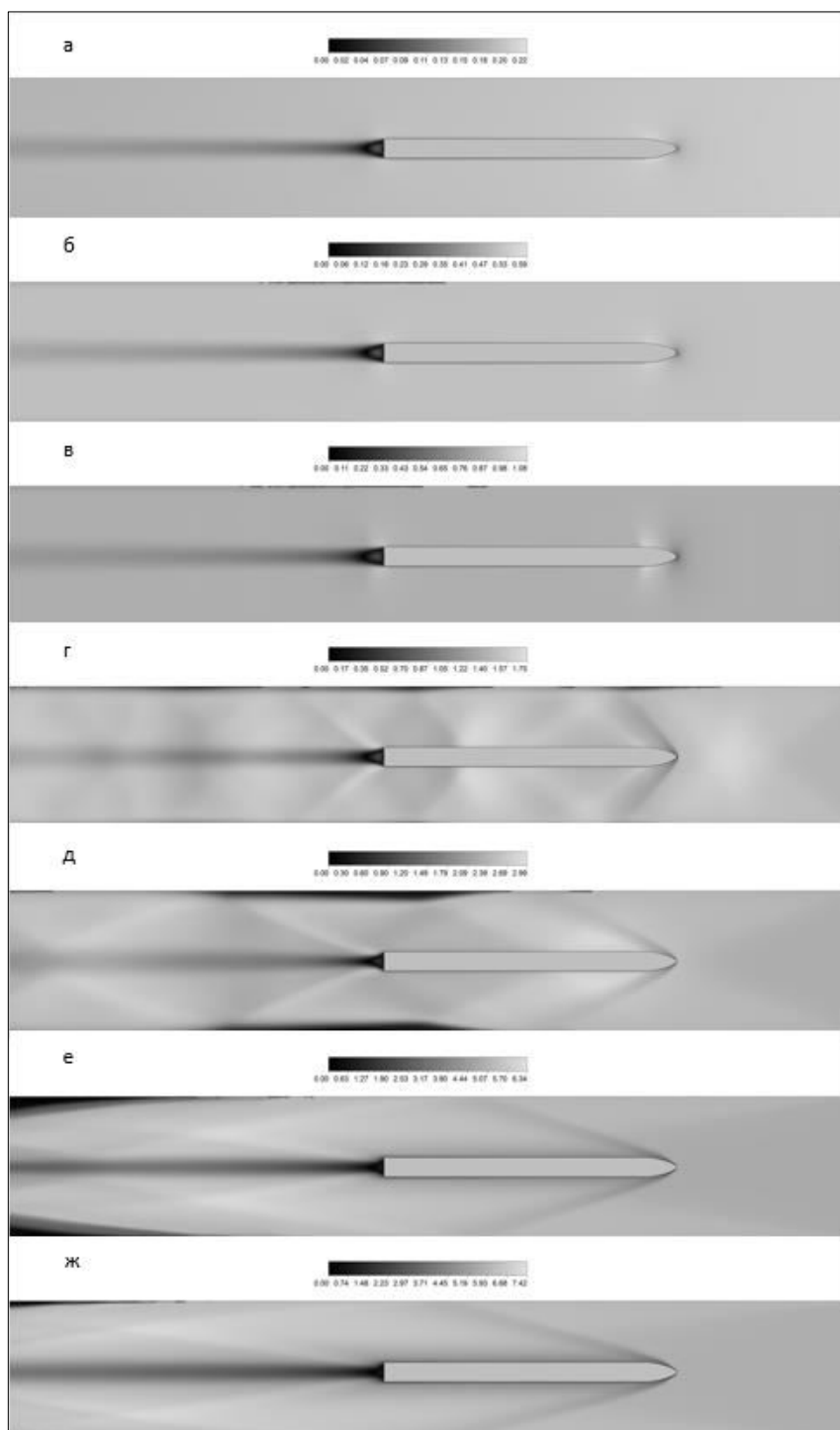


Рис. 2. Распределение числа Маха в осевом сечении модели ракеты-носителя при скорости набегающего потока:
а – 0,22 Маха; б – 0,59 Маха; в – 1,08 Маха; г – 1,75 Маха; д – 2,99 Маха; е – 6,34 Маха; ж – 7,42 Маха

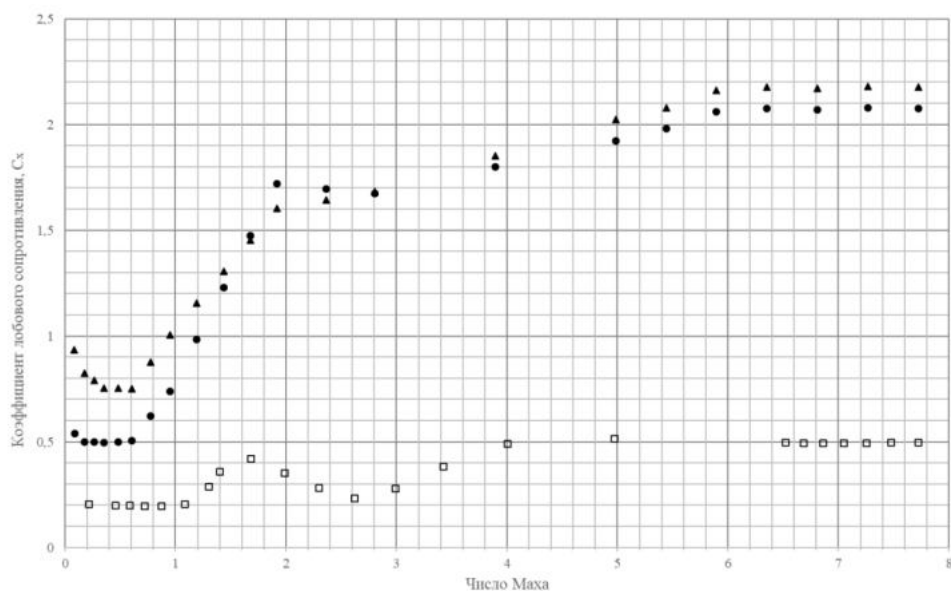


Рис. 3. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа Маха:
 ▲ – двойной конусный ГО; ● – пулеобразный ГО; □ – спрофилированный параболический ГО

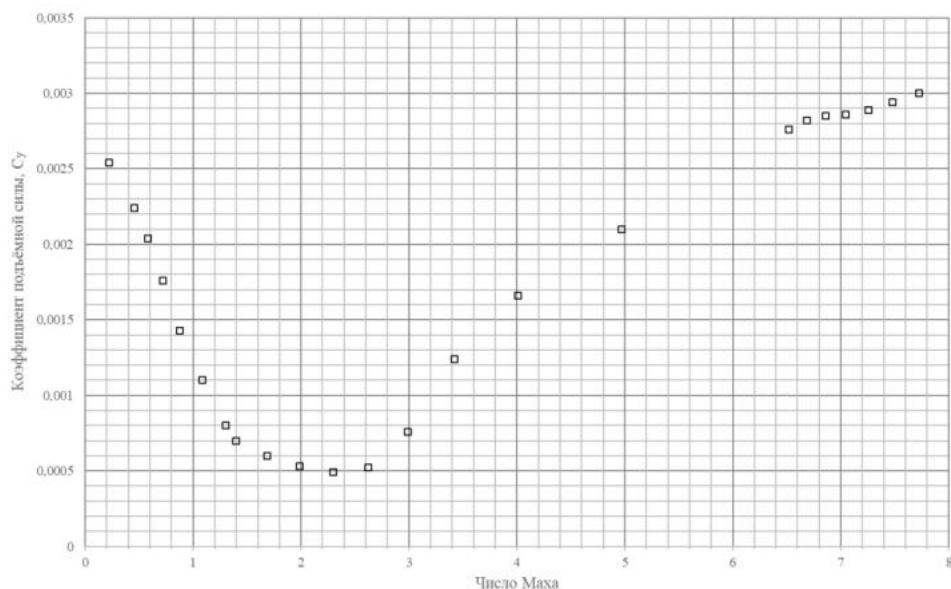


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы для спрофилированного параболического ГО от числа Маха

Исходя из вида графической зависимости (рис. 4), функция зависимости коэффициента подъемной силы от числа Маха может быть условно разделена на 2 монотонных участка: на первом из них (с числами Маха в диапазоне от 0 до 2) наблюдается уменьшение значения коэффициента подъемной силы в связи с неустановившимся характером обтекания; на втором (с числами Маха больше 2) наблюдается плавно замедляющийся рост функции с последующим выходом на постоянную величину (плато) при установившихся и развитых режимах обтекания. Таким образом, спрофилированный параболический ГО является наиболее эффективным с точки зрения аэродинамических коэффициентов сопротивления.

Библиографический список

1. Аппазов Р. Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли / Р. Ф. Аппазов, О. Г. Сытин – Москва: Наука, 1987 – 440 с.
2. Сердюк В. К. Проектирование средств выведения космических аппаратов / В. К. Сердюк – Москва: Машиностроение, 2009 – 503 с.
3. Липницкий Ю. М. и др. Нестационарная аэродинамика баллистического полета. / Ю. М. Липницкий, А. В. Красильников, А. Н. Покровский, В. Н. Шманенков – Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2003 – 23 с.

О ПРИМЕНЕНИИ ТЕПЛОВЫХ РАДИОМЕТРОВ В УСТРОЙСТВАХ СКАНИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПОЛЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ИМИТАТОРОВ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

К. Д. Левин, О. В. Пастушенко, А. А. Шевчук, А. К. Шарова

АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнёва»

Введение

При экспериментальной наземной отработке космических аппаратов (КА) на этапе термовакuumных испытаний (ТВИ) основной задачей является адекватная имитация всех условий и факторов космического пространства, в которых будет эксплуатироваться КА и его системы. Для этого в термовакuumных камерах создают условия вакуума, экстремальных температур, внеатмосферного солнечного излучения.

Качество КА напрямую зависит от качества его наземной отработки. Для уверенного подтверждения заданной надежности, долговечности и работоспособности КА на протяжении всего срока активного существования крайне важно обеспечить при ТВИ высокую точность имитации условий его эксплуатации.

Существенным фактором, влияющим на тепловое состояние КА в условиях открытого космоса, является воздействие солнечного излучения. Для получения в термовакuumных камерах теплового состояния КА в целом или его отдельных систем, компонентов, материалов используют крупногабаритные имитаторы солнечного излучения (ИСИ) [1].

Для подтверждения точности соответствия световых характеристик ИСИ предъявляемым требованиям проводят первичную и периодические аттестации, а также контролируют световые характеристики ИСИ непосредственно в ходе ТВИ с использованием специальных методов и средств контроля и измерений. Главным образом, измеряют уровень и пространственную неоднородность энергетической освещенности (ЭО) в заданных пределах рабочего поля ИСИ при помощи устройств сканирования рабочего поля (УСРП). Оптическая схема сканирования рабочего поля типичного ИСИ в горизонтальной термовакuumной камере показана на рис. 1.

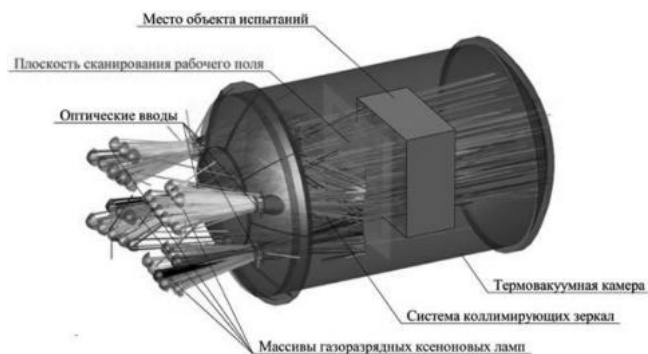


Рис. 1. Оптическая схема сканирования рабочего поля ИСИ в горизонтальной термовакuumной камере

УСРП в общем случае представляет программно-аппаратный комплекс, включающий:

- измерительные радиометры;
- механическое устройство для перемещения измерительных радиометров в рабочем поле ИСИ (двухкоординатный планшет);
- системы измерения и управления, источники питания, кабельную сеть;
- специализированное программное обеспечение.

Необходимое количество измерительных радиометров равномерно размещено с заданным шагом на рейке в направлении одной оси рабочего поля, а сама рейка при сканировании перемещается в направлении другой оси. Пример механической части УСРП с горизонтальным перемещением измерительной рейки показан на рис. 2.



Рис. 2. Устройство сканирования рабочего поля с горизонтальным перемещением измерительной рейки

Описание проблемы

В подавляющем большинстве УСРП используют измерительные радиометры на основе кремниевых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП). Однако в условиях ТВИ достижение требуемой точности измерений кремниевыми ФЭП связано со значительными трудностями и, как минимум, требует обязательной коррекции

спектрального несоответствия, нелинейности, температурной зависимости. Поэтому на практике предельно достижимая точность измерения ЭО кремниевыми ФЭП, или относительная погрешность, ограничена значением 5 %.

Более подробно проблемы измерения световых характеристик ИСИ кремниевыми ФЭП рассмотрены в работе [2], где проведен сравнительный анализ радиометров на основе кремниевых ФЭП и альтернативных средств измерения ЭО – тепловых радиометров. Результаты проведенных в работах [2, 3] сравнительного анализа и экспериментов показывают явное преимущество тепловых радиометров. Это объясняется тем, что тепловые радиометры спектрально неселективны и требуют только одного вида коррекции – коррекции температурной зависимости. При этом рассмотренный в работе отечественный тепловой радиометр ФОА 020 имеет встроенный непосредственно в структуру тепловоспринимающего элемента датчик температуры, что максимально повышает точность коррекции температурной зависимости.

Несмотря на явные преимущества, тепловые радиометры практически не используют для измерения уровня и неравномерности ЭО отечественных ИСИ для ТВИ КА. В лучшем случае, применяют компромиссные решения - например, калибруют по тепловым радиометрам кремниевые ФЭП УСРП.

Постановка задачи

Ограниченное применение тепловых радиометров в УСРП объясняется их некоторыми принципиальными отличиями от кремниевых ФЭП. Наиболее существенными являются тепловая инерционность и малый, близкий к точечному, размер измерительной поверхности.

Измеряемый уровень ЭО при сканировании рабочего поля ИСИ представляет динамическую, быстро изменяющуюся во времени величину, а длительное нахождение тепловых радиометров в световом потоке высокой интенсивности вызывает их сильный нагрев. Поэтому для применения тепловых радиометров непосредственно в УСРП вместе с коррекцией температурной зависимости должны применяться соответствующие технические решения и методы измерений.

Наиболее целесообразно измеряемую каждым тепловым радиометром неравномерность ЭО рабочего поля, представляющую непрерывную функцию, или зависимость уровня ЭО от текущей координаты, дискретизировать, то есть представить в виде последовательности отсчетов её мгновенных значений. Исходное значение функции при этом может быть восстановлено, если выбран период дискретизации, в два или более раза меньший минимального периода ее спектра [4].

Результаты эксперимента, проведенного в работе [5], показывают корректность такого способа и возможность его использования для точных измерений световых характеристик ИСИ или панелей имитаторов тепловых потоков на основе галогенных ламп, а также для верификации их расчетных моделей при планировании и оптимизации ТВИ.

Точность измерения ЭО тепловыми радиометрами σ при применении их в УСРП может быть представлена как функция

$$\sigma = f\left(\frac{t, K_T}{l}\right), \quad (1)$$

где l – период дискретизации (шаг сканирования), равный расстоянию между точками измерения по координатам x и y ;

t – время измерения в каждой точке, необходимое для преодоления тепловой инерции;

K_T – точность коррекции температурной зависимости.

При этом следует стремиться к оптимальному сочетанию значений перечисленных параметров, чтобы высокая точность измерений достигалась при приемлемом времени сканирования всего рабочего поля ИСИ.

Экспериментальная часть

Для подтверждения возможности применения тепловых радиометров в УСРП авторами проведен простой, но наглядный эксперимент, в ходе которого ЭО светового источника измерялась тепловым радиометром ФОА 036 БЫ2.821.036 ТУ производителя АО «НПО ИТ». ФОА 036 включен в государственный реестр средств измерений (ГРСИ) под №76452-19 и применяется для измерения теплового воздействия на элементы конструкции КА в ходе наземных испытаний и на этапе выведения.

Схема проведения эксперимента показана на рис. 3. На неподвижном основании 1 закреплен тепловой радиометр 2. На расстоянии от теплового радиометра на подвижном основании 3 закреплен источник излучения 4- мощная галогенная лампа с оптической системой. Световой поток источника излучения падает по нормали на тепловой радиометр, при этом уровень ЭО в плоскости теплового радиометра регулируется изменением расстояния до источника излучения. Дополнительно между тепловым радиометром и источником излучения установлена подвижная заслонка 5. Сторона заслонки, обращенная к источнику излучения, имеет зеркальную поверхность; сторона, обращенная к тепловому радиометру, имеет зачерненную матовую поверхность.

Стабильность источника излучения обеспечивается предварительным прогревом в течение 30 мин и постоянной работой в течение всего времени эксперимента галогенной лампы. Стабильность напряжения, питающего источник излучения, контролируется прецизионным вольтметром 6 Agilent 34401A (номер в ГРСИ 54848-13) с погрешностью измерения переменного напряжения 0,06 %.

Измерение ЭО проводилось на четырех уровнях: 0, 500, 1000, 1500 Вт/м², которые достигались перемещением подвижного основания на заданное расстояние от теплового радиометра. Нулевой уровень ЭО обеспечивался перекрытием зеркальной заслонкой светового потока от постоянно работающего источника излучения. Для получения максимального отрицательного градиента ЭО заслонка быстро выдвигалась в положение между тепловым радиометром и источником излучения, для максимального положительного градиента – быстро возвращалась в исходное положение.

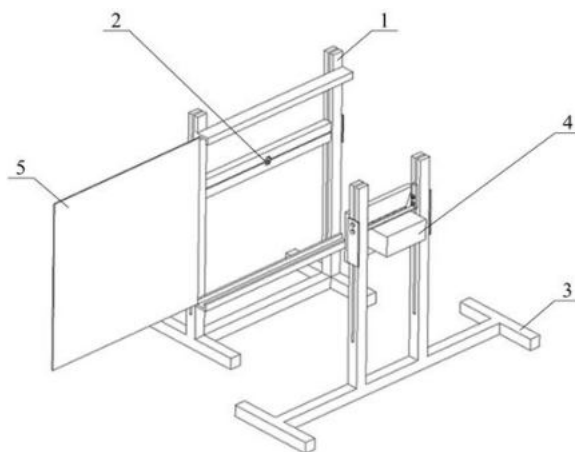


Рис. 3. Общая схема эксперимента

Для измерения сопротивления терморезистора и выходного напряжения теплового радиометра использовался модуль аналогового ввода 7 ОВЕН МВ110-224.2А (номер в ГРСИ 51291-12) с погрешностью измерения постоянного напряжения 0,25 %. Обработка результатов измерений, вычисление значения уровня ЭО и представление результатов в графическом виде производились в персональном компьютере 8 со специализированным ПО.

Электрическая схема измерений показана на рис. 4.

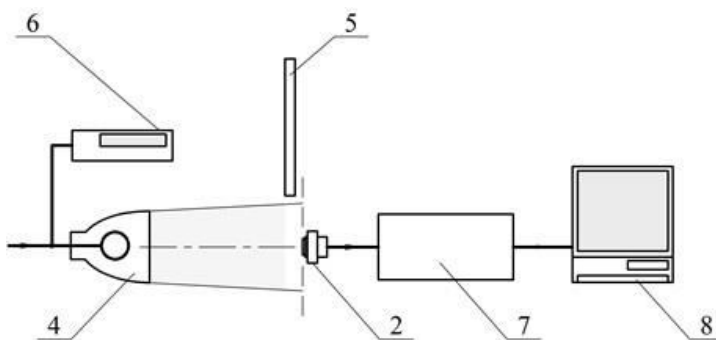


Рис. 4. Электрическая схема эксперимента

Для определения оптимального времени измерений имитировалось изменение уровня ЭО с максимальными как положительными, так и отрицательными градиентами.

Выходное напряжение U теплового радиометра при изменении уровня ЭО от 0 до 500 Вт/м² и от 500 до 0 Вт/м² показано на рис. 5 и 6 соответственно, при изменении уровня ЭО от 0 до 1000 Вт/м² и от 1000 до 0 Вт/м² - на рис. 7 и 8 соответственно.

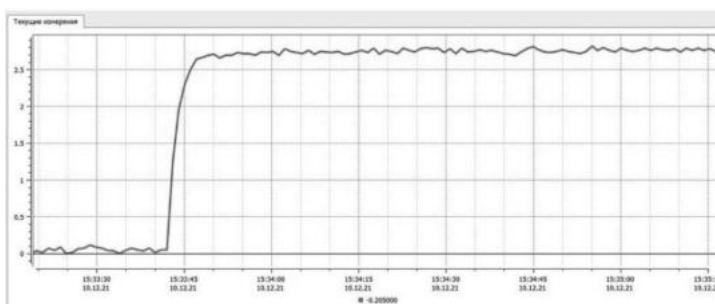


Рис. 5. Выходное напряжение теплового радиометра при изменении уровня ЭО от 0 до 500 Вт/м²

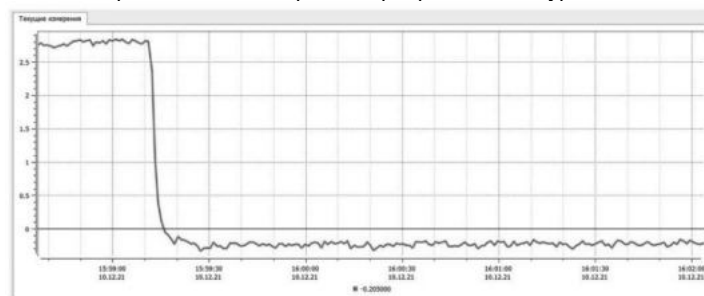


Рис. 6. Выходное напряжение теплового радиометра при изменении уровня ЭО от 500 до 0 Вт/м²

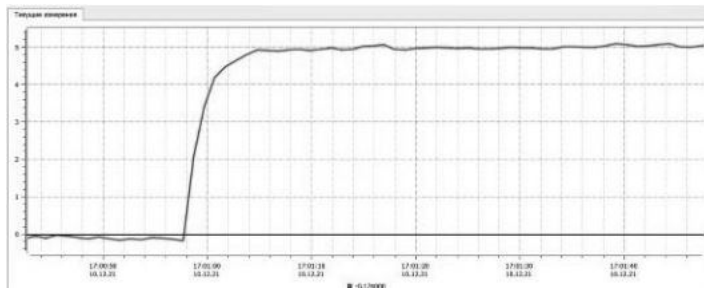


Рис. 7. Выходное напряжение теплового радиометра при изменении уровня ЭО от 0 до 1000 Вт/м²

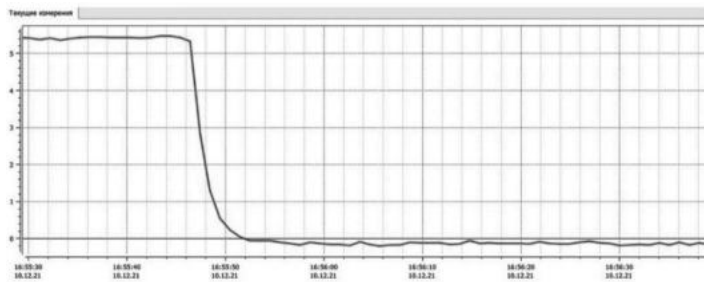


Рис. 8. Выходное напряжение теплового радиометра при изменении уровня ЭО от 1000 до 0 Вт/м²

Результаты измерений показали, что при максимальных положительных и отрицательных градиентах ЭО время стабилизации выходного напряжения теплового радиометра не превышает 10 с.

В соответствии с паспортом теплового радиометра ФОА 036 уровень ЭО рассчитывают по формуле:

$$q = \frac{1}{K_{20}} \left[\frac{U}{1 + \alpha(R - R_{20})} \right] \cdot 10^3, \quad (2)$$

где q – уровень измеренной ЭО, Вт/м²,

U – выходное напряжение тепловоспринимающего элемента, мВ;

R – сопротивление терморезистора при измерении E , Ом;

K_{20} – чувствительность теплоприемника при 20 °С, в соответствии с паспортом прибора равная 4,7 мВ·м²/кВт;

R_{20} – паспортное сопротивление терморезистора при 20 °С, в соответствии с паспортом прибора равное 264 Ом;

α – паспортный температурный коэффициент чувствительности, в соответствии с паспортом прибора равный 0,01 Ом⁻¹.

Для проверки корректности приведенной производителем формулы (2) проведен первый этап эксперимента. Имитировались уровни ЭО 0 и 500, 0 и 1000 Вт/м² с максимальными отрицательными и положительными градиентами между ними. Световой поток падал на тепловой радиометр в течение 5 мин и кратковременно перекрывался заслонкой, далее цикл повторялся снова. Число циклов - 5, общее время нахождения радиометра в световом потоке - 26 мин. Результаты измерений в графическом виде показаны на рис. 9 - 11.

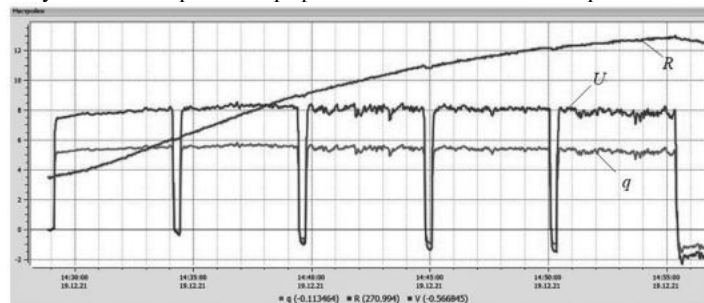


Рис. 9. Измерение уровня ЭО 500 Вт/м²

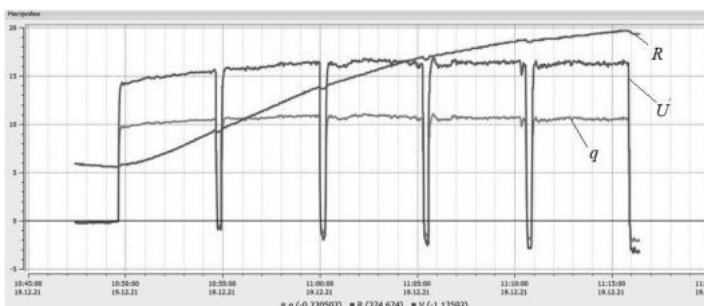


Рис. 10. Измерение уровня ЭО 1000 Вт/м²

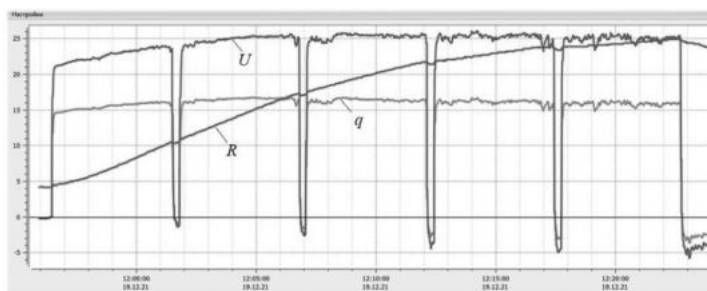


Рис. 11. Измерение уровня ЭО 1500 Вт/м²

Далее последовательно имитировались уровни ЭО 0, 500, 1000, 1500, 1000, 500, 0 Вт/м² (рис. 12).

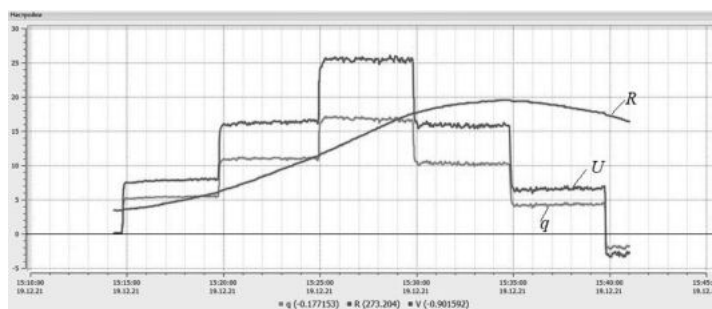


Рис. 12 Измерение трех уровней ЭО 500, 1000, 1500 Вт/м²

Во всех случаях относительная погрешность измерений составила $\pm 7,8\%$, что превышает критерий точности $\pm 5\%$. На рисунках 9 - 12 в ходе всего измерения и особенно в его конце хорошо виден нарастающий дрейф нуля. При большом отрицательном градиенте ЭО выходное напряжение радиометра становится отрицательным и рассчитанный по формуле (2) уровень ЭО приобретает несуществующее отрицательное значение.

Это позволяет говорить о том, что рекомендованный производителем метод некорректен для измерения динамически изменяющихся уровней ЭО. Причина недостаточной точности связана с быстрым нагревом корпуса теплового радиометра световым потоком высокой интенсивности. Проблема может быть решена, как минимум, двумя способами:

- термостабилизацией корпуса теплового радиометра;
- периодическим чередованием нагрева и остывания теплового радиометра путем модуляции, или периодического прерывания, светового потока ИСИ.

Термостабилизация корпуса теплового радиометра в нижней температурной точке условий ТВИ из-за отсутствия конвективного теплообмена в вакууме возможна только контактным способом. Тепловые радиометры находятся на подвижной рейке и размещение на ней охлаждающего оборудования значительно усложнит конструкцию УСРП. Термостабилизация в верхней температурной точке условий ТВИ контактным способом реализуется намного проще, но продолжительный нагрев до высокой температуры отрицательно скажется на ресурсе радиометров.

Модуляция светового потока требует оборудования, например, в виде заслонки, перекрывающей падающий на радиометр световой поток ИСИ между точками измерений. Этот несложный, но эффективный способ был проверен на втором этапе эксперимента. Последовательно имитировались три уровня ЭО: 500, 1000, 1500, 1000, 500 Вт/м². На каждом уровне ЭО зеркальной заслонкой световой поток от источника излучения перекрывался на 15 с, далее на открытой заслонке проводилось измерение ЭО тепловым радиометром в течение времени t , равного 15 с. На каждом уровне ЭО выполнено 10 таких циклов. Результаты измерений показаны на рис. 13. На всех трех уровнях ЭО погрешность измерения находится в допустимых пределах $\pm 4\%$, что в сравнении с предыдущими измерениями хорошо заметно по уровню нуля в течение всего времени измерений.

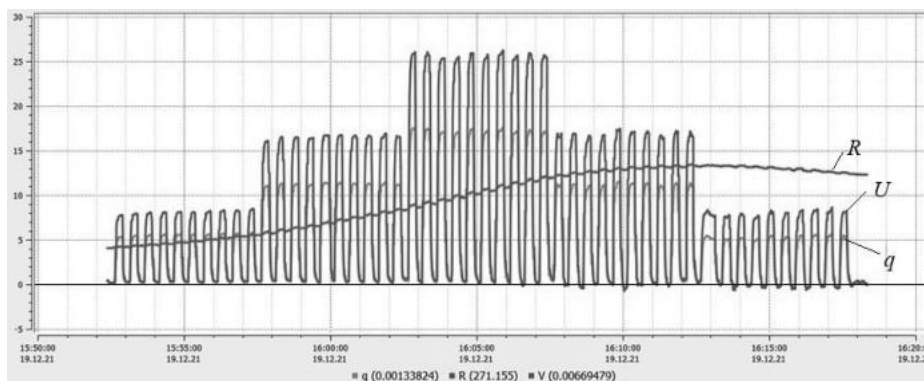


Рис. 13. Измерение трех уровней ЭО с модуляцией светового потока

Результаты и обсуждение

Определенное в результате эксперимента оптимальное время измерения ЭО в каждой точке сканирования рабочего поля составило 10 - 15 с. При этом общее время сканирования рабочего поля типичного ИСИ сопоставимо со временем сканирования УСРП на основе кремниевых ФЭП.

Измерение динамически изменяющегося уровня ЭО методом, приведенным производителем теплового радиометра ФОА 036, не обеспечивает высокую точность измерений. При использовании альтернативных методов необходимая точность обеспечивается. Так, методом модуляции светового потока достигнута точность измерений в пределах $\pm 4\%$.

Наибольшая же точность измерений, в пределах $\pm 2 - 3\%$, теоретически может быть достигнута комбинированием методов термостабилизации теплового радиометра и модуляции светового потока.

Заключение

Результаты предварительного анализа и проведенного эксперимента подтверждают возможность использования тепловых радиометров в устройствах сканирования рабочего поля имитаторов солнечного излучения для наземной отработки космических аппаратов.

При измерениях тепловыми радиометрами альтернативными методами, с учетом их особенностей, достигается требуемая точность. При дальнейшем совершенствовании методов точность измерений может быть дополнительно повышена, как минимум, вдвое. Это позволяет успешно применять тепловые радиометры для подтверждения световых характеристик как существующих имитаторов солнечного излучения, например, при ужесточении требований к наземной отработке космических аппаратов, так и перспективных высокоточных имитаторов солнечного излучения.

Библиографический список

1. ГОСТ Р 56469–2015. Аппараты космические автоматические. Термобалансные и термовакуумные испытания. Введ. 2015-01-15. М.: Стандартинформ, 2015. 11 с.
2. Шевчук А.А., Пастушенко О.В., Двирный В.В., Двирный Г.В., Филатов А.А. Проблемы измерений световых характеристик имитаторов солнечного излучения для наземной отработки космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2020. Т. 4. № 3. С. 129-140. doi: 10.26732/j.st.2020.3.01
3. Крат С.А. Теплоприемник ФОА 020 как альтернативное средство контроля освещенности при термовакуумных испытаниях космических аппаратов // Решетневские чтения. 2017. Т. 1. С. 340-342.
4. Худяков Г.И. Теорема отсчетов для цифровой обработки случайных сигналов // Компоненты и Технологии. 2009. №5 (94). С. 110-113
5. Двирный В.В., Шевчук А.А., Пастушенко О.В., Двирный Г.В., Филатов А.А. Метод измерений световых характеристик крупногабаритных имитаторов солнечного излучения для наземной отработки космических аппаратов // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (10–12 нояб. 2021, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова. – СибГУ им. М. Ф. Решетнева. – Красноярск, 2021. – Ч. 1. – С. 380 – 382.

УДК 623.465

ОПИСАНИЕ ПРОЦЕССОВ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ

К.А. Ивашин, В. М. Мецанинов

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

Ввиду очевидной актуальности вопроса, я хотел бы рассмотреть ряд процессов, сопровождающих объект при высокоскоростном обтекании. Как пример, при вхождении тела в атмосферу появляется ряд процессов, описываемых различными аспектами физической природы. Параметры, которые можно выявить дистанционными методами при рассмотрении явлений, сопровождающих описываемые тут процессы, могут оказаться полезными при решении проблем диагностики. Важным элементом при такой диагностики следует отметить то, что при рассмотрении процессов, связанных с вязкостью, теплопроводностью и диффузией, должны учитываться физико-химические свойства при превращениях в газе и на поверхности тела, так как они оказывают существенное влияние на диагностику. Такое взаимодействие с физико-химическими свойствами может дать более глубокое и качественное понимание процессов при обтекании сверхзвуковыми потоками.

Перед тем, как рассмотреть неравновесные процессы, стоит кратко рассмотреть такое понятие, как ударные волны. В случае, если тело движется в среде со скоростью, при которой формируются невозмущенные области, отделенные от пространства, где гидродинамические параметры возмущаются движением объекта, то мы можем наблюдать такое явление, как ударные волны. Такие области можно расценивать, как разрыв, где параметры скачкообразно изменяются, а законы сохранения энергии, массы и импульса продолжают действовать. На поверхности такого разрыва, где локализованы диссипативные процессы перехода, происходит переход среды из одного равновесного состояния в другое, что приводит к скачкообразному увеличению энтропии. Слабые ударные волны в равновесном состоянии отличаются разными значениями энергии молекул, определяемых разными степенями свободы – поступательными и вращательными. Таким образом, слабые волны характеризуются длиной всего нескольких длин свободного пробега, что объясняется временем установления равновесия по поступательным степеням свободы, неизмеримым со временем свободного пробега молекул.

Затрагивая тему неравновесных процессов, мы сталкиваемся с определением сильных ударных волн, которые появляются при высокоскоростном обтекании тела, и в этом случае, за ударным фронтом состояние газа уже нельзя назвать статистически равновесным. Рассмотрение такой задачи уже состоит из рассмотрения сложных релаксационных процессов, таких как возбуждение колебательных, электронных и вращательных степеней свободы, развитие ионизации атомов и термической диссоциации молекул, развитие химических реакций превращений;

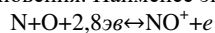
причём время релаксации у каждого из этих процессов различается. Сравнивая время релаксации с временем свободного пробега, мы получаем время установления локального максвелловского распределения по скоростям, то есть время приведения внешних степеней свободы к равновесному состоянию. Такой процесс называется временем максвеллизации системы. В случае процессов, время релаксации которых во много превышает время свободного пробега, сильную ударную волну в достаточно разреженном газе позволительно рассматривать как переходный слой, зачастую уподобляемый поверхности разрыва из-за его размеров, в котором устанавливается максвелловское распределение. Этот слой также принято называть фронтом ударной волны. В переходном слое также протекают процессы релаксации колебательных степеней свободы, однако ещё более продолжительными можно считать процессы установления химического и ионизационного равновесия – их времена релаксации определяются разреженностью среды и её общим энергетическим уровнем.

Существуют также случаи, в которых релаксационные процессы совершаются на достаточно малом промежутке за фронтом ударной волны – в таких случаях мы можем не рассматривать динамику их развития, а переходный слой считать разрывом, разделяющим два равновесных состояния газа. Однако, важно учитывать новое химическое и ионизационное равновесие за разрывом, так как они отвечают за новые значения температуры и давления. Такое рассуждение предполагает особый подход к определению параметров газа за ударной волной. Такое идеализированное приближение, описанное выше, является достаточно приемлемым для составления моделей обтекания при средних значениях скорости потока.

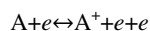
Следует отметить ещё два случая, называемых «замороженным газодинамическим течением» и «неравновесным». В первом случае мы видим, что после прохождения ударной волны релаксационные процессы не успевают ощутимо развиться, а во втором случае зоны протекания релаксационных процессов соизмеримы с характерными размерами, выставляемые в конкретной задаче. Задачи неравновесного течения требуют одновременно и решения уравнений газодинамики и уравнений протекания релаксационных процессов.

Скорость вхождения тела напрямую влияет на состояние газа за ударной волной. Соответственно, при увеличении скорости, мы можем наблюдать развитие ионизационных процессов, помимо колебательной релаксации, термической диссоциации и химических реакций. Совместное учётывание и взаимовлияние химических процессов, и ионизационных представляется крайне затруднительной, так как сила взаимосвязи кинетики этих процессов. Поэтому мы можем отказаться рассматривать влияние ионизации на химическую кинетику при средних скоростях вхождения, так как степень термической диссоциации мала и позволяет подобное пренебрежение. Подобные задачи позволительно решать раздельно, рассчитывая химическую кинетику, пренебрегая влиянием ионизации, а ионизационные процессы – взяв химический состав из предварительного решения химической кинетики.

Главным предшествующим ионизации воздуха процессом является процесс обратной диссоциативной рекомбинации, происходящий при атомных столкновениях. Наименее энергозатратен такой процесс в реакции:



Также, при более высокие температурах ионизация атома электронным ударом может оказать более значительное влияние:



Немаловажным фактом является ещё то, что существование механизма подогрева приводит к неуклонно нарастающему процессу размножения электронов – электронной лавине.

Сопоставляя материал о неравновесном состоянии газа и всё вышеописанное, мы подходим к теме неравновесного излучения высокотемпературного воздуха. Электронные уровни компонент воздуха могут возбуждаться за фронтом ударной волны, при условии, что среда находится в неравновесном состоянии. Кванты, отвечающий релаксационным переходам, могут излучаться в ходе рекомбинационных процессов, однако отсутствие надежных значений констант скоростей реакций создает трудность в составлении расчётных оценок этого процесса. Значения скоростей реакции должны определять заселенность возбужденных электронных состояний частиц.

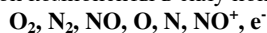
Затруднение в получении расчетных оценок оказывается неприятным, так как расчетные оценки позволяют увидеть, находятся ли максимумы концентрации ионной и электронной компонент в неравновесной зоне. Избыточная концентрация может приводить к интенсивному свечению газа в неравновесной зоне. Явление избыточной радиации вызвано как раз преобладающей интенсивностью свечения в неравновесной области над излучением нагретого газа в равновесной области. Как пример, если взять движение тела со скоростью более 10 км/сек такое явление становится сравнимым с конвективным. Интенсивность излучения при меньших скоростях остается полезной при сборе информации о характере движения тела.

Высокие температуры воздействуют на воздух таким образом, что с увеличением температуры он приобретает разные свойства. Таким образом, равновесный состав воздуха зависит от изменения температуры. Если мы говорим о примере высокоскоростного вхождения тела в слои атмосферы Земли, то в ее сжатых слоях воздух будет изменять свой химический состав и представляться разными смесями из-за высоких температур.

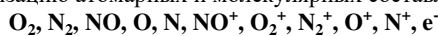
В зависимости от температур рассматриваются три модели воздуха: пятикомпонентная, семикомпонентная и одиннадцатикомпонентная. В первой учитываются реакции диссоциации кислорода и азота, а также образования окиси азота.



Вторая же учитывает появление электронной компоненты в силу ионизации окиси азота.



Третья модель учитывает уже ионизацию атомарных и молекулярных составляющих.



В рамках как раз этих моделей и проводится анализ термодинамических процессов в высокотемпературном воздухе.

Ниже представлены графики параметров при торможении тела в пятикомпонентном воздухе, имеющем значения давления, температуры, плотности, а также молекулярную массу соответствующие значениям на высоте 60 км. Расчеты этих графиков проводились с помощью программного обеспечения Matlab.

Пример, использованный в данных расчетах, может быть заменён на случай вхождения в слои атмосферы тел любого размера и формы – такие расчеты могут быть использованы в любых целях ракетно-космического направления.

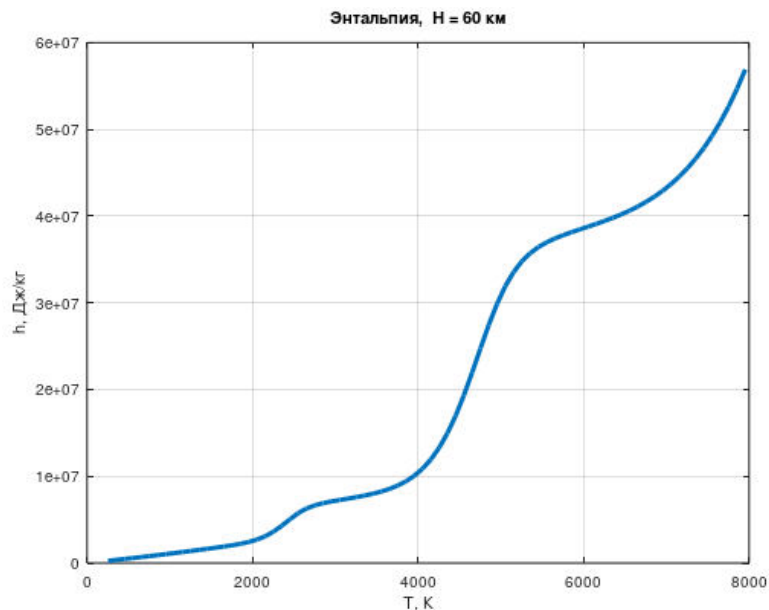


График 1. Энтальпия. Как видно на графике, увеличение энтальпии не линейное из-за процессов диссоциации кислорода при температуре 2000-2500К и ионизации атомарных и молекулярных элементов при температуре 5000-7000К.

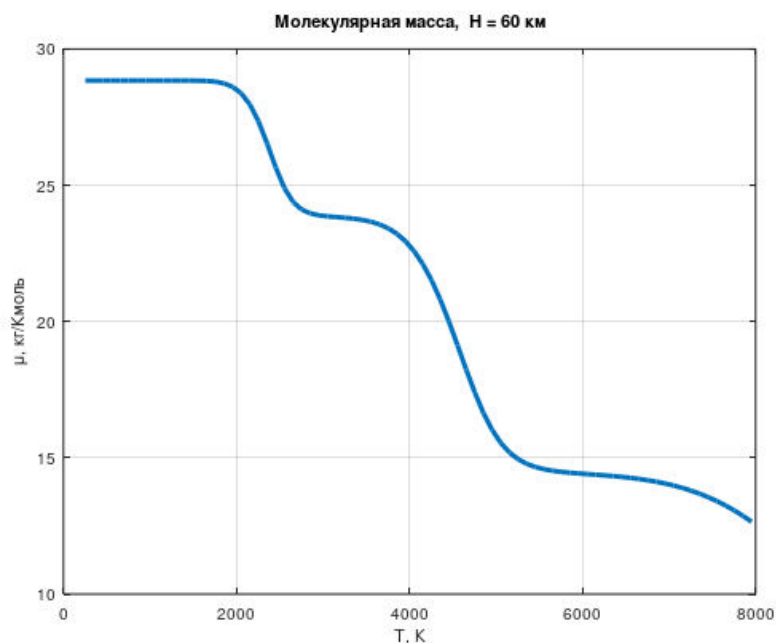


График 2. Как видно на графике, уменьшение молекулярной массы также связано с процессами диссоциации и ионизации.

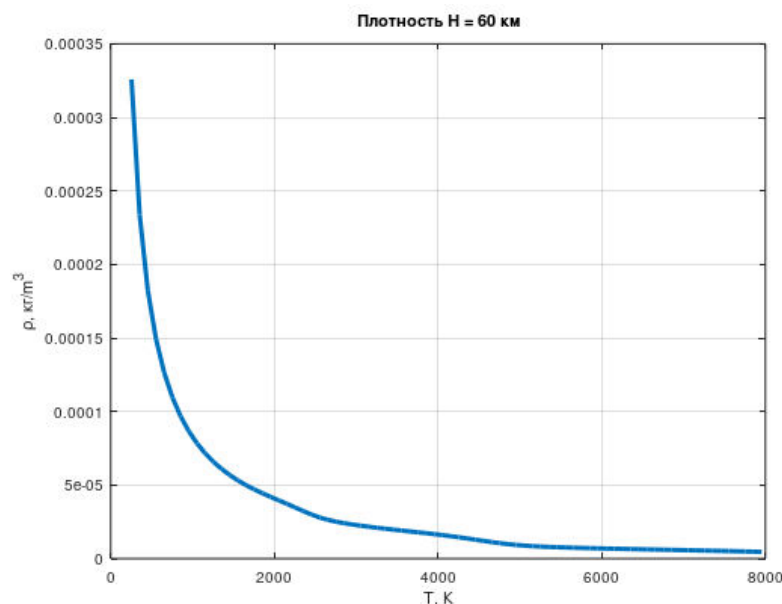


График 3. Уменьшение плотности имеют критическую точку в точке начала диссоциации и начинает стремиться к нулю с началом процесса ионизации.

В заключении хотелось бы отметить, что важность решения подобных задач достаточно высока, так как открывает возможность более точно понимать процессы торможения тел в среде реального газа. Решение таких задач позволит модернизировать и улучшать конструктивные особенности летательных аппаратов любого назначения. Такие исследования также потенциально перспективны для любого из направлений ракетно-космических разработок.

Библиографический список

1. Я.Б. Зельдович и Ю.П. Райзер ФИЗИКА УДАРНЫХ ВОЛН И ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ // Издательство «Наука» Главная редакция физико-математической литературы, 1966, с. 13-66
2. В.Н. Емельянов ГАЗОДИНАМИКА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ВОЗДУХА // Учебно-методические материалы кафедры «Плазмогазодинамика и теплотехника «А9», 2018, с. 5-9

УДК 629.7

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ИНСПЕКЦИОННОГО ДВИЖЕНИЯ В ПЛОСКОСТИ НЕВОЗМУЩЁННОЙ КРУГОВОЙ ОРБИТЫ

Д.П. Аваряскин, А.Д. Игнатов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

В последние годы наблюдается растущий интерес к использованию спутников, образующих группировки. Несколько миссий определили групповые полеты спутников как средство снижения стоимости и повышения гибкости программ космического базирования. В планах дальнейших миссий уменьшение размера и сложности отдельных крупных космических аппаратов (КА) в пользу полета нескольких меньших, менее сложных спутников. Множество работ [1, 2] рассматривают управление спутниками для борьбы с возмущениями, которые рушат структуру группировки.

В данной работе рассматривается частным случаем группового полета – инспекционное движение – периодически повторяющийся облёт одного спутника другим с целью его наблюдения, фотографирования, оценки формы или других качеств. При этом спутник, осуществляющий облёт называется инспектором, а его траектория чаще всего представляет собой эллипс, в центре которого располагается инспектируемый КА. Большая полуось инспекционного эллипса примерно в два раза больше малой. Инспектируемый объект, относительно которого строится инспекционная траектория, называется опорным.

В настоящее время приобретает значимость задача постоянного мониторинга космических объектов, таких как международная космическая станция или другие крупногабаритные космические аппараты на орбите Земли. Также необходимо проводить мониторинг и крупного космического мусора для определения его формы, размеров и характера движения относительно центра масс. Для решения данной задачи применимо использование наноспутников, движущихся по инспекционной траектории.

Важным вопросом является выбор начальных условий полета в группе. Вопрос выбора начальных условий движения инспектирующего КА для получения замкнутой относительной траектории в центральном гравитационном поле рассмотрен в работах [3, 4]. Однако в данных работах для начальных параметров получено условие, которое определяет семейство замкнутых относительных траекторий, среди которых нужно каким-то образом выбрать инспекционную. В данной работе предлагается алгоритм, результатом которого являются

начальные условия движения инспектора, обеспечивающие его движение по инспекционному эллипсу с центром в опорном КА.

Обычная задача формирования инспекционного движения по круговой орбите включает периодические решения уравнений Хилла-Клохесси-Уиллшира. Эти уравнения часто используются для исследования относительного движения формаций спутников. Они предполагают движение вокруг сферической Земли, круговую опорную орбиту и расстояния между объектами достаточно малы, чтобы уравнения движения могли быть линеаризованы. Однако эти предположения вносят существенные погрешности при моделировании на интервалах времени более двух витков [5].

Введём необходимые системы координат.

Абсолютная (экваториальная) геоцентрическая система координат (АГСК) $OXYZ$ (рис. 1). Начало системы координат O_a – в центре масс Земли; ось O_aX – направлена в точку весеннего равноденствия; ось O_aZ – совпадает с осью вращения Земли и направлена на Северный полюс; ось O_aY – дополняет систему до правой.

Орбитальная система координат (ОСК) $Oxyz$ (рис. 1). Начало системы координат O – в центре масс опорного КА; ось Oy – совпадает с радиусом-вектором, начало которого находится в центре масс Земли и проходит через центр масс опорного КА; ось Ox – перпендикулярна оси Oy , лежит в плоскости опорной орбиты и направлена вдоль орбитальной скорости опорного КА; ось Oz – перпендикулярна плоскости опорной орбиты и дополняет систему до правой. ОСК является неинерциальной.

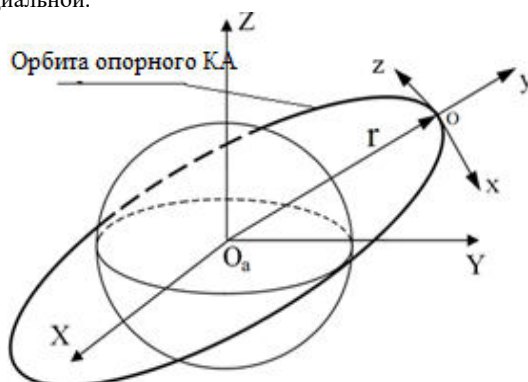


Рис. 1 – АГСК и ОСК

В данной работе в качестве допущений принимается, что опорный КА движется по круговой орбите в центральном поле притяжения. Моделирование движения инспектора относительно опорного КА осуществляется в ОСК с помощью системы дифференциальных уравнений в покомпонентной форме:

$$\begin{aligned} \ddot{x} + 2\omega\dot{y} - \omega^2x + \frac{\mu}{(\sqrt{x^2 + (r+y)^2 + z^2})^3}x &= 0, \\ \ddot{y} - 2\omega\dot{x} - \omega^2(r+y) + \frac{\mu}{(\sqrt{x^2 + (r+y)^2 + z^2})^3}(r+y) &= 0, \\ \ddot{z} + \frac{\mu}{(\sqrt{x^2 + (r+y)^2 + z^2})^3}z &= 0 \end{aligned}$$

В конкретных практических задачах, зная положения КА-инспектора, то есть имея его координаты в ОСК, необходимо определить проекции его скорости для обеспечения инспекционного движения в плоскости невозмущенной круговой орбиты опорного КА.

Для решения поставленной задачи был разработан алгоритм определения проекций скорости инспектора в ОСК для обеспечения инспекционного движения при принятых выше допущениях.

Начальные условия: координаты инспектора в ОСК x_n и y_n ; положение опорного КА в АГСК ($X_0, Y_0, Z_0, V_{X_0}, V_{Y_0}, V_{Z_0}$) и соответственно элементы его орбиты (u – аргумент широты, Ω – долгота восходящего узла, i – наклонение орбиты). Найти: такие проекции скорости инспектора в ОСК ($V_{x_n}, V_{y_n}, V_{z_n}$), чтобы обеспечить инспекционное движение в плоскости опорного КА.

1. Построим эллипс, опираясь на его геометрические свойства – малая полуось инспекционного эллипса в 2 раза меньше большой полуоси. Из канонического уравнения эллипса получим выражение для требуемой большой полуоси:

$$b_n = \frac{a_n}{2} \Rightarrow \frac{x_0^2}{a_n^2} + \frac{y_0^2}{(a_n/2)^2} = 1 \Rightarrow a_n = \sqrt{x_0^2 + 4y_0^2}.$$

В случае круговой орбиты опорного КА координата y инспектора в ОСК показывает разницу радиусов-векторов рассматриваемых аппаратов. Таким образом, при максимальном значении координаты y инспектор находится в апогее своей орбиты, а при минимальном – в перигее (рис. 2).

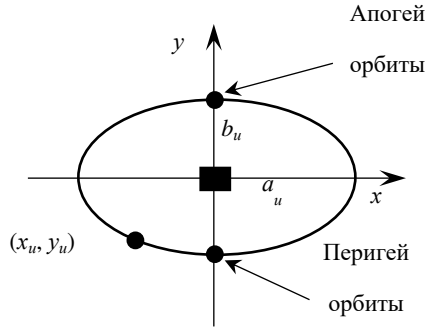


Рис.2 – Инспекционный эллипс в ОСК

2. Найдем параметры орбиты инспектора. Радиус перигея r_p и апогея r_a соответственно будут отличаться на малую полуось инспекционного эллипса

$$r_a = r + \frac{a_i}{2}, r_p = r - \frac{a_i}{2},$$

Из интеграла энергии, который предполагает равенство суммы кинетической и потенциальной энергии во всех точках орбиты можно найти скорость движения по орбите инспектора в ОСК, приняв за вторую точку – точку перигея орбиты, тогда получим:

$$V_p^2 - \frac{2\mu}{r_p} = V_i^2 - \frac{2\mu}{R_i} \Rightarrow V_i = \sqrt{V_p^2 + \frac{2\mu(r_p - R_i)}{r_p R_i}}$$

где скорость в перигее орбиты вычисляется по формуле

$$V_p = \sqrt{\frac{2\mu r_a}{r_p(r_a + r_p)}}$$

Радиус-вектор инспектора в заданной точке R_i определяется равенством

$$\begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} + M \cdot \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix},$$

где x_i, y_i, z_i – координаты КА-инспектора в ОСК, X_0, Y_0, Z_0 – координаты опорного КА в АГСК, учитывая, что $z_i = 0$; M – матрица перехода из ОСК в АГСК, имеющая вид:

$$M = \begin{bmatrix} -\sin u \cos \Omega - \cos u \cos i \sin \Omega & \cos u \cos \Omega - \sin u \cos i \sin \Omega & \sin \Omega \sin i \\ -\sin u \sin \Omega + \cos u \cos i \cos \Omega & \sin \Omega \cos u + \sin u \cos i \cos \Omega & -\cos \Omega \sin i \\ \sin i \cos u & \sin i \sin u & \cos i \end{bmatrix};$$

Теперь из интеграла площадей найдем значение косинуса угла наклона вектора скорости к местному горизонту:

$$r_p V_p = R_i V_i \cos \theta \Rightarrow \cos \theta = \frac{r_p V_p}{R_i V_i}$$

Расчет значения синуса через основное тригонометрическое тождество

$$\begin{cases} \sin \theta = \sqrt{1 - (\cos \theta)^2}, \text{ если } x_i \geq 0; \\ \sin \theta = -\sqrt{1 - (\cos \theta)^2}, \text{ если } x_i < 0. \end{cases}$$

3. Чтобы получить соответствующие проекции скорости в конкретный момент времени, нужно знать положение КА-инспектора в ОСК, для этого необходим угол истинной аномалии – угол в плоскости орбиты, отсчитываемый от линии аписид до положения на орбите, а также аргумент широты.

Аргумент широты u можно найти по формуле:

$$u = \arctg\left(\frac{\sin u}{\cos u}\right),$$

где $\sin u = Z_0/R \cdot \sin i$, $\cos u = (X_0 \cdot \cos \Omega + Y_0 \cdot \sin \Omega)/R$,

$R = \sqrt{X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2}$ – радиус-вектор в АГСК.

Угол истинной аномалии ϑ можно найти по следующему соотношению:

$$\operatorname{tg} \vartheta = \frac{v \sin \theta \cos \theta}{v \cos^2 \theta - 1},$$

где $v = V_i^2 R_i / \mu$.

Теперь, когда угол истинной аномалии известен можно найти радиальную V_{r0} и нормальную V_{n0} составляющую скорости движения по инспекционному эллипсу:

$$V_{n0} = \sqrt{\frac{\mu}{p}}(1 + e \cos \vartheta), V_{r0} = e \sqrt{\frac{\mu}{p}} \sin \vartheta$$

Здесь эксцентриситет инспекционного эллипса

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p}$$

Его фокальный параметр

$$p = \frac{2r_\alpha r_p}{r_\alpha + r_p}$$

Когда все необходимые величины определены, можно найти проекции скоростей в АГСК необходимые для движения по инспекционному эллипсу в плоскости опорного КА:

$$V_x = V_{r0}(\cos u \cos \Omega - \sin u \cos i \sin \Omega) - V_{n0}(\cos \Omega \sin u + \sin \Omega \cos u \cos i),$$

$$V_y = V_{r0}(\cos u \sin \Omega + \sin u \cos i \cos \Omega) - V_{n0}(\sin \Omega \sin u - \cos \Omega \cos u \cos i),$$

$$V_z = V_{r0} \sin u \sin i + V_{n0} \cos u \sin i,$$

После этого для представления проекций скорости в ОСК, необходимо сделать соответствующий перевод по равенству:

$$\begin{bmatrix} V_{x_n} \\ V_{y_n} \\ V_{z_n} \end{bmatrix} = M^{-1} \cdot \begin{bmatrix} V_x - V_{x_0} \\ V_y - V_{y_0} \\ V_z - V_{z_0} \end{bmatrix} + M^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \omega_z \cdot (Y_n - Y_0) - \omega_y \cdot (Z_n - Z_0) \\ \omega_x \cdot (Z_n - Z_0) - \omega_z \cdot (X_n - X_0) \\ \omega_y \cdot (X_n - X_0) - \omega_x \cdot (Y_n - Y_0) \end{bmatrix}$$

где $V_{x_n}, V_{y_n}, V_{z_n}$ – проекции скорости инспектора в ОСК, $V_{x_0}, V_{y_0}, V_{z_0}$ – проекции скорости в АГСК для опорного КА, X_n, Y_n, Z_n – координаты инспектора в АГСК, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости опорного КА, определяемые из соотношений:

$$\omega_x = \frac{Y_0 \cdot V_{z_0} - Z_0 \cdot V_{y_0}}{R^2};$$

$$\omega_y = \frac{Z_0 \cdot V_{x_0} - X_0 \cdot V_{z_0}}{R^2};$$

$$\omega_z = \frac{X_0 \cdot V_{y_0} - Y_0 \cdot V_{x_0}}{R^2}.$$

На рис. 3 представлена траектория инспекционного движения для значений координат КА-инспектора $x_0 = 900$ м, $y_0 = 100$ м, и круговой орбиты опорного КА высотой 1000 км, что доказывает применимость данного алгоритма. При этом были получены следующие проекции скоростей в орбитальной системе координат для обеспечения заданного инспекционного движения:

$$V_{x_n} = -0,1996 \frac{\text{м}}{\text{с}}; V_{y_n} = 0,4490 \frac{\text{м}}{\text{с}}; V_{z_n} = 0 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

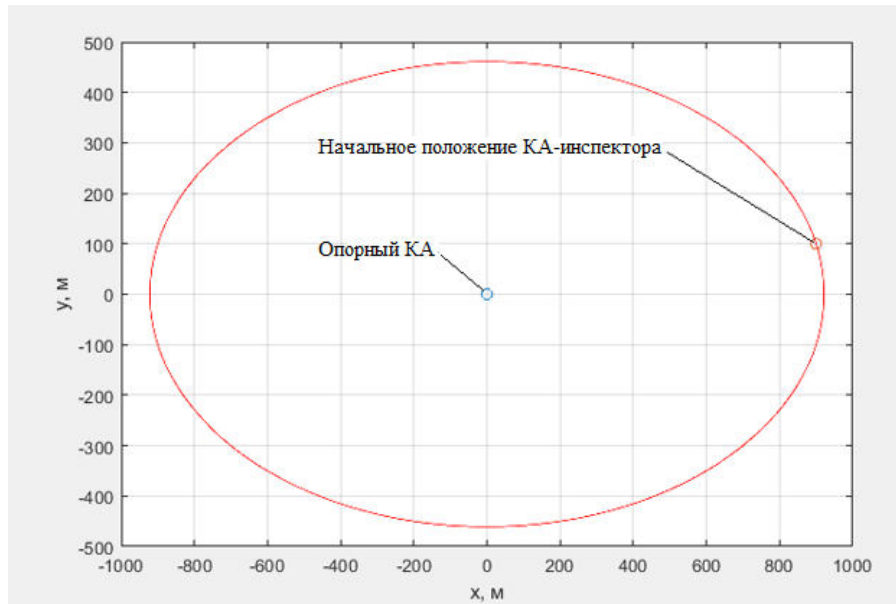


Рис. 3 – Инспекционный эллипс

В данной работе представлен разработанный алгоритм определения относительной скорости инспектора для формирования инспекционного движения в плоскости невозмущённой круговой орбиты опорного КА. Алгоритм может применяться для определения номинальных значений проекций скорости инспектора в ОСК, к которым должны приводить управляющие воздействия, например, при борьбе с возмущающими факторами.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

Библиографический список

1. Chris Sabol, Rich Burns, and Craig A. McLaughlin. Satellite Formation Flying Design and Evolution. Journal of Spacecraft and Rockets Vol.38, No. 2, March-April 2001
2. Jian-jun Xing, Guo-jin Tang, Xiao-ning Xi, and Hai-yang Li. Satellite Formation Design and Optimal Stationkeeping Considering Nonlinearity and Eccentricity. Journal of Guidance, Control, and Dynamics Vol.30, No. 5, September-October 2007.
3. Gurfil P. Relative Motion Between Elliptic Orbits: Generalized Boundedness Conditions and Optimal Formationkeeping [Text]/ P. Gurfil// Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2005. – Vol. 28, No. 4. – p. 761–767

4. Xing J. J. Satellite Formation Flight Design and Optimal Stationkeeping Considering Nonlinearity and Eccentricity [Text]/ Xing J. J., Tang G. J., Xi X. N., Li H. Y. // Journal of Guidance Control and Dynamics. – 2007. – Vol. 30, No. 5. – p. 1523–1528.
5. Mai Bando and Akira Ichikawa. Periodic Orbits of Nonlinear Relative Dynamics and Satellite Formation. Journal of Guidance, Control, and Dynamics Vol.32, No. 4, July-August 2009.

УДК 629.7.036.7

ОПТИМИЗАЦИЯ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Е. В. Магалина

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

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время электроракетные двигатели ЭРД находят широкое применение в составе космических аппаратов (КА) для решения задач маневрирования, коррекции орбиты, ориентации и стабилизации и т.д. Сам принцип работы таких двигателей подразумевает наличие на борту энергоустановки, обеспечивающей ЭРД электроэнергией. В настоящей статье будем под термином «энергодвигательная система» (ЭДвС) космического аппарата подразумевать совокупность электроракетной двигательной установки (ЭРДУ), включающей в себя ЭРД совместно с системой управления и агрегатами системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ), и системы электропитания космического аппарата (СЭП).

Новые ЭРД и ЭРДУ должны разрабатываться с целью предоставления конечному пользователю определенного преимущества – выгоды в массовом отношении, меньшем времени совершения маневров, меньшей стоимости и т.д. Одним из путей обеспечения преимущества вновь создаваемых изделий является оптимальный выбор их проектных параметров изделия. Применительно к ЭРДУ задача осложняется взаимосвязью характеристик ЭРДУ и СЭП, формирующих ЭДвС. Поэтому, в качестве оптимальных параметров ЭРДУ следует рассматривать такие, при которых будут достигнуты наилучшие параметры ЭДвС КА в целом с учетом ограничений. Таким образом, выбор рациональных параметров ЭРДУ применительно к некоторому классу КА, можно выполнить из условия обеспечения экстремума целевой функции, в качестве которой выступает какая-либо характеристика ЭДвС – масса, стоимость и т.д. при выполнении функциональных ограничений.

В настоящей статье в качестве ЭРД рассматривается стационарный плазменный двигатель (СПД). Этот класс ЭРД широко используется в отечественной и зарубежной космической технике, он является практически и технологически освоенным и отработанным. Рассматривается СЭП на основе солнечных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) и аккумуляторных батарей (АБ).

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Задачи оптимизации, которая рассматривается в настоящей статье, формулируется следующим образом. Целевой функцией является масса ЭДвС, критерием оптимизации – требование минимума целевой функции при выполнении ограничений. В общем случае, набор ограничений может отличаться в зависимости от конкретной задачи, однако в качестве основных можно выделить: обеспечение требуемого приращения характеристической скорости КА ΔV или полного импульса тяги J_{Σ} ; время выполнения перелета $t_{пер}$ (или другого маневра) должно быть не больше заданного; тяга ЭРДУ P должна быть не ниже той, что позволяет выполнить требуемые маневры; ресурс работы ЭРДУ τ_p должен быть не меньше требуемой времени работы ЭРДУ t_p ; мощность СЭП в конце срока активного существования должна быть не ниже требуемой для функционирования КА. В прочих случаях могут быть добавлены ограничения на стоимость ЭДвС, массово-габаритные характеристики, показатели надежности и т.д. Варьируемым параметром в задаче оптимизации является удельный импульс $J_{уд}$ – при проектировании СПД его величина реализуется выбором ускоряющей разности потенциалов между электродами. Тяга P также является варьируемым параметром, однако требуемое значение её, как правило, определяется исходя из ограничений. Рабочее тело, тип разрядной камеры СПД, конструкционные материалы также выбираются проектантом.

Рассмотрим более подробно математическую модель энергомассовых характеристик ЭДвС, лежащую в основе оптимизационной процедуры. Масса ЭДвС равна сумме масс ЭРДУ и СЭП, каждую из которых можно декомпозировать на составляющие:

$$m_{ЭДвС} = m_{ЭРДУ} + m_{СЭП} = m_{РТ} + m_{СХПРТ} + m_{СПУ} + k_{рД} n_{СПД} m_{СПД} + m_{СБ} + m_{АБ} + m_{АРК} + m_{ПР} + m_{РФ}$$

где $m_{РТ}$ - масса рабочего тела, $m_{СХПРТ}$ - масса СХПРТ, $m_{СПУ}$ - масса системы преобразования и управления (СПУ) ЭРДУ, $m_{СПД}$ - масса СПД, $n_{СПД}$ - количество СПД, $k_{рД}$ - конструктивный коэффициент, учитывающий массу элементов крепления, газораспределения, кабелей и т.д. [1], $m_{СБ}$ - масса солнечных батарей (СБ), $m_{АБ}$ - масса аккумуляторных батарей (АБ), $m_{АРК}$ - масса аппаратуры распределения и контроля (АРК) СЭП, $m_{ПР}$ - масса приводов БС, $m_{РФ}$ - масса конструктивных элементов раскрытия и фиксации СБ. Оценивание приведенных составляющих массы ЭДвС выполняется с помощью статистических зависимостей с помощью удельных масс (обозначенных как γ с соответствующими индексами) и массовых коэффициентов (обозначенных как k с соответствующими индексами): $m_{СПД} = N_{Э} \gamma_{СПД}$, где $N_{Э}$ – электрическая мощность СПД [1]; $m_{СПУ} = N_{ЭРДУ} \gamma_{СПУ}$ [1], где $N_{ЭРДУ} = N_{Э} \eta_{СПУ}$ - электрическая мощность ЭРДУ [1], $\eta_{СПУ}$ – КПД СПУ [1]; $m_{СХПРТ} = m_{РТ} k_{СХПРТ}$ [1]; $m_{СБ} = S_{СБ} \gamma_{СБ}$, где $S_{СБ}$ – площадь солнечных батарей [1, 2]; $m_{АБ} = E_{АБ} \gamma_{АБ}$, где $E_{АБ}$ – энергоемкость аккумуляторной батареи [1,2]; $m_{АРК} = k_{АРК} m_{СБ}$ [2]; $m_{РФ} = k_{РФ} m_{СБ}$ [2]; $m_{ПР} = \gamma_{ПР} S_{СБ}$ [2]. Масса рабочего тела $m_{РТ}$ вычисляется с помощью формулы Циолковского [1, 2].

Электрическая мощность СПД представляет собой сумму разрядной мощности СПД N_p и электрической мощности $N_{ВСП}$, расходуемой на вспомогательные нужды СПД – работу электромагнитной системы, нагрев катода-компенсатора, работу клапанов и т.д. [3]:

$$N_{Э} = N_p + N_{ВСП}$$

Разрядная мощность, при этом, представляет собой сумму полезной тяговой мощности реактивной струи и различного рода потерь [3]:

$$N_p = U_p I_p = N_T + N_I + N_{\text{ион}} + N_{CT} + N_{\delta} + N_W + N_e$$

где: U_p – напряжение разряда, I_p – ток разряда, N_I – потери мощности на транспортировку «сквозных» электронов к аноду, $N_{\text{ион}}$ – затраты мощности на ионизацию рабочего тела, N_{CT} – мощность, отдаваемая в стенку разрядной камеры осаждающимися ионами, N_{δ} – потери мощности от разброса ионов по направлению, N_W – разброс ионов по величине модуля скорости, N_e – мощность, уносимая электронами на анод.

Тяговая мощность ЭРД в литературе традиционно вводится как [3]:

$$N_T = \frac{\dot{m} \bar{W}_{ia}^2}{2}$$

где: \dot{m} – массовый расход рабочего тела, \bar{W}_{ia} – средняя скорость ионов на выходе разрядной камеры, которая может быть принята приближенно равной анодному удельному импульсу, учитывающему расход через катод-нейтрализатор и неполноту ионизации рабочего тела. Данное допущение справедливо ввиду предельно малого давления рабочего тела на выходе из разрядной камеры.

Электрическая мощность $N_{BCП}$ по статистике оценивается величиной от 1% до 5% тяговой мощности реактивной струи [3].

Потери мощности на транспортировку электронов, составляющих сквозной ток на анод, равны [5-6]:

$$N_i = (I_p - I_i) U_p = (\chi - 1) I_i U_p$$

где I_i – ионный ток, χ – доля сквозного электронного тока, определяющаяся по эмпирическим данным в зависимости от типа рабочего тела [5-6].

Затраты мощности на ионизацию рабочего тела равны [3]:

$$N_{\text{ион}} = I_i \varphi_a$$

где φ_a – потенциал ионизации рабочего тела.

Потери на разброс ионов по скоростям, вызванные тем фактом, что ионы образуются в разных частях камеры и проходят различную разность потенциалов, согласно статистическим данным оцениваются как [3]:

$$N_W \approx 0.07 N_T$$

Потери на разброс ионов по направлению, вызванные погрешностью фокусировки струи, согласно статистическим данным могут быть оценены следующим образом [3]:

$$N_{\delta} \approx 0.05 N_T$$

Мощность, отдаваемая ионами в стенку разрядной камеры при бомбардировке может быть оценена как [3-7]:

$$N_{CT} \approx k_{CT} U_p \beta_{CT} I_i$$

где $k_{CT} \approx (0.6 \dots 1)$ – доля разрядного напряжения, ускоряющая бомбардирующие стенку ионы, $\beta_{CT} \approx (0.02 \dots 0.1)$ – доля ионного тока, выпадающего на стенку.

Тепловая мощность, отдаваемая электронами на анод, оценивается следующим образом [4, 7]:

$$N_e \approx 2 T_{e, \text{анод, эВ}} I_p \approx 0.02 U_y I_p$$

где k_B – постоянная Больцмана, $T_{e, \text{анод, эВ}} \approx 0.01 U_y$ – температура электронов у анода, выраженная в электронвольтах [7], U_y – ускоряющая разность потенциалов, которая непосредственно связана со скоростью истечения ионов из СПД, т.е. с удельным импульсом:

$$U_y = \frac{M_i \bar{W}_{ia}^2}{2e}$$

где e – элементарный заряд, M_i – масса иона.

Для оценивания совершенства работы СПД вводится полный КПД [3]:

$$\eta = \frac{\eta_{PT} N_T}{N_p} = \frac{0.5 \eta_{PT} \dot{m} \bar{W}_{ia}^2}{N_p + N_{BCП}}$$

где η_{PT} – коэффициент использования рабочего тела, равный отношению массового расхода ионов через разрядную камеру к общему массовому расходу через СПД, учитывающий неполную ионизацию рабочего тела в разрядной камере и тот факт, что около 10% от массового расхода поступает в катод-компенсатор.

Также, вводится цена тяги:

$$C_T = \frac{N_2}{P}$$

Приведенные соотношения позволяют рассчитать электрическую мощность СПД при заданной тяге и удельном импульсе, что позволяет в итоге оценить массу элементов ЭРДУ.

Габариты разрядной камеры СПД могут быть определены с использованием эмпирических соотношений [3, 5, 6].

Временной ресурс работы СПД определяется следующим образом. Предполагается, что двигатель будет сохранять работоспособность до тех пор, пока не будет распылен некоторый объем керамической стенки разрядной камеры Ω . После распыления указанного объема начинается распыление магнитопровода, что приводит к значительному и быстрому ухудшению характеристик двигателя [3, 5-6]. Величина Ω зависит от геометрических размеров разрядной камеры и её типа. Тогда, временной ресурс работы СПД оценивается следующим образом [3, 5-6].:

$$\tau_p = \frac{\Omega}{K_s I_{CT}} = \frac{\Omega}{K_s \beta_{CT} I_i}$$

где K_s – объемный коэффициент распыления, зависящий от энергии падающих ионов и материала.

Энергомассовые характеристики СЭП находятся в соответствии с известными широко используемыми подходами. Необходимая площадь солнечных батарей определяется соотношением [1,2]:

$$S_{CB} = \frac{N_{CB}^{CP}}{q_s \eta_{ФЭП} k_{зан} \exp(-k_d t_{CAC}) \cos \psi_{CB}^{CP}}$$

где N_{CB}^{CP} – средневитковая мощность СБ, определяемая из анализа циклограммы энергопотребления, q_s – солнечная постоянная, $\eta_{ФЭП}$ – КПД ФЭП, $k_{зан}$ – коэффициент заполнения СБ ФЭП, k_d – коэффициент деградации ФЭП под действием факторов космического пространства, t_{CAC} – срок активного существования КА, ψ_{CB}^{CP} – средний угол дезориентации нормали к поверхности СБ относительно направления на Солнце. Энергоемкость аккумуляторной батареи E_{AB} также может быть определена путем анализа циклограммы энергопотребления. Вычислив энергетические характеристики СЭП, становится возможным определение массы её элементов.

Описанная математическая модель позволяет выполнить оценку массовых и энергетических характеристик ЭДвС.

ПРИМЕР РЕШЕНИЯ ОПТИМИЗАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ

Применим описанную математическую модель для решения задачи оптимизации ЭДвС космического аппарата, позволяющую выбрать проектные параметры для СПД. Рассмотрим космический аппарат дистанционного зондирования Земли, функционирующий на солнечно-синхронной орбите. В число задач ЭРДУ входит коррекция погрешностей выведения, перевод КА с опорной круговой орбиты на целевую, коррекция орбиты для компенсации аэродинамического торможения. Используются следующие исходные данные: масса КА на опорной орбите $m_{ка} = 1000$ кг, срок активного существования $t_{AC} = 7$ лет, высота рабочей орбиты $H_p = 500$ км, высота опорной орбиты $H_o = 400$ км, наклонение совпадает с наклонением целевой орбиты, местное солнечное время в момент прохождения восходящего узла орбиты $t_{\Delta}^{восх} = 11^h 15^m$, допустимое время на выполнение доведения по спиральной траектории $t_{дон} = 20$ суток, ориентировочное значение площади миделя КА $S_{mid} = 4$ м², мощность, потребляемая КА при работе специальной системы $N_{cc} = 1250$ Вт, мощность, потребляемая обеспечивающими системами КА $N_{oc} = 100$ Вт, время работы специальной системы $t = 15000$ с, диапазон варьирования удельного импульса $J_{y\delta} = 8000 \dots 32000$ м/с. В качестве рабочего тела ввиду освоенности выбирается ксенон, тип разрядной камеры в первом приближении – камера с магнитными экранами, материал стенок разрядной камеры – БГП. Предполагается использовать ФЭП на основе арсенида галлия, аккумуляторные батареи – литий-ионные. Используются одноосные приводы ориентации СБ. В состав ЭРДУ входят два СПД – основной и резервный.

Использованы удельные массы и массовые коэффициенты из работ [1,2].

Рассматривается две циклограммы энергопотребления:

1. Работа обеспечивающих систем на всем витке, специальной системы – на освещенном участке в течение заданного времени;
2. Работа ЭРДУ коррекции и обеспечивающих систем на всем витке.

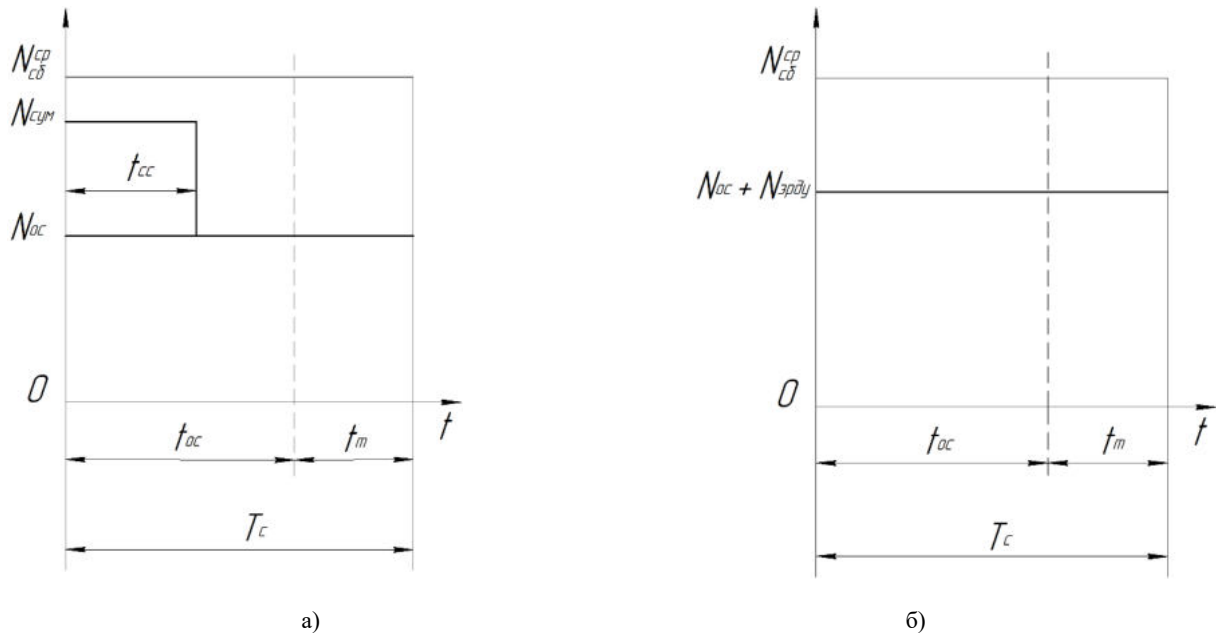


Рисунок 1: График энергопотребления КА - а) Первый вариант циклограммы; б) Второй вариант циклограммы. Где $N_{ср}^{CB}$ – средняя мощность СБ на витке; $N_{сум}$ – энергия, потребляемая КА при работе специальной систем и обеспечивающих систем; N_{oc} – энергия, потребляемая обеспечивающими системами; t_{cc} – время работы специальной системы на освещенном участке орбиты

На рисунке 1 показано энергопотребление КА за время периода его обращения вокруг Земли T_c для первого и второго варианта циклограммы. На представленных циклограммах время периода разбито на два участка. Первый участок соответствует времени t_{oc} прохождения спутником освещенной части орбиты, второй – времени t_t нахождения спутника на теневом участке орбиты.

Решение оптимизационной задачи выполняется методом прямого сканирования: удельный импульс варьируется, для каждого значения выполняется расчет массы ЭДвС, выполняется проверка ограничений. В качестве оптимального значения удельного импульса принимается такое, при котором масса ЭДвС минимальна, а ограничения выполняются. Первым этапом решения является баллистический расчёт, при выполнении которого вычисляется величина наклонения целевой солнечно-синхронной орбиты (расчёт проведен с использованием математического аппарата, представленного в [2]), затрат характеристической скорости на выполнение многовиткового перелета по спиральной траектории (расчёт проведен с использованием математического аппарата, представленного в [8]), полный импульс силы аэродинамического сопротивления (расчёт проведен с использованием математического аппарата, который представлен в [1, 2]). Затраты характеристической скорости на коррекцию погрешностей выведения взяты из [9]. Тяга СПД выбирается из условия обеспечения времени перелета не менее заданного, а также превышения в несколько раз силы аэродинамического сопротивления на опорной орбите. На этом этапе также проводится оценка затененности орбиты по методике [10].

Вторым этапом является определение массовых характеристик ЭДвС. Третий этап – проверка выполнения ограничений. В том случае, если ограничения являются невыполнимыми, проектные решения корректируются – может быть выбрано другое рабочее тело, другой материал разрядной камеры, другая схема разрядной камеры и т.д.

На рисунке 2 приведены зависимости массы ЭДвС и полного КПД ЭРД в зависимости от удельного импульса последнего.

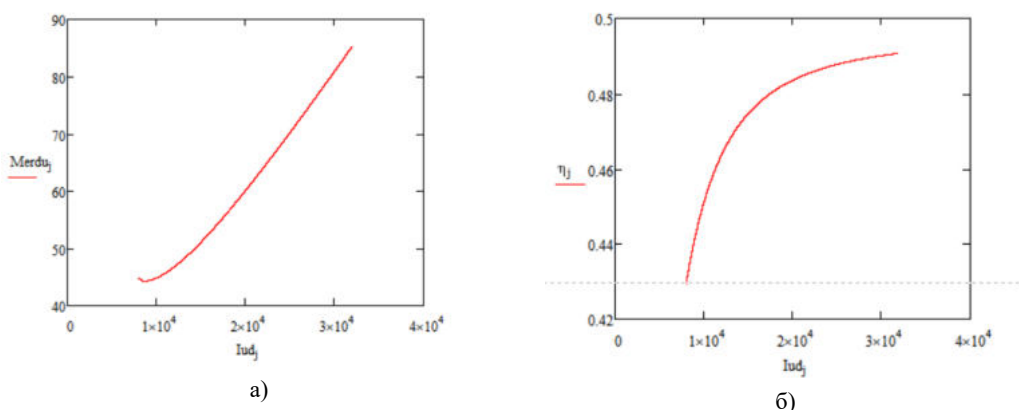


Рисунок 2: а) Зависимость массы ЭДвС от удельного импульса $m_{ЭДвС}(J_{y0})$; б) Зависимость КПД ЭРД от удельного импульса $\eta(J_{y0})$

По результатам проектного анализа получены следующие характеристики СПД, обеспечивающие минимум массы при выполнении ограничений: $J_{y0} = 9917$ м/с, $P = 0.032$ Н, $N_s = 346$ Вт, $\eta = 0.45$. Масса ЭДвС при этом составляет $m_{ЭДвС} = 44.75$ кг.

Проанализируем полученный результат.

- Возможен выбор таких параметров СПД, которые обеспечат минимизацию массы ЭДвС;
- Причина появления оптимума заключается в том, что с ростом удельного импульса, в соответствии с формулой Циолковского, снижается масса рабочего тела для выполнения маневров и масса СХПРТ; в то же время, рост удельного импульса вызывает рост электрической мощности ЭРДУ, вызывающий утяжеление самого ЭРД, СПУ и СЭП. Подобный результат можно считать «классическим» в рамках проблематики оптимизации характеристики ЭДвС КА. Помимо оптимума по массе ЭДвС необходимо учитывать выполнение условия работоспособности СПД, поэтому в данной работе выбирается такой удельный импульс с соответствующей массой ЭДвС, после которого начинает выполняться условие работоспособности СПД;
- В области низких значений удельного импульса на рисунке 1а можно наблюдать излом, который свидетельствует о том, что масса СЭП в зависимости от удельного импульса может лимитироваться либо режимом работы целевой аппаратуры (первая циклограмма), либо режимом проведения коррекции (вторая циклограмма). Подобная ситуация становится возможной при наложении жестких ограничений на время перелета и, следовательно, на тягу, что приводит к достаточно высокому уровню потребляемой электрической мощности ЭРДУ. В случае, если время перелета не является критически важным, можно рекомендовать ограничить потребляемую ЭРДУ электрическую мощность до уровня, при котором мощность СЭП будет лимитироваться требованиями целевой аппаратуры КА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе сформулирован подход к определению проектных параметров вновь создаваемых СПД исходя из требования минимизации ЭДвС КА при его целевом функционировании. Составлена математическая модель, описан способ её использования. С использованием модели выполнен проектный анализ ЭДвС КА дистанционного зондирования Земли, определены характеристики СПД, обеспечивающего минимум массы ЭДвС при условии выполнения функциональных ограничений. Показана возможность получения оптимума, результаты расчета

проанализированы. Отличием разработанной модели является учет физики рабочих процессов в СПД при вычислении его КПД, а также учет реальной циклограммы энергопотребления КА. Полученные результаты могут иметь практическое значение при создании новых моделей СПД и при проектном анализе КА и их систем.

Библиографический список

1. Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного. Учебное пособие. — Красноярск: СибГАУ, 2011.
2. Никольский, В.В. Основы проектирования автоматических космических аппаратов: учебник / В.В. Никольский. - Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2007. – С. 135-137.
3. Теория и расчёт энергосиловых установок космических летательных аппаратов: учебное пособие для вузов / Л. А. Квасников [и др.]. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Изд-во МАИ, 2001
4. Горшков О. А. и др. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / О. А. Горшков, В. А. Муравлёв, А. А. Шагайда; под ред. академика РАН А. С. Коротева. М.: Машиностроение, 2008.
5. Хартов С. А. Расчет элементов двигательной установки со стационарным плазменным двигателем: Учеб. Пособие. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009.
6. Григорьян В. Г., Демидов А. С., Хартов С. А. Расчет и конструкция электроракетных двигателей: учебное пособие. - М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011.
7. Dan M. Goebel, Ira Katz. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. JPL Space Science and Technology Series, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2008.
8. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. — Сер. Математические методы в динамике космических аппаратов. Вып. № 5. — М.: Вычислительный центр АН СССР, 1968. — 108 с.
9. Электрореактивная двигательная установка космического аппарата "Канопус-В" и ее огневые испытания / В. А. Лесневский [и др.] // Известия Томского политехнического университета [Известия ТПУ]. — 2011. — Т. 319, № 4 : Энергетика. — [С. 144-147].
10. Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли: лекции и упражнения. - М.: Радио и связь, 2004. - 200 с.

УДК 629.764

ОЦЕНКА БАЗОВЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ РКК «МОРСКОЙ СТАРТ» КАК ЭЛЕМЕНТА СИСТЕМЫ ТРАНСПОРТНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММ, ОБОСНОВЫВАЮЩИХ ЭФФЕКТИВНОСТЬ КОМПЛЕКСА

Рыкалин А.В., Языков М.Д.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Морской старт «Sea Launch» - проект плавучего космодрома для пуска ракет-носителей (РН). Первоначально точка старта находилась в точке с координатами 0°00' с. ш. 154°00' з. д., близ острова Рождества в Тихом океане, тогда в качестве РН использовали трёхступенчатые ракеты «Зенит-3SL». После продажи проекта в 2016 г. компании S7 ракетно-космический комплекс (РКК) «Морской старт» был перебазирован в порт Славянка (неподалеку от Владивостока), но сейчас проект находится на стадии консервации, так как нет точного решения о его дальнейшей судьбе.

При создании проекта «Морской старт» в начале 1990-х годов руководствовались идеей создания плавучего космодрома, имеющего ряд преимуществ над наземными космодромами.

Наиболее важные из них:

- возможность запуска ракет-носителей непосредственно с экватора, что повышает показатели массы, выводимой на орбиты космическими аппаратами, и снижает удельную стоимость их доставки на целевую орбиту;
- независимость от межгосударственных взаимодействий и политических рисков, а также отсутствие необходимости обособления земли под космодром и под районы падения отделяемых ступеней РН за счет проведения запусков с нейтральных океанских территорий;
- снижение финансовых затрат на создание и обслуживание большинства элементов наземной инфраструктуры за счёт отсутствия необходимости в их эксплуатации;
- большее количество благоприятных для запуска РН дней на территории Тихого Океана в сравнении с наземными космодромами, в частности с Байконуром;
- снижение загрязненности земных территорий за счет попадания сгоревших компонентов топлива в нейтральные территории океана.

На замену РН «Зенит-3SL» в перспективе рассматривается проведение запусков с космодрома «Морской старт» с помощью возвращаемой РН «Союз-5SL», являющейся модификацией РН среднего класса «Союз-5». Проект «Морской старт» станет прибыльным, если число проводимых пусков вырастет как минимум до пяти в год, а это требует замены «Зенит-3SL» на перспективные возвращаемые РН «Союз-5SL». Полезная нагрузка, выводимая проектируемой РН, в 2-3 раза превосходит нагрузку, выводимую «Зенит-3SL». В данной работе предлагается оценить величину базовых проектных параметров комплекса с целью подтверждения его эффективности для перспективного использования с РН «Союз-5SL». В исследовании представлено проведенное сравнение основных ТТХ, результаты которого занесены в Табл. 1.

Таблица 1. Сравнительные характеристики РН

Сравниваемая характеристика / РН	Зенит-3SL	Союз-5SL
Стартовая масса, т	473	535

Длина (с ГЧ), м	59,6	61,87
Компоненты топлива	жO ₂ + РГ – 1	жO ₂ + РГ – 1
Масса полезной нагрузки на НОО, т	6,1	17,0
Масса полезной нагрузки на ГПО, т	6,1	5,0
Стоимость пуска, млн долл.	95 (последнего)	50-55 (планируемого)
Разгонный блок	ДМ-SL	ДМ-УЗ (14С49)
Масса топлива (I ступень), т	324,76	398,00
Масса топлива (II ступень), т	82,1	60,0
Масса топлива (РБ), т	15,1	18,9

Сравнение РН происходило по следующим показателям: техническая эффективность ракетно-космической системы, характеризующаяся относительной массой полезного груза m_k , которая определяется как отношение массы полезного груза $m_{пг}$ к стартовой массе $m_{ст}$. Для РН Зенит-3SL этот показатель составляет, по результатам проведенных расчетов, 0,0129, а для РН Союз-5SL – 0,0318.

Конструктивное совершенство ракетного блока, характеризующееся коэффициентом σ_k , представляющим отношение пассивной массы ракетно-космической системы $m_{п}$ к ее активной массе (массе топлива) $m_{т}$. Для РН Зенит-3SL этот показатель составляет 0,1129, для Союз-5SL – 0,1218.

Экономическая эффективность ракетно-космической системы, характеризующаяся стоимостью доставки 1 кг массы полезного груза на низкую околоземную орбиту. В настоящее время эта стоимость, в лучшем случае, не меньше 1500 долларов США за 1 кг массы полезного груза, доставляемого на НОО (170-200 км.). Но стоит учитывать, что эта стоимость из года в год довольно сильно отличается: это зависит как от инфляции, так и от мировой конъюнктуры стоимости пусков, а также от орбиты.

Как известно, эффективность функционирования ракетно-космической системы определяется вероятностью выполнения поставленных перед системой задач. Эффективность зависит от надежности работы составных частей конструкции, точности их параметров, живучести и безопасности. Данные коэффициенты устанавливаются при формировании ТТЗ на разработку изделия (РКН).

В работе был проведен расчет экономии топлива при запуске РН «Союз-5» со стартовой платформы «Одиссей» с экватора и с космодрома «Байконур», то есть экономия топлива первой ступени РН за счет прибавки скорости из-за вращения Земли. Перевод прибавки скорости происходил на основе формулы Циолковского. Получилось, что экономия в этом случае составляет 16 т. Полученные результаты представлены в работе.

В нашем исследовании проведен расчет характеристической скорости для двух схем выведения: с космодрома Байконур – комплекс «Байтерек» и с экватора – РКК «Морской старт». Разберем схему перехода с НОО на ГСО для космодрома Байконур, но сначала примем следующее допущение: выдача импульсов РБ происходит в апогее и перигее орбиты. РН «Союз-5» выводит разгонный блок (РБ) 14С49 вместе с полезной нагрузкой (ПН) на НОО с высотой $H=200$ км, далее начинается переход на ГПО с последующим довыведением на ГСО, проводя корректировку наклона с $51,7^\circ$ до 0° . Первый импульс одновременно увеличивает скорость до достижения в апогее переходной орбиты расстояния r_2 (высота орбиты ГСО) и поворачивает плоскость переходной орбиты на угол Δi_1 ($\Delta i_1 < \Delta i$). Второй импульс поворачивает плоскость на угол $\Delta i_2 = \Delta i - \Delta i_1$ и увеличивает скорость до круговой.

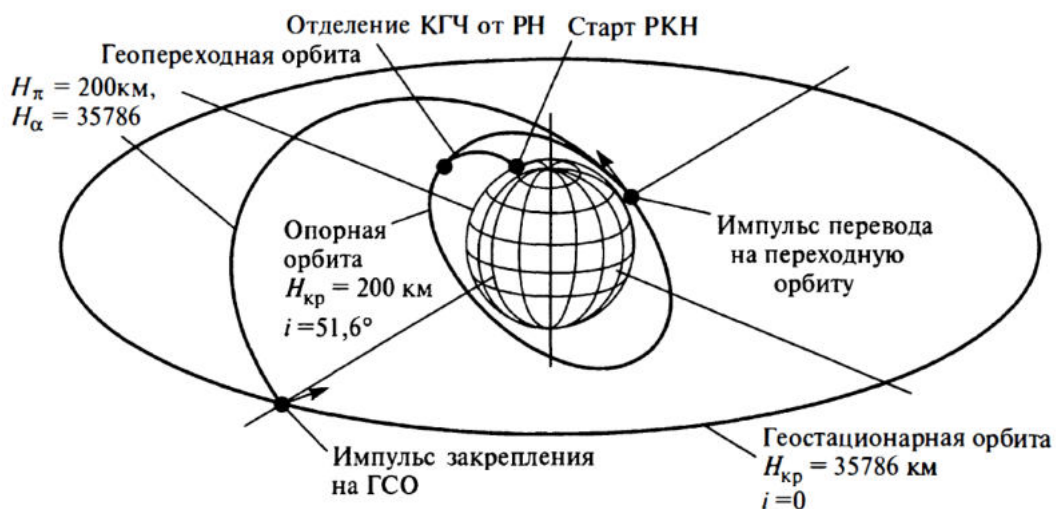


Рис. 1. Характерная двухимпульсная схема выведения с космодрома «Байконур» [6]

Итоговая характеристическая (идеальная) скорость, необходимая для достижения заданной орбиты:

$$V = \Delta V_{\Sigma} + V_1,$$

где ΔV_{Σ} – суммарная скорость перехода с НОО на ГСО, V_1 – первая космическая скорость на высоте $H = 200$ км.

Для более точного значения определим величину первой космической скорости на высоте $H=200$ км: из формулы для первой космической скорости получаем:

$$V_1 = \sqrt{G \frac{M}{R_0 + h}} = \sqrt{6,67 * 10^{-11} * \frac{5,97 * 10^{24}}{(6371 + 200) * 10^3}} = 7784,565 \frac{\text{м}}{\text{с}} \approx 7,785 \frac{\text{км}}{\text{с}}$$

Теперь произведем оценку величины скорости, необходимой для перехода с НОО на ГСО. Суммарная скорость будет складываться из 2 составляющих:

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2,$$

где ΔV_1 – первый импульс, ΔV_2 – второй импульс.

$$\overrightarrow{\Delta V_1} = \overrightarrow{V_{\pi \text{ пер}}} - \overrightarrow{V_0},$$

где $V_{\pi \text{ пер}}$ – скорость в перигее переходной орбиты:

$$V_{\pi \text{ пер}} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_0} - \frac{2\mu}{R_0 + R_{\text{ГСО}}}} = \sqrt{\frac{2 * 398600}{6571} - \frac{2 * 398600}{6571 + 42157}} = 10,245035 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

где μ – гравитационный параметр Земли, а $R_0 = R_3 + H_{\text{НОО}}$.

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}} = \sqrt{\frac{398600}{6571}} = 7,7885 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{V_0^2 + V_{\pi \text{ пер}}^2 - 2 * V_0 * V_{\pi \text{ пер}} * \cos \Delta i_1} = \sqrt{7,7885^2 + 10,245^2 - 2 * 7,7885 * 10,245035 * \cos(3^0)} = 2,500 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$\overrightarrow{\Delta V_2} = \overrightarrow{V_{\alpha \text{ пер}}} - \overrightarrow{V_{\text{ГСО}}},$$

где $V_{\alpha \text{ пер}}$ – скорость в апогее переходной орбиты, $V_{\text{ГСО}}$ – скорость на ГСО.

$$V_{\alpha \text{ пер}} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{\text{ГСО}}} - \frac{2\mu}{R_0 + R_{\text{ГСО}}}} = \sqrt{\frac{2 * 398600}{42157} - \frac{2 * 398600}{6571 + 42157}} = 1,5969 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$V_{\text{ГСО}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ГСО}}}} = \sqrt{\frac{398600}{42157}} = 3,075 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{V_{\alpha \text{ пер}}^2 + V_{\text{ГСО}}^2 - 2 * V_{\alpha \text{ пер}} * V_{\text{ГСО}} * \cos(i_0 - \Delta i_1)} = \sqrt{1,5969^2 + 3,075^2 - 2 * 1,5969 * 3,075 * \cos(51,7 - 3)} = 2,350 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 2,5 + 2,35 = 4,85 \frac{\text{км}}{\text{с}}.$$

Итоговая характеристическая (идеальная) скорость

$$V = \Delta V_{\Sigma} + V_1 = 4,85 + 7,785 = 12,635 \frac{\text{км}}{\text{с}}.$$

Схема выведения при запуске РКН «Союз-5» с экватора с РКК «Морской старт» будет также заключаться в выводе КА с РБ на НОО с высотой $H = 200$ км и последующим переходом на ГСО через ГПО. При запуске с экватора у нас есть весомое преимущество – наклонение орбиты, равное 0^0 ; наша начальная и конечная орбиты будут компланарными, поэтому переход между НОО и ГСО будем осуществлять по траектории Цандера-Гомана [6]. Естественным вариантом переходной орбиты будет являться эллипс минимальной энергии, касающийся в апогее и перигее круговых орбит. Соответственно, импульсы скорости, как и в предыдущем случае, будем выдавать в апогее и перигее орбиты.

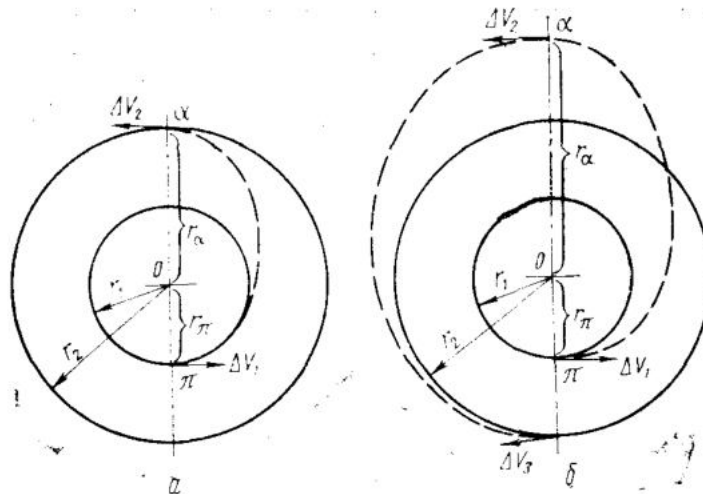


Рис. 2. Переходы между круговыми компланарными орбитами: а – двухимпульсный, б – трехимпульсный [6]

Суммарная скорость для перехода с НОО на ГСО при запуске с экватора будет складываться из 2 составляющих:

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2,$$

где ΔV_1 – первый импульс, ΔV_2 – второй импульс.

$$\Delta V_1 = V_{\pi \text{ пер}} - V_0,$$

где $V_{\pi \text{ пер}}$ – скорость в перигее переходной орбиты

$$V_{\pi \text{ пер}} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_0} - \frac{2\mu}{R_0 + R_{\text{ГСО}}}} = \sqrt{\frac{2 \times 398600}{6571} - \frac{2 \times 398600}{6571 + 42157}} = 10,245035 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

где μ – гравитационный параметр Земли, а $R_0 = R_3 + H_{\text{НОО}}$.

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}} = \sqrt{\frac{398600}{6571}} = 7,7885 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$\Delta V_1 = V_{\pi \text{ пер}} - V_0 = 10,245035 - 7,7885 = 2,4565,$$

$$\Delta V_2 = V_{\text{ГСО}} - V_{\alpha \text{ пер}},$$

где $V_{\alpha \text{ пер}}$ – скорость в апогее переходной орбиты, $V_{\text{ГСО}}$ – скорость на ГСО.

$$V_{\alpha \text{ пер}} = \sqrt{\frac{2\mu}{R_{\text{ГСО}}} - \frac{2\mu}{R_0 + R_{\text{ГСО}}}} = \sqrt{\frac{2 \times 398600}{42157} - \frac{2 \times 398600}{6571 + 42157}} = 1,5969 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$V_{\text{ГСО}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ГСО}}}} = \sqrt{\frac{398600}{42157}} = 3,075 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$\Delta V_2 = 3,075 - 1,5969 = 1,478 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 2,4565 + 1,478 = 3,9345 \frac{\text{км}}{\text{с}}.$$

Итоговая характеристическая скорость:

$$V = \Delta V_{\Sigma} + V_1 = 3,9345 + 7,785 = 11,7195 \frac{\text{км}}{\text{с}}.$$

В результате проведенных расчетов получилось, что экономия в необходимой характеристической (идеальной) скорости составляет около 916 м/с, а разница в массе, выводимой РН на ГСО, составляет 1,7867 т полезного груза. Также стоит упомянуть, что каждая точка старта имеет дополнительный прирост в скорости за счет вращения Земли. Это напрямую зависит от широты запуска: чем ближе к экватору, тем выше скорость. Приращение скорости для космодрома «Байконур» будет составлять 287,825 $\frac{\text{м}}{\text{с}}$, для РКК «Морской старт» - 464,6 $\frac{\text{м}}{\text{с}}$. Разница в скоростях и, следовательно, экономия топлива при запуске с РКК «Морской Старт» будет компенсироваться затратами топлива СП на переход к месту старта и возвращение обратно.

При движении к месту запуска на РН оказывает влияние волнения океана. Для снижения уровня нагружения на РКН на СП во время морской транспортировки было принято, что в случае, если значительная высота волн начнет превосходить значение $H_s = 6,5$ м., то СП необходимо перейти в полупогруженное положение (как при старте РКН). При этом значительно не менее, чем в два раза снижаются внешние силы, действующие на платформу, уменьшается уровень качки. Был произведен расчет максимальной высоты волны, допустимой для стартовой платформы, чтобы не переходить в полупогруженное состояние. Расчёт данных проводился по формулам:

$$H_{3\%} = 1,32H_s,$$

где $H_{3\%}$ – высота волн трехпроцентной обеспеченности ($H_{3\%} = 8,58$ м);

$$H_M = H_s \sqrt{\frac{\ln N}{2}},$$

где H_M – наиболее вероятная максимальная высота волны,

N – число волн за время наблюдения;

$$\tilde{h} = 2,51 \sqrt{0,0351 H_{3\%}^2},$$

где \tilde{h} – средняя высота волны (по результатам расчетов $\tilde{h} = 4,0347$ м);

$$\alpha_M(\alpha) = \sigma \sqrt{2 \ln \left(\frac{N}{\alpha} \right)},$$

где $\alpha_M(\alpha)$ – максимальная ожидаемая амплитуда качки,

σ – среднеквадратическое отклонение,

α – определяет доверительный уровень вероятности непревышения максимального значения высоты волны, причем $\alpha \ll 1$ [4].

Как итог, максимальная высота волны, которую может выдержать стартовая платформа, составляет $H_M = 11,528$ м. При расчетах принималась, что степень волнения – седьмая [4].

Подходя к завершению, стоит сделать рекомендацию о необходимости модернизации РКК Морской старт по ряду причин:

- Содержание РКК «Морской старт» на стоянке в Приморье обходится более чем в 1 млн. долларов в месяц.
- Ввод в эксплуатацию РКК «Морской Старт» создаст мультипликационный эффект для развития уровня жизни в Дальневосточном регионе.
- Имеются широкие возможности коммерческого применения, в частности для запуска с одной широты больших объемов ПН.
- Себестоимость пуска РН, в лучшем случае, оценивается в 3,77 млрд. рублей
- Рассматривается возможность использования комплекса в качестве научной лаборатории для запуска по двухпусковой схеме запуска с использованием гравитационного маневра у Луны [5], а также создания международного проекта с Вьетнамом.

Перечисленными выше преимуществами запуска РН с плавучей платформы обладают уже существующие зарубежные проекты, аналогичные «Морскому старту», среди которых итальянский космодром Сан Марко; китайский морской космодром; немецкий проект морского старта в зоне Северного океана. В связи с высоким спросом различных стран на запуски РН с водных территорий ввиду указанных преимуществ, возникает необходимость скорейшей модернизации комплекса «Морской старт» российскими компаниями с целью приобретения лидерства на рынке освоения космического пространства.

Заключение

На основе анализа, проведенного в данной работе, можно сделать заключение о необходимости скорейшей модернизации стартовой платформы и сборочно-командного судна, а также изготовления РН «Союз-5SL». В данной ситуации хочется упомянуть цитату Уинстона Черчилля: «Время – плохой союзник».

Ориентировочно, окончание даты изготовления РН «Союз-5» заложена на 2025 год. Вследствие этого, для экономически рационального использования РКК «Морской старт» необходимо подготовить и провести модернизацию комплекса, создание и ввод в эксплуатацию наземной инфраструктуры, обучение персонала, четко сформированная концепция управления проектом и т.д. к 2025 году.

Результаты настоящей работы имеют практическую значимость и могут быть применены при составлении проекта модернизации рассматриваемого комплекса. При этом сама работа не носит обособленный характер, и ее главной целью является представление рекомендаций о необходимости скорейшей модернизации РКК на основе проведенного анализа

Библиографический список

1. Конструкция Ракеты Носителя «Зенит» [Электронный ресурс]. URL: <https://russ-kosmos.livejournal.com/4108.html> (дата обращения: 01.10.2020).
2. Морской Старт [Электронный ресурс]. URL: <https://s7space.ru/launch-sea/> (дата обращения 15.10.2020). S7 Space.
3. Афанасьев, И. «СОЮЗ» Универсальный [Текст] / И. Афанасьев // Русский Космос. – 2020.- № 9.- С.44-47.
4. Кузнецов В.К., Петров Н.К. Выбор условий нагружения ракеты космического назначения «Зенит-3SL» в составе комплекса «Морской старт», Журнал «Космическая техника и технологии», 2014. № 2. С.32-39.
5. Ивашкин В.В., Голиков А.Р. Траектории перелета между Землей и геостационарной орбитой при использовании гравитационного поля Луны // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2008. № 95. 24 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2008-95>.
6. Механика космического полета: Учебник для втузов / М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перельгин, В.К. Безвербый; Под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1989. 408 с.
7. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / под ред. А. А. Медведева. М: Машиностроение, 2009. 504 с.

УДК 621.513

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА В КАЧЕСТВЕ ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА В СОСТАВЕ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ТВаД

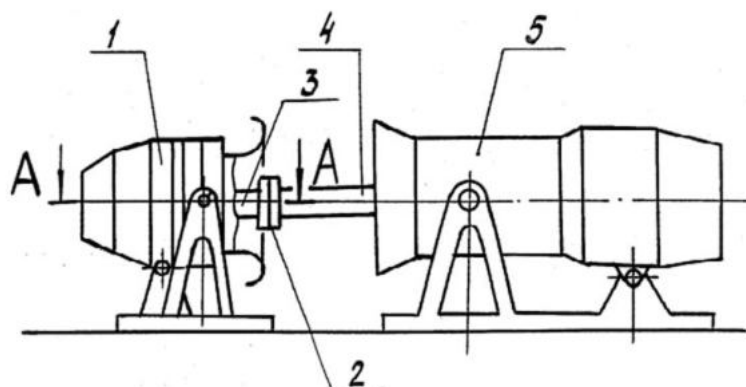
Ю.Д. Новикова, А.Ю. Доценко

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева

Турбовальные двигатели (ТВаД) – тепловые машины, преобразующие полезную тепловую энергию на свободной турбине в механическую работу, занимают особое место среди всех типов газотурбинных двигателей. ТВаД применяются в различных областях из-за широкого диапазона вырабатываемой мощности, а также отличаются высокой надежностью и экономичностью. В будущем следует ожидать расширения сферы их применения.

ТВаД проходит испытания, как и любой другой серийный продукт, в процессе которых определяется соответствие изделия заявленным характеристикам. С целью утилизации вырабатываемой двигателем в процессе испытания мощности испытательный стенд ТВаД оснащен тормозным устройством. Существует несколько типов тормозных устройств: электрические, пневматические, гидравлические.

В данной работе будет рассматриваться пневмо тормозное устройство, которое представляет собой воздушный компрессор, сжимающий воздух для утилизации вырабатываемой ГТД мощности. Пневмотормоз обладает рядом преимуществ по сравнению с другими типами данного устройства: небольшие габариты, мобильность в перемещении (т.к. в качестве рабочего тела используется атмосферный воздух), отсутствие негативного воздействия на окружающую среду. Схема соединения испытуемого двигателя с пневмо тормозным устройством для этого варианта приведена на рис. 1.



1 – пневмотормоз, 2 – муфта, 3 – вал пневмотормоза,
4 – вал испытуемого двигателя, 5 – испытуемый двигатель

Рис. 1. Схема соединения испытуемого двигателя с пневмо тормозным устройством [1]

Создание компрессоров процесс сложный и дорогостоящий. В качестве решения данной проблемы предлагается использовать уже существующий компрессор. Однако встает вопрос, как оценить возможность использования того или иного компрессора в качестве пневмотормоза. В данной работе приводится апробация способа подбора компрессора для использования в качестве пневмотормоза при испытаниях газотурбинных двигателей [2].

Предлагаемый способ включает в себя следующую последовательность действий:

1. Построение дроссельной характеристики испытываемого двигателя в виде зависимости мощности ТВаД от частоты вращения ротора свободной турбины $N_{e\text{ТВаД}} = f(n_{ст})$ при нормальных условиях на входе в двигатель ($p_n^* = 101,325 \text{ кПа}$ и $T_n^* = 228 \text{ К}$) (рис. 2).

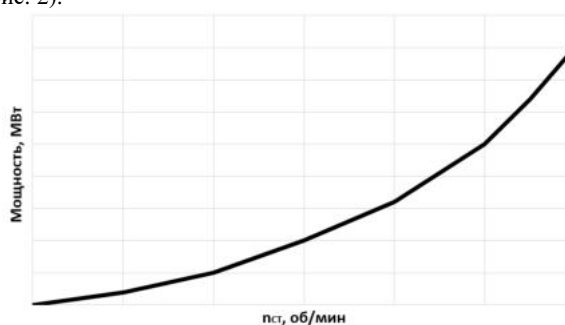


Рис. 2. Зависимость мощности ТВаД от частоты вращения ротора свободной турбины

2. Построение рабочего диапазона пневмотормоза, выполненного на базе многоступенчатого осевого компрессора (МОК), и построенного на основе зависимости мощности, потребляемой пневмотормозом, от расхода воздуха, протекающего через него $N_{e\text{ПТ}} = f(G_B)$ (рис. 3).

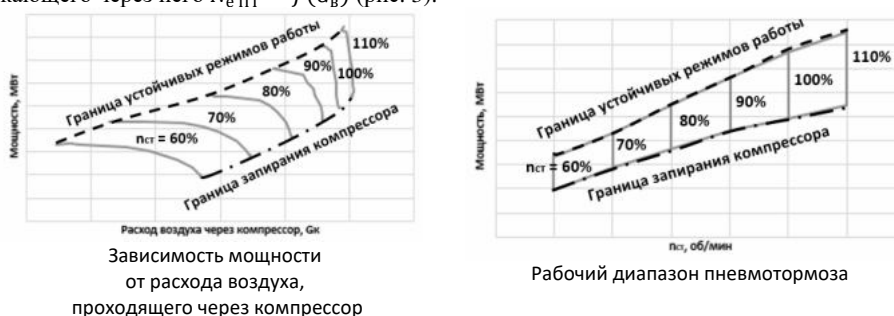


Рис. 3. Мощностная характеристика пневмотормоза на базе многоступенчатого осевого компрессора

3. Анализ сочетаний характеристик двигателя и пневмотормоза позволяет наглядно оценивать возможность использования выбранного компрессора в качестве пневмотормоза для испытаний конкретного ТВаД. В результате возможно получение трех следующих вариантов (рис. 4):

1. Характеристики пневмотормоза лежат в допустимом для испытания двигателя диапазоне мощностей. В этом случае ему не требуется доводка. Необходимо только добавить направляющий и/или спрямляющий аппараты, подобрать выходное устройство и лемнискатный насадок и оценить осевые усилия на радиально-упорный подшипник..

2. Характеристики пневмотормоза лежат совершенно в другой области. Это вызывает необходимость подбора другого МОК.

3. Характеристики пневмотормоза близки к требуемому для испытания двигателя диапазону мощностей. В этом случае потребуются газодинамическая доводка МОК пневмотормоза. Возможные способы доводки МОК пневмотормоза, наиболее часто встречающиеся в литературе: моделирование (масштабирование конструкции), изменение числа ступеней, перепрофилирование ступеней.

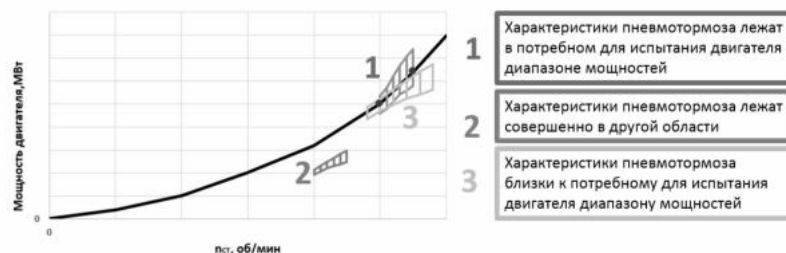


Рис. 4. Совмещение рабочего диапазона пневмотормоза с дроссельной характеристикой испытываемого двигателя

С целью апробации описанного выше метода на основе теории, методов и алгоритмов термогазодинамического расчета основных узлов газотурбинных двигателей с использованием автоматизированной САЕ-системы «АСТРА» была разработана термо газодинамическая модель двигателя семейства НК. Благодаря созданной термо газодинамической модели была построена его дроссельная характеристика в виде зависимости эффективной мощности двигателя от частоты вращения ротора свободной турбины (рис. 5).

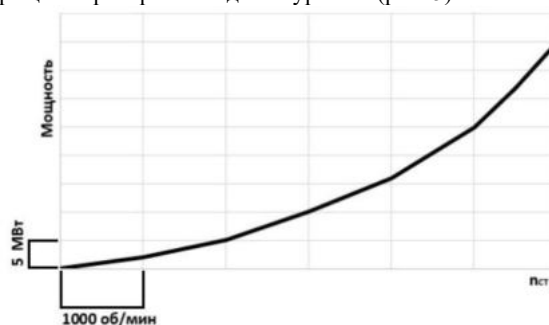


Рис. 5. Дроссельная характеристика двигателя семейства НК

В качестве базового компрессора был выбран компрессор низкого давления двухконтурного трехкаскадного двигателя производства ПАО «Кузнецов» (рис. 6).

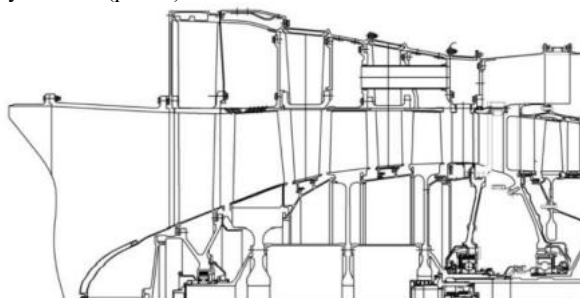


Рис. 6. Меридиональное сечение базового МОК

Для построения лопаток использовались их рабочие чертежи. Для лопаток РК была введена закрутка сечений по высоте проточной части из-за наличия деформаций под действием центробежных и газовых сил. Закрутка сечений менялась по линейному закону по высоте проточной части. Для подготовки геометрических файлов была применена специализированная программа Profiler, разработанная на кафедре ТДЛА Самарского университета [3, 4].

Координаты профилей лопаток вводились в программу Profiler в виде таблицы, а затем там преобразовывались в формат, который может быть воспринят программой Numesa AutoGrid 5, в которой осуществлялось построение геометрии расчетной области и разбиение ее сеткой конечных объемов. Меридиональные обводы при построении расчетной модели базового МОК задавались в виде линий. На основе указанных выше данных в программном комплексе AutoGrid 5 была построена геометрия расчетной области модели базового МОК (рис. 7).

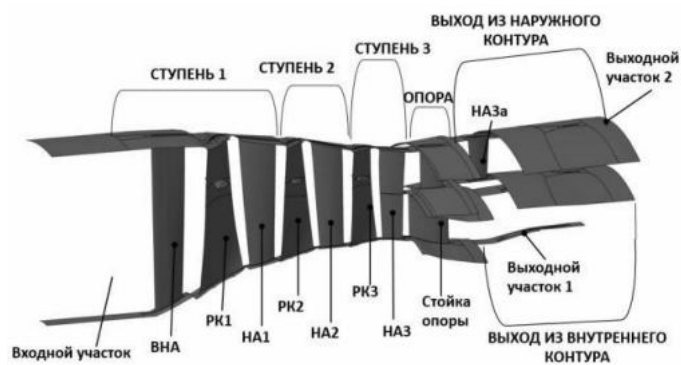


Рис. 7. Геометрия расчетной области модели базового МОК

Созданная модель была разбита на конечные объемы блочно-структурированной сеткой с помощью внутренних средств программы NUMECA. Построение сеток конечных элементов в доменах ЛВ выполнялось с использованием подхода Start Row Wizard. Размер элемента, ближайшего к стенкам расчетной области, выбирался таким образом, чтобы обеспечить значение параметра y^+ приблизительно равным 1. Число элементов в доменах РК в среднем составило 840 тыс. элементов. В доменах НА и входного направляющего аппарата (ВНА) - 300 тыс. Общее число конечных объемов - 5,5 млн. шт. В качестве граничных условий на входе в расчетную модель задавались параметры воздуха, соответствующие стандартным атмосферным условиям (полное давление и температура 101325 Па и 288,15 К, соответственно).

На выходе из первого контура базового МОК задавался постоянный расход рабочего тела. На выходе из второго контура задавалось статическое давление.

С использованием созданной численной модели была построена мощностная характеристика базового МОК для двух расчетных режимов (Режим 5000 - соответствует 5000 об/мин; Режим 5500 - соответствует 5500 об/мин) (Рис. 8).

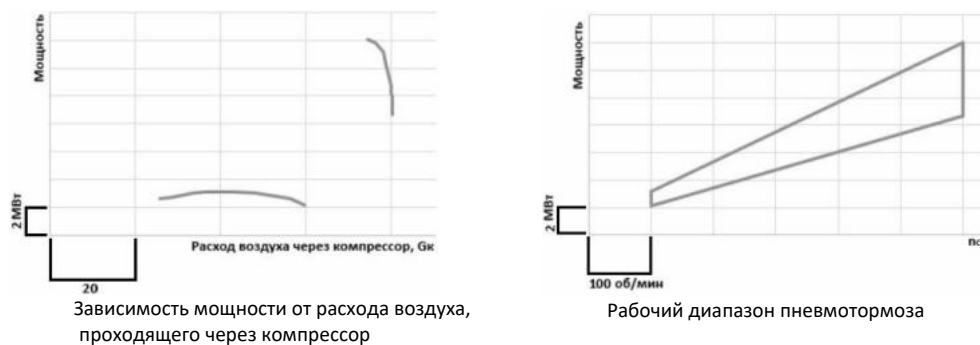


Рис. 8. Мощностная характеристика базового МОК

На рис. 9 представлено совмещение дроссельной характеристик двигателя семейства НК и рабочего диапазона пневмотормоза.

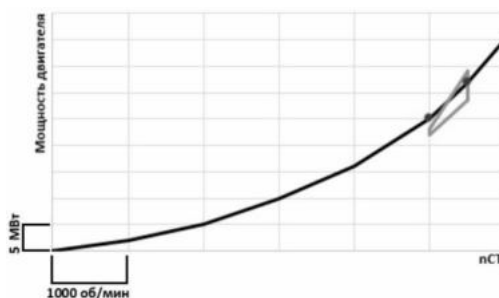


Рис. 9. Совмещение дроссельной характеристик двигателя семейства НК и мощностной характеристики базового МОК

В результате применения способа выбора из существующих МОК динамического пневмотормоза для испытания ТВаД применительно к компрессору низкого давления двухконтурного трехкаскадного двигателя ПАО “Кузнецов” для испытаний двигателя семейства НК было получено, что характеристики базового МОК близки к требуемому для испытания двигателя диапазону мощностей, однако, не на всех режимах работы двигателя базовый компрессор способен утилизировать вырабатываемую двигателем мощность. В связи этим, для использования базового МОК в качестве пневмотормоза необходимо выполнить его доводку.

Библиографический список

1. Способ испытания газотурбинного двигателя и устройство для его осуществления RU 2 318 195 C2. МПК G01M 15/14(2008.02), G01M 15/00(2008.02). Публикация: 2008.02.27.

2. Новикова, Ю.Д. Способ подбора компрессора для использования в качестве пневмотормоза при испытаниях газотурбинных двигателей [Текст] / Ю.Д. Новикова, И.С. Поветкин // Сборник докладов Междунар. науч.-техн. конф. Проблемы и перспективы развития двигателестроения, 23–25 июня 2021 г. В 2 т. Т. 1. – Самара: Издательство Самарского университета, 2021. – С. 396-397.
3. Пат. 2013617453 Российская Федерация. Программное средство создания и модификации компьютерных моделей лопаток турбомашин Profiler [Текст]/ Шаблий Л. С.; заявитель и патентообладатель ОАО Самарский научно-технический комплекс им. Н.Д. Кузнецова (RU); опубл.14.07.13.
4. Проектный термогазодинамический расчет основных параметров авиационных лопаточных машин [Текст]/ А.Н. Белоусов, Н.Ф. Мусаткин, В.М., Радько, В.С. Кузьмичев. – Самара: СГАУ, 2006. - 316 с.

УДК 625.717.2

ОЦЕНКА ПЕРСПЕКТИВ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПУТНИКОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ЛЬДООБРАЗОВАНИЯ АЭРОДРОМНЫХ ПОКРЫТИЙ АЭРОПОРТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Измайлов А.Т.^{1,2}

¹.Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

².ООО «ДжетПорт СПб»

Прогнозирование процесса льдообразования на поверхности покрытия искусственных взлетно-посадочных полос (ИВПП) гражданских аэродромов является одним из ключевых вопросов оперативного управления аэропортовой деятельностью. Для определения начала процесса образования льда на поверхности ИВПП используется множество методов, от визуального до использования совокупности датчиков, которые измеряют ряд параметров состояния поверхности покрытия, такие как температуру, влажность, концентрацию противобледенительных реагентов. Данные методы имеют как преимущества, так недостатки, например, датчик производит измерения непосредственно в точке установки и близлежащей площади поверхности. Для постоянного мониторинга поверхностей большой площади и сложной конфигурации необходимо предложить другие методы постоянного мониторинга температуры поверхности ИВПП для прогнозирования процесса льдообразования.

В результате проведения многолетних исследований, проведенных ФГУП ГПИ и НИИ ГА «Аэропроект» и руководством аэропорта «Куйбышев» (Курумоч) в 80-х годах [2], было выявлено, что наиболее распространены следующие виды льдообразований на ИВПП:

1. Радиационный иней – вид льдообразования, возникающий в утренние часы в результате радиационного охлаждения ВПП, характерен для всех аэродромов.
2. Зернистая изморось и ледяной налет – вероятны для всех аэродромов.
3. Гололеда – один из наиболее часто повторяющихся видов льда на поверхностях аэродромных покрытий.
4. Метеорологический гололед.
5. Кристаллический налет и кристаллическая изморось – наиболее характерны для аэродромов, расположенных в Сибири и на Крайнем Севере.;

Образование льда на аэродромных поверхностях происходит при фазовых превращениях воды на поверхности покрытия при теплообмене между поверхностью покрытия и вязким подслоем приземного ламинарного слоя атмосферы малой толщины (от сотых долей мм до 2 мм). Данный процесс происходит в системе, которая состоит из нескольких элементов:

1. Вязкий ламинарный пограничный подслои атмосферы и содержащийся в нем водяной пар.
2. Вода в твердой, жидкой, парообразной и переохлажденной фазах на поверхности покрытия ИВПП.
3. Вода, содержащаяся в микропорах и капиллярах покрытия как коллоидного, капиллярно-пористого, ограниченно набухающего тела.
4. Эвтектические растворы химических реагентов на поверхности ИВПП.

Кинетика фазовых превращений воды обусловлена результатами действия принципиально различных теплофизических процессов, а именно:

1. Сублимации водяного пара на переохлажденной поверхности покрытия.
2. Замерзания (кристаллизация) на поверхности покрытия переохлажденной воды (метеорологический гололед) при повышении ее температуры до температуры «тройной точки» (0°C)
3. Оплавление снежного или ледяного покрова, возникающее вследствие выделения тепла в процессе контакта и трения пневматиков колес воздушных судов с покрытием (снежно-ледяной накат).
4. Кристаллизация свободной воды на поверхности покрытия при понижении ее температуры ниже 0°C .

Приземный (пограничный) ламинарный слой атмосферы – это такой подслои воздуха, в котором отсутствуют его турбулентные потоки. В ходе исследований, проводившихся в СССР в аэропорту «Куйбышев» в 1981-1987 годах, были получены практические данные, которые показали, что процесс льдообразования на ИВПП, в большинстве случаев, происходит при слабом ветре $0 - 7$ м/сек. Вблизи поверхности покрытия возникает так называемое «прилипание» – скорость ветра обращается в ноль под влиянием сил трения в слое шероховатости поверхности покрытия [1].

Пограничный приземный слой характеризуется устойчивой стратификацией температуры, близкой к инверсии, и отсутствием конвекции, т.е. самопроизвольного перемещения слоев воздуха. Так как отсутствует динамическая турбулентность воздуха вблизи покрытия, то можно сделать предположение, что в самом пограничном слое турбулентная диффузия и конвекция невелики или отсутствуют. В данном случае охлаждение поверхности происходит за счет молекулярной теплопроводности.

Все виды льдообразований и их переходные формы приводят к уменьшению величины коэффициента сцепления поверхности покрытий с пневматиками колес ВС. Это, в свою очередь, отрицательно сказывается на состоянии безопасности полетов и имеет непосредственное влияние на регулярность полетов.

Имеющиеся технические решения и практика их применения для прогнозирования процесса льдообразования носят локальный характер, что приводит к ложным использованиям реагентов (посыпка, поливка), их расходам до 1,0 кг/м² покрытия ИВПП в год, а также расходам ресурсов спецтехники для предупреждения образования аэродромного гололеда в целях поддержания постоянной эксплуатационной пригодности поверхности покрытий ИВПП. Практика применения методов прогнозирования и предупреждения аэродромного гололеда, основанных на использовании датчиковой аппаратуры, встроенной в конструкцию ИВПП, не обеспечивает синхронности по времени пригодности ИВПП региональной сети аэропортов для эксплуатации воздушными судами.

Уравнение теплового баланса поверхности ИВПП имеет следующий вид:

$$(1 - A_r)R_r \downarrow + I_r \downarrow - \delta\sigma T_r^4(\tau, 0) + \alpha Y_r = P_T + XE_r + B \pm MLS \quad (1)$$

где:

$R_r \downarrow$ –приходящая к ВПП коротковолновая радиация, которая зависит от режима облачности. Баланс коротковолновой радиации на ВПП, помимо приходящей радиации, определяется величиной:

$$R_{в} = (1 - A_r) R_r \downarrow, \text{ где } A_r - \text{альбе́до поверхности ВПП.} \quad (2)$$

$I_r \downarrow$ – приходящая к полосе длинноволновая радиация.

$I_r \uparrow = \delta\sigma T_r^4(\tau, 0)$ – величина отраженной от ВПП длинноволновой радиации.

$$I_B = I_r - \delta\sigma T_r^4(\tau, 0) - \text{баланс длинноволновой радиации.} \quad (3)$$

δ – коэффициент скорости теплообмена ВПП,

T_r – температура ее поверхности в момент времени τ .

В левой части уравнения 1 помещены слагаемые, отражающие переход тепла в результате радиационного теплообмена (учитывается коротковолновая и длинноволновая радиация), а также поступающего с осадками тепла Y_r . В случае, если температура выпадающих осадков ниже температуры поверхности покрытия (переохлажденный дождь), тогда данный член уравнения является отрицательным.

В правой части находятся переменные турбулентного потока тепла в атмосферу P_T , затраты тепла на испарение XE_r , поток тепла в основание ВПП B , и затраты тепла на процесс льдообразования MLS . MLS является отрицательной величиной при оттаивании.

Уравнение 1 включает в себя следующие переменные:

- связанные с метеоусловиями $R_r \downarrow, I_r \downarrow, Y_r \downarrow$;
- определяемые процессами теплообмена ВПП с ламинарным подслоем приземного слоя атмосферы.

Особо следует выделить поток тепла в основание ИВПП, как определяющий температурное поле ее поверхности.

Формула теплового потока тепла в основание ИВПП:

$$B = -\lambda_1 \left. \frac{\partial T_r^4}{\partial x} \right|_x = 0 \quad (4)$$

Для прогнозирования начала процесса льдообразования применяются различные техники и методики, которые далее были исследованы авторами в данной статье.

Результатами исследований, проведенных одним из авторов в компании ООО «ДжетПорт СПб» в январе 2022 года было доказано, что применение лазерного дальномера LiDAR при измерении высоты неровностей аэродромных покрытий и снежно-ледовых отложений на них позволяет создать карту ледяного покрова, определяя его высоту, толщину и характер распространения. Использование данной системы как самостоятельного и независимого источника информации для прогнозирования льдообразований на ИВПП невозможно в силу технических ограничений, связанных с тем, что прибор имеет ограничения по фокусному расстоянию, обеспечивающему безусловное определение льда и сенсор не воспринимает глубину пор на поверхности ИВПП менее 5мм.

Тем не менее, была испытана работоспособность прибора для определения необходимости привообледенительной обработки верхнего стабилизатора, особенно у ВС с Т-образным оперением.

Трехмерная модель снежно-ледовых отложений, построенная с помощью LiDAR приведена на рисунке 1.

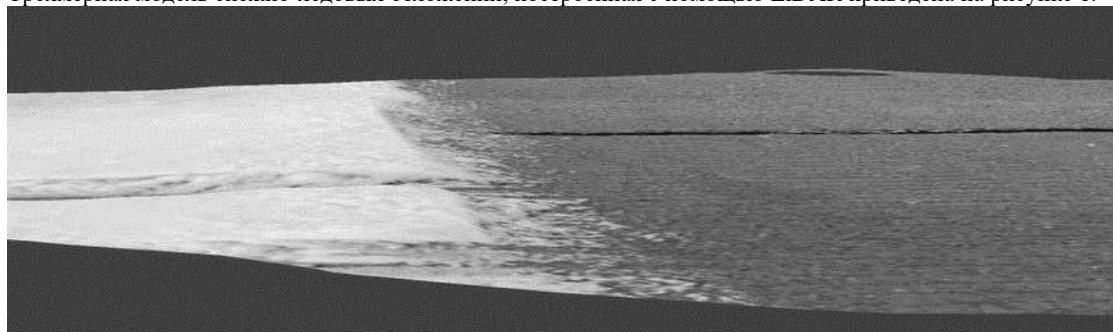


Рисунок 1 – Трехмерная модель снежно-ледовых отложений, построенная с помощью LiDAR

Авторы считают возможным и необходимым рассмотрение вопроса оценки перспектив использования спутниковых технологий для измерения температуры поверхности ИВПП нескольких аэропортов ГА.

Спутниковые измерения температур является результатом применения совокупности различных технологий. В качестве основных результатов определения температуры являются показатели температуры на различных высотах, поверхности моря и земли (табл.1).

Таблица 1– Оборудование (аппаратура) искусственных спутников Земли (ИСЗ) для выполнения измерений температуры

№ п/п	ИСЗ	Оборудование (аппаратура) измерения	Технология измерения
1	NOAA-15	Усовершенствованный радиометр очень	Производит сканирование теплового

		высокого разрешения (AVHRR)	излучения Земли в 5 спектральных полосах, система состоит из двух спутников на полярной орбите [6]
2	Envisat	Усовершенствованный продольно-сканирующий радиометр AATSR	В качестве полезной нагрузки используется многоканальный радиометр, способный считывать температуру поверхности Земли с точностью до 0,3°C
3	NOAA-20	Радиометр видимого инфракрасного диапазона VIIRS	Спутник на полярной орбите с полезной нагрузкой в виде радиометра с полосой обзора 3060 км
4	Aqua (EOS PM-1)	Атмосферный инфракрасный эхолот	Оборудован несколькими приборами [4]: <ul style="list-style-type: none"> • усовершенствованный СВЧ-зонд; • спектрометр среднего разрешения MODIS; • микроволновый радиометр AMSR-E. Является частью системы гелиосинхронных спутников «A-train»
5	Aqua (из строя вышли 3 из 4 измерительных приборов)	Микроволновый эхолот	Способен считывать инфракрасное излучения от водяного пара в инфракрасном диапазоне длин волн

Анализ данных табл.1 показывает, что спутниковое оборудование (аппаратура) не позволяет осуществить прямые измерения температуры. Аппаратура фиксирует разницу в диапазонах длин волн. Данные измерений переводятся в математический формат и инвертируются, чтобы получить приблизительные показатели температуры. Результат и точность непосредственно зависят от методов получения температуры и от источников излучения, поэтому существует несколько групп спутниковых методов определения температуры.

Спутниковые исследования могут быть неоднородными, так как измерительный комплекс может состоять как из нескольких датчиков на одном спутнике, так и из серии спутников со схожей, но неидентичной полезной нагрузкой. Датчики подвержены износу в результате орбитального дрейфа и постоянным циклам экстремальных температурных нагрузок, вследствие этого необходима их калибровка [7]. Наибольшие различия в измерениях температуры могут проявляться в те моменты, когда происходит перекрытие между последовательными спутниками, что, в свою очередь, затрудняет калибровку и дальнейшие исследования.

В данных видах измерений инфракрасное излучение используется для измерений температуры поверхности. Для того, чтобы нивелировать влияние прозрачности атмосферы используются различные диапазоны частот в мкм. Трудность для измерений температуры поверхности возникает вследствие её неоднородности [8]. В таблице 2 представлены спектральные диапазоны частот инфракрасного излучения, используемые для различных объектов исследования [2].

Таблица 2 – Спектральные диапазоны частот и объекты исследования

Спектральный диапазон частот	Объект исследования
0,402 мкм -0,682 мкм	Аэрозоли и водяные взвеси
0,739 мкм -0,754 мкм	Используется для нивелирования прозрачности атмосферы
1,230 мкм -1,386 мкм	Для измерения облачного покрова и их отдельных частиц
1,580 мкм – 1,640 мкм	Для определения снежных фракций
3,660 мкм -3,840 мкм	Измерение температуры поверхности воды

Имеющиеся инфракрасные датчики могут также использоваться для обнаружения неоднородностей погодных фронтов, например, холодного фронта в приземном слое за счет определения концентрации водяного пара, используя соответствующий диапазон частот.

Использование современных инфракрасных спутниковых изображений с очень высоким разрешением может быть использовано при отсутствии облачности для обнаружения. Однако, для процесса постоянного мониторинга температуры Земли требуется соблюдение ряда условий орбитального движения спутников.

Применение радиометров и тепловизоров затруднено в силу ряда проблем, например, прозрачность атмосферы, степень которой зависит от погодных условий. Также есть ряд технических ограничений. Например, применение метеорологических спутников на низких или опорных орбитах позволяет выполнять более точные измерения конкретных мест. Однако, при данном методе измерений стоит принять во внимание, что спутник, движущийся на орбите Земли на высотах до 25 тыс. км. будет изменять своё положение относительно точки исследований. Это зависит от высоты орбиты, скорости движения спутника и наклона орбиты – совокупность данных условий влияет на период обращения спутника. Если необходимо исследовать поверхность Земли в более широком диапазоне без смещения относительно точки исследования, то необходимо вывести ИСЗ на геосинхронную орбиту – такую орбиту, при которой период обращения ИСЗ и период обращения Земли совпадают. Высота данной орбиты составляет 35 786 км.

Однако, в таком случае необходимо предъявить особые требования к используемой полезной нагрузке спутников. Определение температуры с помощью тепловизора на такой дистанции от поверхности может быть

затруднено в силу пространственного разрешения матрицы, которая имеет прямую зависимость от дистанции до объекта исследования.

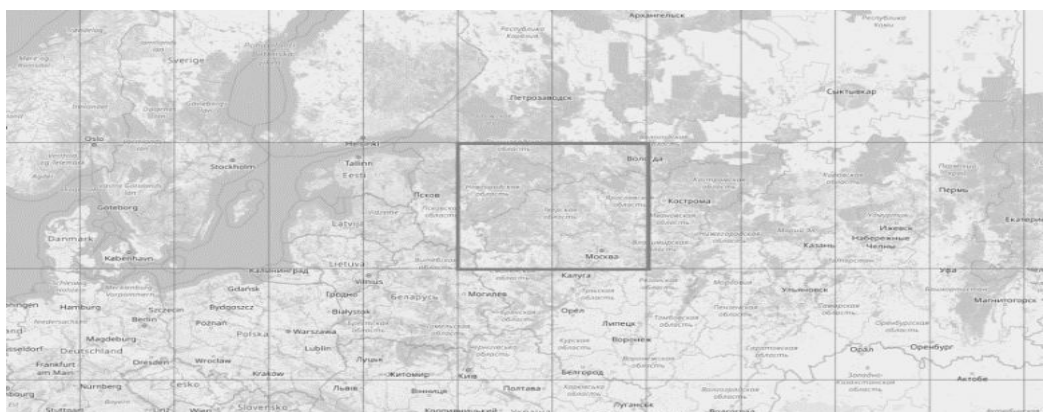
Например, спутник, оборудованный VIIRS, имеет ширину полосы обзора 3060 км при средней высоте орбиты спутника 829 км. Данная ширина полосы позволяет обеспечить полный мониторинг земной поверхности в течение 24 часов. Данный инструмент способен вести измерения в 22 двух спектральных диапазонах инфракрасного излучения: от 0,412 мкм до 12,01 мкм. При данных параметрах орбиты пространственное разрешение изображения составляет 375 м в надире для датчиков от 0,600 мкм – 0,680 мкм и 750 м для остальных диапазонов [2]. VIIRS, как показано на рисунке 2, способен определять различные диапазоны температур [5].



Рисунок 2 – Температурное поле поверхности озера Мичиган

Для того, чтобы однозначно определить целесообразность применения спутниковых систем в процессе прогнозирования льдообразования на ИВПН необходимо рассмотреть ряд практических условий. Данная система предлагается для использования в аэропортах Московского авиационного узла и аэропорта Санкт-Петербурга. Аэропорты Москвы географически расположены в пределах $55^{\circ}45'07''$ с. ш. и: $37^{\circ}36'56''$ в. д. Аэропорт Пулково расположен в $59^{\circ}58'28''$ с. ш. и $29^{\circ}11'39''$ в. д. Если принять среднее расстояние между широтами как 100 км за каждый градус широты и долготы с поправкой на изменения шага измерения. Путем наложения участка сканирования на координатную сетку получаем полосу измерения длиной 500 км и шириной 1000 км. Для постоянного мониторинга необходимо либо расположить спутник на синхронной орбите, либо иметь группировку спутников, у которых каждый новый трек спутника покрывает трек предыдущего.

Рисунок 3 – Целевой район сканирования



Для постоянного мониторинга необходимо обеспечить спутник следующей полезной нагрузкой, по функционалу аналогичной VIIRS, которая будет способна обеспечить мониторинг в высоком разрешении в 22 спектральных полосах.

Применение данной системы будет целесообразно при соблюдении следующих условий. Полезная нагрузка спутника должна составлять комплект радиометров видимого инфракрасного диапазона:

- 22 спектральных датчика, в том числе:
- 16 датчиков диапазона среднего разрешения для диапазонов от 0,402 мкм до 12,488;
- 6 датчиков для работы в диапазонах от 0,600 мкм до 0,885 мкм;
- оптическая аппаратура: диафрагма 19,1 см, фокусное расстояние 114 см.

Параметры орбиты должны иметь следующие расчетные значения:

- апоцентр: 454 км;

- перицентр: 427 км;
- большая полуось: 6811,5;
- эксцентриситет орбиты: 0,00198194;
- период обращения: 1,5 часа;



Рисунок 4 – Трек орбиты спутника слежения

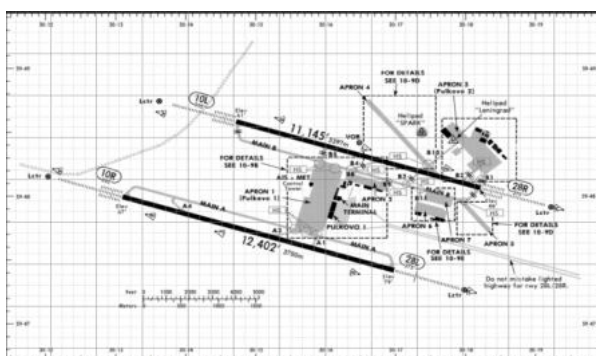


Рисунок 5 – Координатная сетка аэропорта «Пулково»

Данные показатели позволят обеспечить пространственное разрешение до 200 м. В свою очередь это позволит создать координатную модель отслеживания процесса льдообразования на ИВПП выбранных аэродромов. На рисунке 5 представлена координатная сетка, с размерным градуированием, где каждые две клетки отображают каждые 200 м пространственного расширения.

Результаты исследования, изложенные авторами в данной статье, показывают, что применение спутниковых технологий для прогнозирования процесса льдообразования на аэродромных покрытиях возможно и целесообразно. Для реализации данной технологии прогнозирования необходимо произвести точный расчет орбиты применительно к техническим характеристикам применяемого измерительного оборудования. С аппаратурой VIIRS, или ей аналогичной, при выбранной практической задаче необходимо предусмотреть возможность создания орбитальной группировки, осуществляющую постоянные измерения инфракрасного излучения поверхностей ИВПП вышеуказанных аэропортов.

Библиографический список

1. Руководство по эксплуатации гражданских аэродромов Российской Федерации (РЭГА РФ-94)
2. Маслаков В.П. Разработка методов и средств прогнозирования льдообразований на аэродромных покрытиях: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук: 05.22.15. – Москва, 1987. - 337 с.: ил.
3. VISIBLE INFRARED IMAGING RADIOMETER SUITE (VIIRS) [Электронный ресурс] // URL: <https://www.jpss.noaa.gov/viirs.html>
4. Atmospheric Infrared Sounder [Электронный ресурс] // URL: <https://airs.jpl.nasa.gov/>
5. CIMSS Satellite Blog [Электронный ресурс] // URL: <http://cimss.ssec.wisc.edu/satellite-blog/archives/category/viirs>
6. Advanced very-high-resolution radiometer [Электронный ресурс] // URL: <http://noaasis.noaa.gov/NOAASIS/ml/avhrr.html>
7. Byrnes, James. Unexploded Ordnance Detection and Mitigation (англ.). — Springer, 2009. — P. 21—22. — ISBN 978-1-4020-9252-7.
8. Baum, Bryan A.; Wielicki, Bruce A. (1992). "On the Retrieval and Analysis of Multilevel Clouds". NASA. NASA Technical Reports Server: 9. hdl:2060/19980008781

**ПАРНЫЕ РАЗЛИЧИЯ В НАДЕЖНОСТИ СПУТНИКОВ НА РАЗЛИЧНЫХ ОРБИТАХ
В ТЕЧЕНИЕ ВРЕМЕНИ**

А. А. Брусков

*Технологический университет им. дважды Героя Советского Союза,
летчика-космонавта А.А. Леонова*

Надёжность уже давно признается в качестве важнейшего признака космических систем и важнейшей метрики при проектировании и оптимизации космических аппаратов. Например, высокая надёжность космического аппарата может быть «приобретена» более качественными, надёжными деталями, резервированием подсистем или более обширными испытаниями перед запуском. К сожалению, несмотря на признание ее важности, в технической литературе имеются ограниченные данные об отказах на орбите и статистический анализ надёжности спутников. В результате в литературе сохраняются несоответствия из-за отсутствия эмпирической основы для решения вопросов, касающихся, например, существования или отсутствия спутниковой «младенческой смертности».

Хотя диапазон применимости предыдущих исследований, четко не определен, существует очевидное несогласие в отношении важного вопроса поведения отказов спутников на орбитах. Однако исследователи надёжности космических аппаратов сходятся во мнении, что экспоненциальное распределение времени жизни не может совпадать с данными, полученными из опыта полета, и что прогнозы надёжности спутника с постоянной частотой отказов нереалистичны.

Основная часть. Для этого исследования мною использована база данных SpaceTrak. Эта база данных предоставляет собой историю отказов и аномалий спутников на орбите, а также истории запусков с 1957 года и считается одной из самых авторитетных в космической отрасли с данными по более чем 6400 космическим аппаратам. Я проанализировал 1584 спутников, и ограничил настоящее исследование спутниками на околоземных орбитах, успешно запущенными в период с 1990 года по 2020 год. Для вычисления надёжности я использовал то, что в базе данных называется отказом I класса, то есть выбытием спутника из-за отказа.

Для каждого космического аппарата я собирал:

- 1) тип его орбиты;
- 2) дата его запуска;
- 3) дата его отказа, если произошел сбой;
- 4) «время выбора», если не произошло отказа.

Ошибки даты и цензура являются стохастическими.

В этой работе я использую оценщик Каплана-Мейера, который лучше всего подходит для работы с тем типом цензуры, который в моей выборке. Оценщик Каплана-Мейера функции надёжности с цензурированными данными задан уравнением (1):

$$\hat{R}(t) = \prod_{\substack{\text{все } i \\ \text{такие, что } t_{(i)} \leq t}} \hat{p}_i = \prod_{\substack{\text{все } i \\ \text{такие, что } t_{(i)} \leq t}} \frac{n_i - 1}{n_i} \quad (1)$$

где:

$$\left\{ \begin{array}{l} t_{(i)} - \text{время до } i - \text{го отказа (в порядке возрастания)} \\ n_i - \text{количество операционных единиц непосредственно перед } t_{(i)} \\ \hat{p}_i = \frac{n_i - 1}{n_i} \end{array} \right. \quad (2)$$

Если в моменты времени отказа имеются связи, скажем, единицы $m_{(i)}$ отказывают точно при $t_{(i)}$ - эта ситуация называется связью кратности m - тогда выражение 2 заменяется на:

$$\hat{p}_i = \frac{n_i - m_i}{n_i} \quad (3)$$

Если время цензуры точно равно времени сбоя, принимаются действия, предполагающие, что цензура произошла сразу после сбоя (то есть на бесконечно малом временном интервале после сбоя).

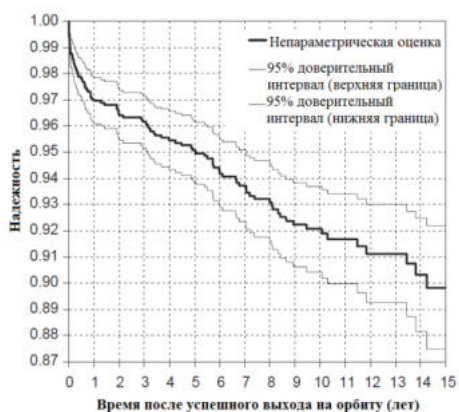
Затем был проведен непараметрический анализ надёжности спутника и продемонстрировано, что распределение Вейбулла с «младенческой смертностью» (т.е. параметр формы меньше единицы) надлежащим образом фиксирует поведение спутников при отказе на орбите. Напомню, что функция плотности вероятности Вейбулла может быть выражена как:

$$f(t; \beta, \theta) = \frac{\beta}{\theta} \left(\frac{t}{\theta}\right)^{\beta-1} \exp \left[-\left(\frac{t}{\theta}\right)^\beta \right], \text{ где } t \geq 0 \quad (4)$$

где β - параметр формы и θ -параметр масштаба, оба неотрицательные. Связанной функцией надёжности Вейбулла является:

$$R(t; \beta, \theta) = \exp \left[-\left(\frac{t}{\theta}\right)^\beta \right] \quad (5)$$

a)



b)

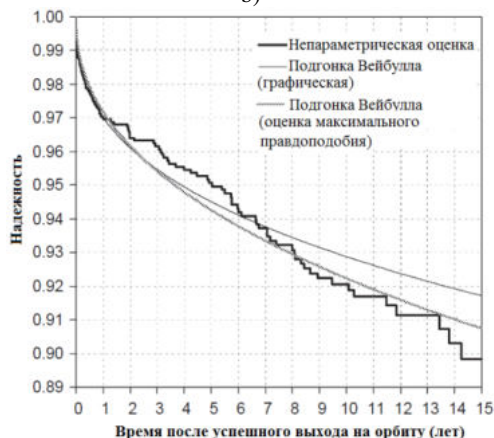


Рис. 1. Надежность спутника с 95% доверительными интервалами (a) и непараметрическая надежность спутника и подгонка Вейбулла (b).

На рисунке 1a представлен результат для непараметрической надежности спутника с 95% доверительными интервалами.

В этой статье я расширяю статистический анализ надежности спутников и исследую надежность спутника на разных орбитах. Моя цель состоит в том, чтобы внести дополнительный вклад в полное выявление механизмов отказа спутников. При этом я выявляю самые «опасные» орбиты, которые управляют ненадежностью спутников.

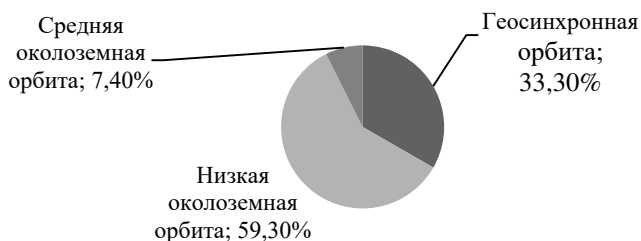


Рис. 2. Распределение спутников по орбитам с 1990 до 2020

Парные различия в надежности спутников в течение времени. Далее определяются временные периоды, в течение которых надежность на разных орбитах показывает сходство или различия в своем поведении.

На рисунке 3 представлена абсолютная разница в надежности спутников для каждой пары орбит: Низкая околоземная орбита/Средняя околоземная орбита (1), Низкая околоземная орбита/Геосинхронная орбита (2) и Средняя околоземная орбита/Геосинхронная орбита (3). Более чем характеризуя амплитуду самой разности, я в конечном итоге стремлюсь определить период времени, в течение которого разность остается приблизительно постоянной, что означает, что две кривые надежности имеют одинаковое поведение. Например, значительное увеличение абсолютной разности в начале времени после успешного ввода орбиты в течение $[0, t_1]$, за которым следует относительно постоянная эволюция разности в течение $[t_1, t_2]$, будет означать, что две кривые надежности не демонстрируют одинакового поведения «младенческой смертности» в течение $[0, t_1]$, но также, что они показывают подобное поведение позже во времени в течение $[t_1, t_2]$. Во-первых, можно заметить, что все три различия подскочат до 1 % в течение первого года после выхода на орбиту.

Этот результат показывает, что спутники находящиеся на одной из трех орбит имеют различное поведение отказа на ранней орбите, то есть они имеют различное поведение «младенческой смертности». Быстрый взгляд на рисунок 3 также показывает, что значительные периоды времени, в течение которых любая из трех разностей надежности остается примерно постоянной, трудно найти. Период внимания в конечном итоге будет составлять от 3 до 6 лет для пары Низкая околоземная орбита /Геосинхронная орбита, но периоды, ответственные за сходства и различия между профилями надежности, явно не определены на рисунке 3.

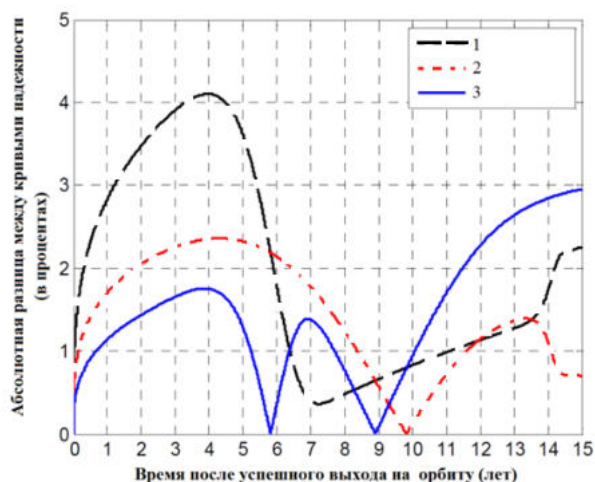


Рис. 3. Парные различия в надежности спутников в течение времени

Чтобы лучше оценить, являются ли надежность и поведение отказов двух различных орбит одинаковыми после данного периода, исследуем их условную надежность. Для изделия, сохранившегося до времени T , условная надежность позволяет вычислить его вероятность выживания в течение дополнительного периода работы, зная, что предмет сохранился до T . Учитывая условные надежности, я могу выполнить сравнительный анализ поведения отказов различных категорий спутников в течение различных периодов времени и путем выборочной фильтрации или игнорирования отказов до времени T . Преимущества этого будут продемонстрированы далее. Используя временные области, показанные на рисунке 4, условная надежность определяется следующим образом:

$$R(t|T) = Pr\{T_F > T + t | T_F > T\} \quad (6)$$

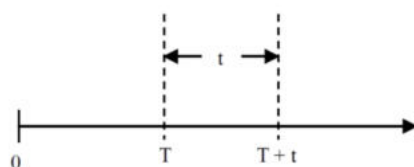


Рис. 4. Временные области для условной надежности

T_F - случайная величина времени до отказа. По определению условной вероятности и функции надёжности (выражение 7) можно свести к:

$$R(t|T) = \frac{Pr\{T_F > T + t\}}{Pr\{T_F > T\}} = \frac{R(T + t)}{R(T)} \quad (7)$$

В данном случае я использую условные достоверности для изучения поведения отказов спутников разных орбитах.

Условная надежность полезна для сравнения двух различных кривых надежности.

Действительно, условная надежность «устраняет» или отфильтровывает отказ системы до времени T . Чтобы проиллюстрировать релевантность этого наблюдения для целей исследования, рассмотрим следующие две системы, первая из которых страдает от значительной «младенческой смертности» в течение $[0; t_1]$ периода, а вторая - нет. Кроме того, две системы имеют одинаковое поведение при отказе в течение периода $[t_1; t_2]$. Кривые надежности этих двух систем будут различными и вряд ли сопоставимыми. Хотя кривые надежности будут четко указывать на разницу в поведении «младенческой смертности» между двумя орбитами, эти кривые не будут идентифицировать сходство в поведении отказа между двумя системами во время $[t_1, t_2]$ периода. Разница между кривыми обусловлена только сбоями во время начального $[0; t_1]$ периода.

Таким образом, установив $T = t_1$, в выражении 7 можно вычислить две условные кривые надежности по $[t_1, t_2]$, и две результирующие кривые будут одинаковыми из-за одинакового поведения отказа в течение этого периода.

Путем фильтрации отказов в течение начального периода, сходство поведения отказов двух систем в течение $[t_1;$ таким образом, можно четко идентифицировать $t_2]$. Следовательно, тщательно выбирая подходящее время T , условная надежность помогает нам разделить воздействие ранних отказов и четко определить периоды аналогичного поведения отказа, если они существуют.

Выводы. Основываясь на параметрических подходах, предоставлен сравнительный анализ надежности, выявляющий сходства и различия в поведении надежности спутников на трех орбитах (геосинхронной орбиты, низкой околоземной орбиты, средней околоземной орбиты). Представлены парные различия в надежности спутников в течение времени.

Библиографический список

1. Башуров, В. В. Марковские случайные процессы в моделировании систем : учебно-методическое пособие / В. В. Башуров, О. А. Башурова, А. П. Садов. — Екатеринбург : , 2017. — 100 с. — Текст : электронный // Лань : электронно-библиотечная система. — URL: <https://e.lanbook.com/book/121376> (дата обращения: 23.01.2022). — Режим доступа: для авториз. пользователей.
2. Брусков, А.А. Моделирование множественных отказов для системы космического аппарата [Текст] / А.А. Брусков, С.Т. Релич // Инновационные аспекты социально-экономического развития региона: сборник статей по материалам участников XI Ежегодной научной конференции аспирантов «МГОТУ» (13 мая 2021 г., наукоград Королев). - М.: Издательство «Научный консультант». – 2021.

3. Лифшиц, М. А. Случайные процессы — от теории к практике : учебное пособие для вузов / М. А. Лифшиц. — 2-е изд., стер. — Санкт-Петербург : Лань, 2021. — 308 с. — ISBN 978-5-8114-7676-3. — Текст : электронный // Лань : электронно-библиотечная система. — URL: <https://e.lanbook.com/book/164710> (дата обращения: 23.01.2022). — Режим доступа: для авториз. пользователей
4. Матальцкий, М. А. Теория вероятностей и математическая статистика: Учебник / Матальцкий М.А., Хацкевич Г.А. - Мн.:Высшая школа, 2017. - 591 с.: ISBN 978-985-06-2855-8. - Текст : электронный. - URL: <https://znanium.com/catalog/product/1012740> (дата обращения: 26.01.2022). — Режим доступа: по подписке.
5. Мещерякова, А. А. Диагностика и надежность автоматизированных систем: Учебное пособие / Мещерякова А.А., Глухов Д.А. - Воронеж:ВГЛУТ им. Г.Ф. Морозова, 2016. - 124 с.
6. McLachlan, G. J., Krishnan, T., The EM Algorithm and Extensions, 2nd ed., New York:Wiley-Interscience, 2008

УДК 533.6.011.5

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВОДОРОДА В КАЧЕСТВЕ ТОПЛИВА В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ

Смирнов А.А.,

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

С каждым годом, проблема поиска новых (альтернативных) источников энергии становится все более актуальной для всего мира. Поскольку многие мировые эксперты приходят к выводу, что уровень добычи нефти подошел к своему наивысшему пределу и дальше будет неуклонно снижаться [1]. В связи с этим, сразу следует то, что цены на продукты переработки нефти будут увеличиваться, впрочем, этому факту мы являемся свидетелями последних лет [2].

Исчерпаемость природных запасов и возрастающая сложность добычи ископаемого топлива, в совокупности с глобальным загрязнением окружающей среды, а также рост энергопотребления из-за развития промышленности, являются основными факторами, которые стимулируют человечество в поисках новых источников энергии.

Данная проблема особо остро встала перед гражданскими авиацией, поскольку увеличение количества перевозок с каждым годом, по данным авиакомпаний, растет, что ведет к увеличению потребления топлива для перелетов. Поэтому идут работы по получению авиатоплива из альтернативных источников: твердых и газообразных углеводородов, а также из биомассы. В качестве наиболее перспективных видов топлив в настоящее время рассматриваются жидкий водород и сжиженный природный газ [3].

Перспектива перехода на новое топливо является комплексным технико-экономическим вопросом. Проблема оценки эффективности использования криогенных и газовых топлив заключается в multidisciplinarности исследуемой химотологической системы «Летательный аппарат – силовая установка – топливо» и сложности физико-химических процессов, протекающих в ее элементах при ее эксплуатации.

В данной работе проводилось исследование возможности использования в качестве топлива, для энергетической установки, водорода в сочетании с жидким кислородом. В роли объекта исследования использовался широко известный жидкостный ракетный двигатель РД-107 – классика советского, а затем и российского ракетно-космического комплекса (рисунок 1).



Рисунок 1 – Двигатель РД-107

Цель данной работы заключалась в исследовании возможности использования альтернативных видов топлива в энергетических установках, а также в сравнении эффективности применяемого горючего перед керосином.

Для решения поставленных задач была изучена и проанализирована научно-техническая литература по тематике работы. Исследованы химические реакции, возникающие в камере сгорания, а также проведена оценка энергетики топлива.

Численное моделирование проводилось в программном пакете ANSYS FLUENT. Задача решалась в осесимметричной постановке. При этом также моделировался процесс смешения и горения компонент топлива.

Стоит отметить, что для упрощения геометрии расчетной области, граница входной области была разбита на множество участков шагом 5 мм. Такое решение позволяет получить в камере сгорания достаточно равномерное смешение компонент топлива, не моделируя при этом форсунки целиком.

Как уже было сказано, на вход в камеру сгорания подавался водород и кислород. При этом была проведена серия расчетов с разными соотношениями компонент топлива на входе. Численный эксперимент показал, что для обеспечения стабильного горения и полного сгорания горючего, процентное содержание водорода на входе должно быть в районе 40%, а концентрация кислорода при этом должна быть не менее 60%. Именно такое соотношение компонент позволило обеспечить равномерный температурный фронт на выходе из КС.

Результаты численного эксперимента с условием переизбытка кислорода, представлены на рисунке 2-4. Анализ картин газодинамических параметров показывает, что полученные результаты согласуются с теоретическими представлениями, и при работе двигателя, не предназначенного для использования в сочетании с водородом, в качестве горючего, не возникает никаких противоречащих газодинамических эффектов.

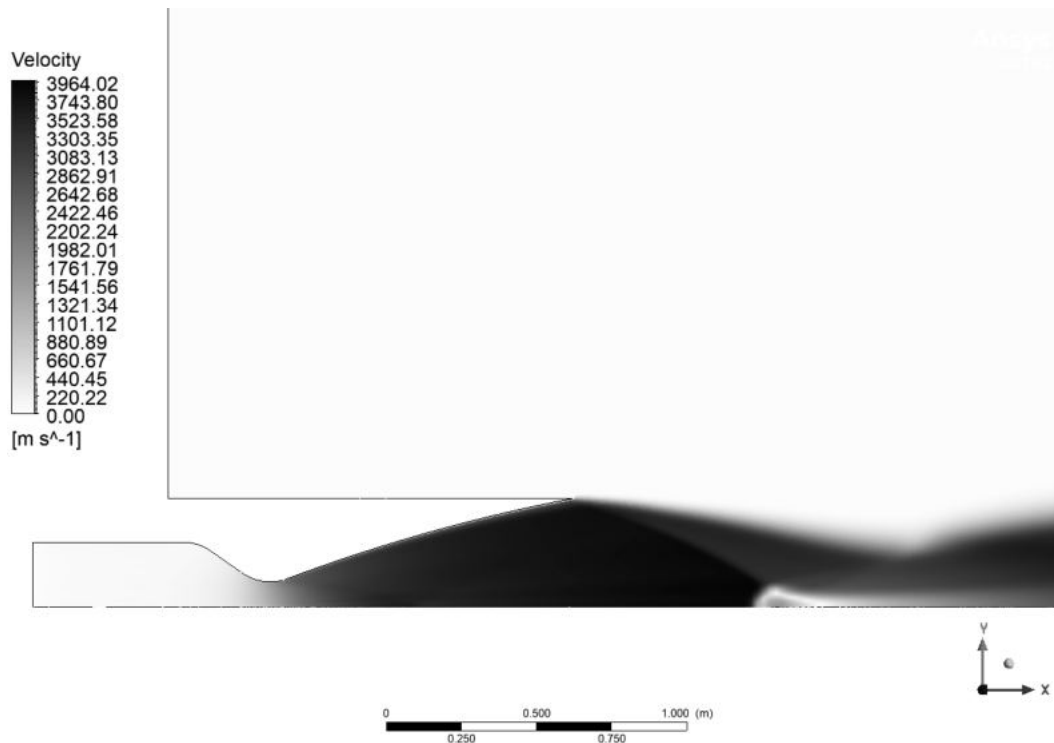


Рисунок 2 – Поле скорости

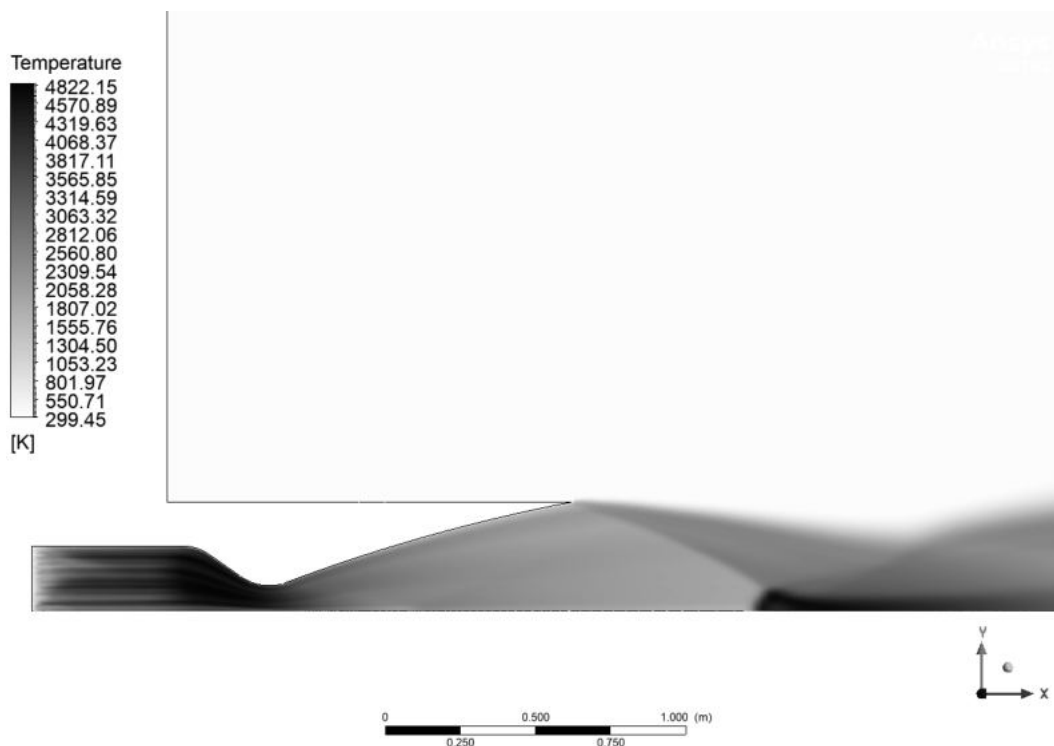


Рисунок 3 – Поле температуры

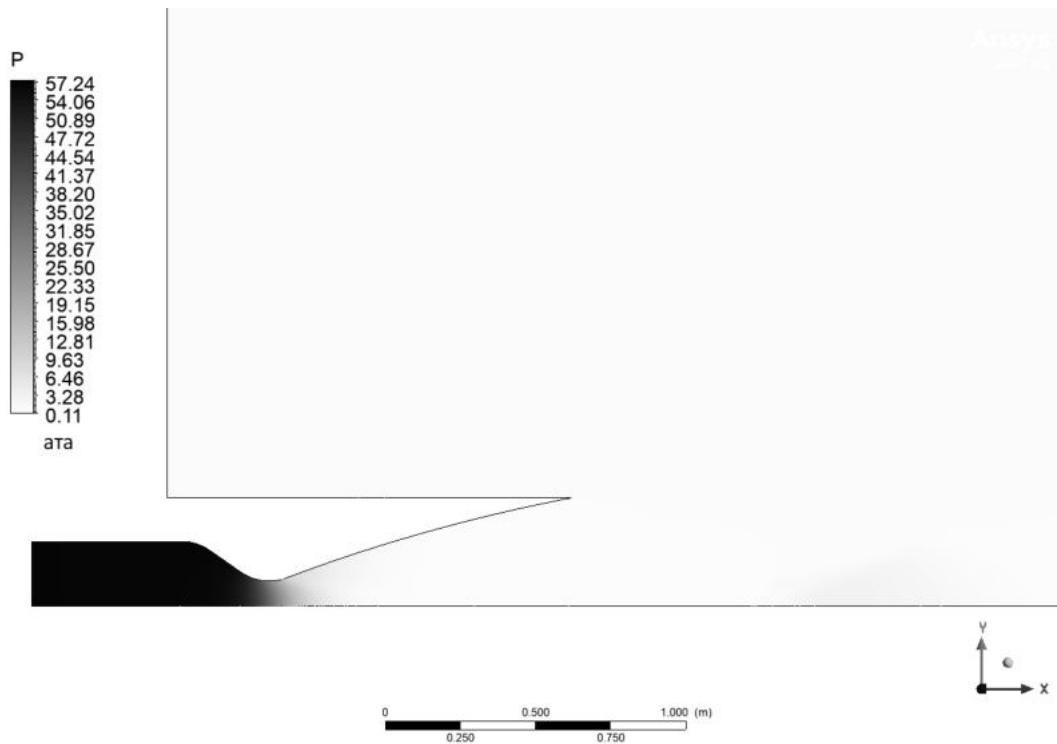


Рисунок 4 – Поле давления

На рисунке 5 показана массовая доля водяного пара образующегося после реакции горения водорода и кислорода. Известно, что при реакции окисления водорода в кислороде преимущественно образуется H_2O . Это одно из ключевых преимуществ водорода перед традиционным топливом – керосином. Но не стоит забывать, что данная реакция имеет весьма сложный механизм и состоит из множества цепей, в ходе которых образуются и другие компоненты. Однако, их концентрация достаточно мала, чтобы говорить о их незначительном вкладе в химический и газодинамический процессы.

Видно, что на границе выхода из КС компоненты горючего и окислителя полностью прореагировали, поскольку массовая доля водорода в данной области равняется нулю, а массовая доля H_2O в области течения струи стремится в единице.

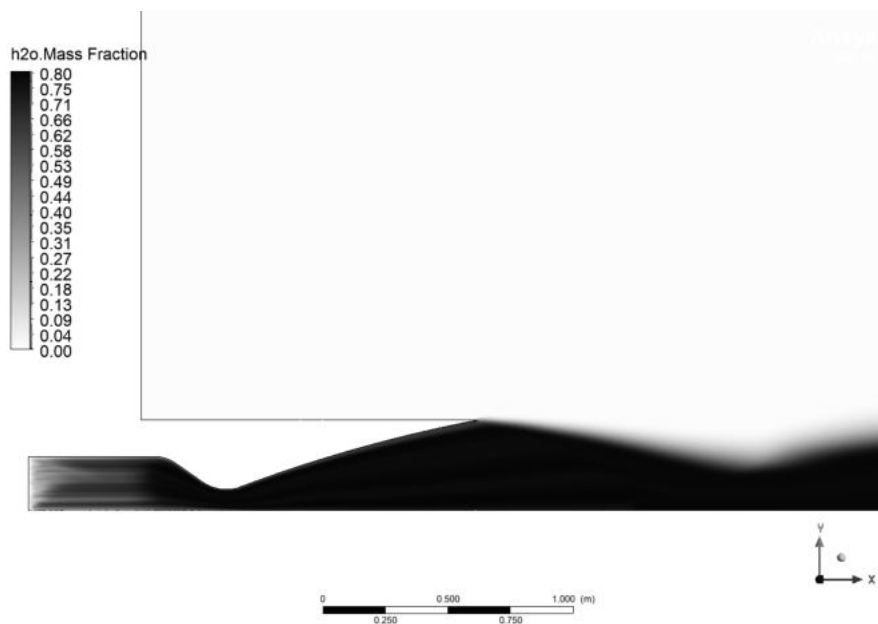


Рисунок 5 – Массовая доля H_2O

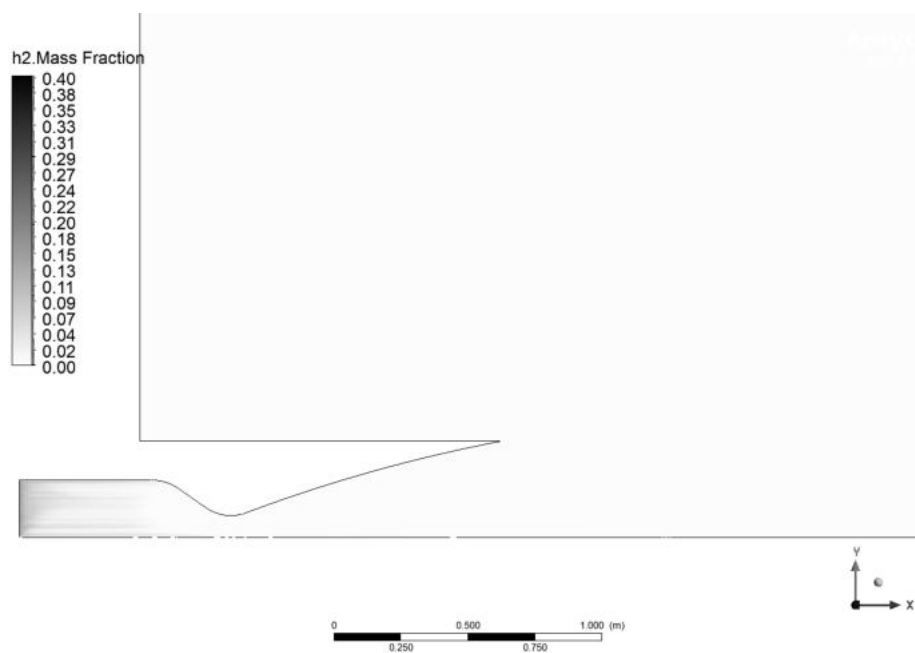


Рисунок 6 – Массовая доля H₂

Помимо этого, использование водорода также привело к увеличению удельной тяги двигателя на 20% в сравнении с керосином.

В ходе проделанной работы было установлено, что применение альтернативных видов горючего, возможно даже на энергетических установках, изначально не предполагавших использование водорода для своей работы. Однако, ключевым фактором, который определяет возможность применения водорода, является температура. В ходе численного эксперимента температура в локальных областях достигала 4800 К. Как известно ни один существующий материал не способен выдержать такую тепловую нагрузку, поэтому появляется вопрос об охлаждении стенок сопла и камеры сгорания, во избежание разрушения двигателя.

Полученные результаты могут послужить для новых работ в данной теме. А поскольку наработок по данной тематике практически нет, проведенный численный эксперимент является весьма актуальным.

Библиографический список

1. Новости авиации. Avia.Pro. Авиа новости. [Электронный ресурс] // Официальный сайт Avia.Pro. Электрон.дан. [Б. м.], 2021. URL: <https://avia.pro> (дата обращения 21.11.2021).
2. Санкт-Петербургская Международная Товарно-сырьевая Биржа [Электронный ресурс] // Официальный сайт Санкт-Петербургская Международная Товарно-сырьевая Биржа Электрон. дан. [Б. м.], 2021. URL: <https://spimex.com> (дата обращения 21.11.2021).
3. Андреев В.А., Борисов В.Д., Климов В.Т., Малышев В.В., Орлов В.Н. Внимание газы: криогенное топливо для авиации. – М.: Московский рабочий, 2001.

УДК 629.786.2

ПРОЕКТ ОРБИТАЛЬНОЙ ЗАПРАВОЧНОЙ СТАНЦИИ

В. В. Мырзин, М. С. Бонарь, А. А. Бурмистров

7-ая научная рота ВИТ «ЭРА»

Аннотация: продление сроков активного существования космических аппаратов на орбите является насущной проблемой в современной космонавтике. Разработан проект автоматической орбитальной заправочной станции, которая позволяет осуществлять заправку спутников непосредственно через топливозаправочные разъемы, а также содержит в себе комплект универсальных буксиров. Разработанные космические буксиры выполнены согласно стандарту CubeSat и представляют собой автономные разгонные блоки, которые стыкуются со спутниками на орбите.

Ключевые слова: малые космические аппараты, орбитальная заправочная станция, стыковка, стандарт CubeSat, дозаправка на орбите.

В современной космонавтике наблюдается существенное увеличение количества космических аппаратов на орбите. Это связано, прежде всего, с развитием электроники и различных систем, позволяющих малым космическим аппаратам выполнять поставленные задачи с тем же уровнем эффективности, что и их более крупные аналоги. Объединение малых космических аппаратов в многочисленные группировки позволяет еще сильнее повысить эффективность выполнения поставленных задач. В работе таких группировок важно своевременно заменять аппараты, вышедшие из строя, чтобы не допустить сбоев в работе систем. Однако уменьшение размеров аппарата

влияет на характеристики аппарата, и в их число входит срок активного существования космического аппарата. Срок активного существования – это период, когда спутник способен выполнять поставленные перед ним задачи с требуемым уровнем эффективности. Срок активного существования – это самая важная характеристика космического аппарата, и её способны сократить следующие факторы:

1. Срок эксплуатации целевого оборудования;
2. Срок эксплуатации бортовых систем и их элементов, таких как: система энергоснабжения, система обеспечения теплового режима, система управления движением;
3. Запасы топлива на борту аппарата.

Самый значимый фактор сокращения срока активного существования в наши дни – конечный запас топлива на борту космического аппарата. Это проблема ощущается еще острее для малых космических аппаратов в силу их малых габаритов. На данный момент общепринятое решение – увеличение объемов топлива в аппарате при проектировании и запуске. Однако подобное решение влечет за собой увеличение массы аппарата и стоимости его запуска. В качестве альтернативного решения проблемы предлагается заправлять космические аппараты непосредственно на орбите. Такой подход позволяет увеличить внутренний объем, отводимый под целевую аппаратуру, а также увеличить прибыль, получаемую с одного космического аппарата за счет продления срока эксплуатации.

Существуют различные способы реализации заправки космических аппаратов на орбите [1]:

1. Орбитальные заправочные станции;
2. Космические буксиры;
3. Ремонтно-заправочные космические аппараты.

Каждый из предложенных вариантов имеет собственные достоинства и недостатки. В частности, орбитальные заправочные станции имеют большой запас топлива и могут менять свое положение на орбите, но не могут обслуживать аппараты, полностью истратившие запасы топлива, а также требуют универсальной стыковочной системы для дозаправки [2]. Космические буксиры способны взаимодействовать с любыми аппаратами, однако обладают существенно меньшими запасами топлива и очень требовательны к системам стабилизации и ориентации. А ремонтно-заправочные космические аппараты не способны выполнять заправку с требуемым уровнем эффективности, а также обладают высокой стоимостью и сложным устройством. Таким образом, все перечисленные варианты могут быть использованы, но не обеспечивают надежного выполнения задач по заправке космических аппаратов. Именно по этой причине предлагается объединить три этих варианта в единую систему, которая может выполнять функции всех трех компонентов.

Результатом такого объединения стал проект автоматической орбитальной заправочной станции (см. рис. 1, 2).

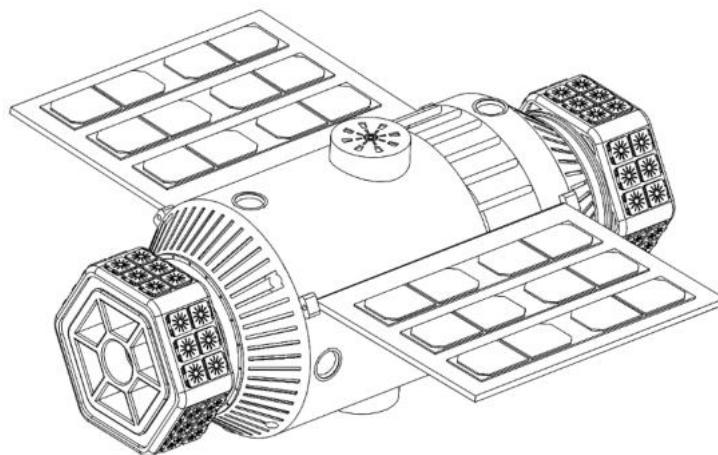


Рис. 1. Автоматическая орбитальная заправочная станция

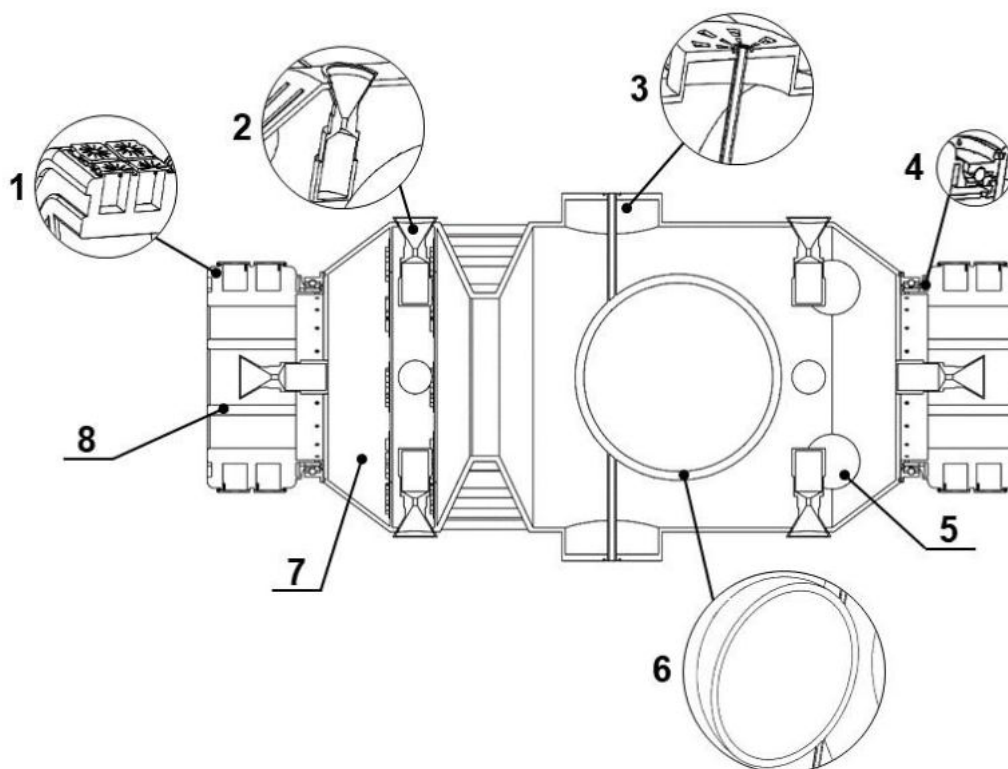


Рис. 2. Заправочная станция в разрезе. 1 – пусковая камера с буксиром внутри; 2 – двигательная установка системы управления движением; 3 – специальный заправочный интерфейс; 4 – подшипниковый узел; 5 шар-баллон газа наддува; 7 – приборный отсек; 8 – пусковой модуль

Станция состоит из центрального отсека, разделенного на две части, и заменяемых пусковых модулей. Эти основные элементы станции отвечают за выполнение разных целевых задач, обеспечивая заправку и буксировку малых космических аппаратов в различных ситуациях.

Центральный блок станции служит для размещения топлива и стыковки пусковых модулей, именно этот блок является «сердцем» изделия. Он отвечает за заправку стыкуемых к станции аппаратов, выработку электроэнергии и ее распределение, обеспечение связи с Землей и другими спутниками, а также за отправку универсальных космических буксиров по местам назначения. Для выполнения всего спектра обозначенных задач станция содержит все основные элементы, характерные для космических аппаратов.

Снаружи корпуса располагаются солнечные панели, обеспечивающие автономную работу станции и ее независимость от внешних источников энергии. Центральный блок разделен на два отсека. В первом отсеке расположен топливный бак и шар-баллоны наддува, а во втором отсеке – вся бортовая электроника и системы связи.

Топливный отсек занимает большую часть пространства центрального блока, так как бак, расположенный внутри нее, выполнен из эластичного материала и заполняет весь предоставленный объем. Такое решение позволит размещать на борту станции максимальное количество топлива, одновременно с этим существенно упрощая конструкцию заправочной системы станции. Для работы станции используется монотопливо, что уменьшает протяженность внутренних коммуникаций. Заправка космических аппаратов при стыковке к станции осуществляется при помощи специальных заправочных разъемов, расположенных снаружи (см. рис. 3). При помощи этих разъемов обеспечивается стыковка и удержание аппарата, после чего по топливозаправочным магистралям из бака перекачивается топливо под действием давления газа наддува на стенки эластичного бака. Помимо заправки аппаратов, эти же разъемы позволяют заправлять топливный бак станции при пополнении запасов топлива с Земли, тем самым существенно продлевая срок активного существования.

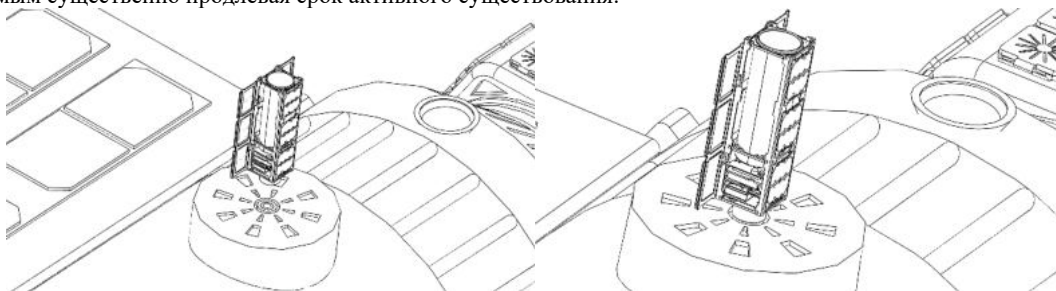


Рис. 3. Процесс стыковки космического аппарата к станции для дозаправки

Приборный отсек станции отвечает за электроснабжение всех систем – здесь расположены аккумуляторы, различные платы и коммуникации. Здесь же расположена система обеспечения теплового режима станции, а также бортовой компьютер, система связи и различные блоки ориентации и навигации. Приборную секцию можно назвать «мозгами» станции. За счет этого оборудования станция будет обеспечивать стыковку с аппаратами в

автоматическом режиме, а также просчитывать траекторию движения универсальных космических буксиров до точек назначения.

Сами универсальные буксиры располагаются в ячейках сменных пусковых модулей, закрепляемых через подшипниковый узел на центральной блоке станции. Каждый пусковой модуль содержит в себе 36 универсальных космических буксиров. В общей сложности при запуске на станции будут располагаться 72 буксира. Когда в одном из пусковых модулей заканчиваются буксиры, он отстреливается от станции, а на его место может быть пристыкован новый модуль, отправленный с Земли.

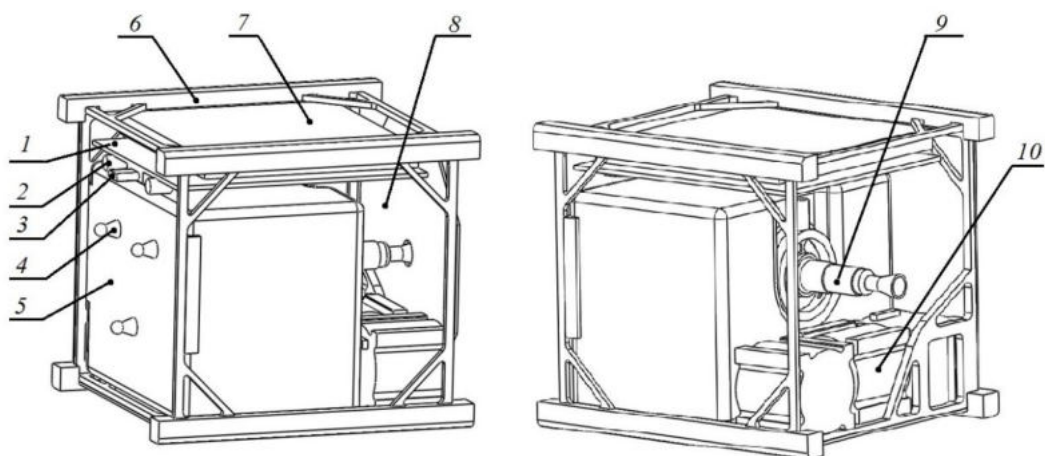


Рис. 4. Универсальный космический буксир форм-фактора 1U

Универсальный буксир выполнен согласно стандарту CubeSat форм-фактора 1U (см. рис. 4) [3]. Универсальный буксир представляет собой разгонный блок, который пристыковывается к космическим аппаратам и переходит под их управление. Основное внутренне пространство буксира занимает несущий топливный бак 5. С баком жёстко соединён жидкостный ракетный двигатель 9. В качестве топлива используется монотопливо типа LMP-103S [4]. Тяга двигателя 9 передаётся через несущий бак 5 силовой раме 6, к которой крепятся все элементы конструкции. Три независимых двигателя угловой ориентации 10 позволяют управлять буксиром по тангажу, рысканью и крену. Управление двигателями, а также всеми электронными компонентами осуществляется микроконтроллером, входящим в состав платы управления 1. На плате также размещаются видеокамеры 2, используемые для стыковки с космическим аппаратом. Механический агрегат стыковки пассивного типа 4 размещён на передней грани топливного бака. При стыковке с космическим аппаратом соединяются электрические схемы целевого аппарата и буксира через разъём 3. Питание всего электрооборудования осуществляется с помощью аккумуляторной батареи 7. Система обеспечения теплового режима буксира представлена радиатором 8 и ведущими к нему тепловыми трубками (на рисунке не представлены). Система электропроводки также на рисунке не представлена.

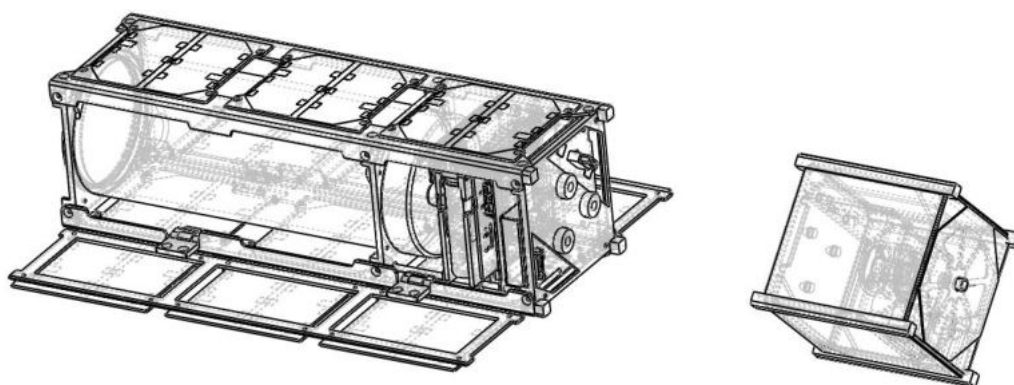


Рис. 5. Процесс сближения космический буксира с малым космическим аппаратом

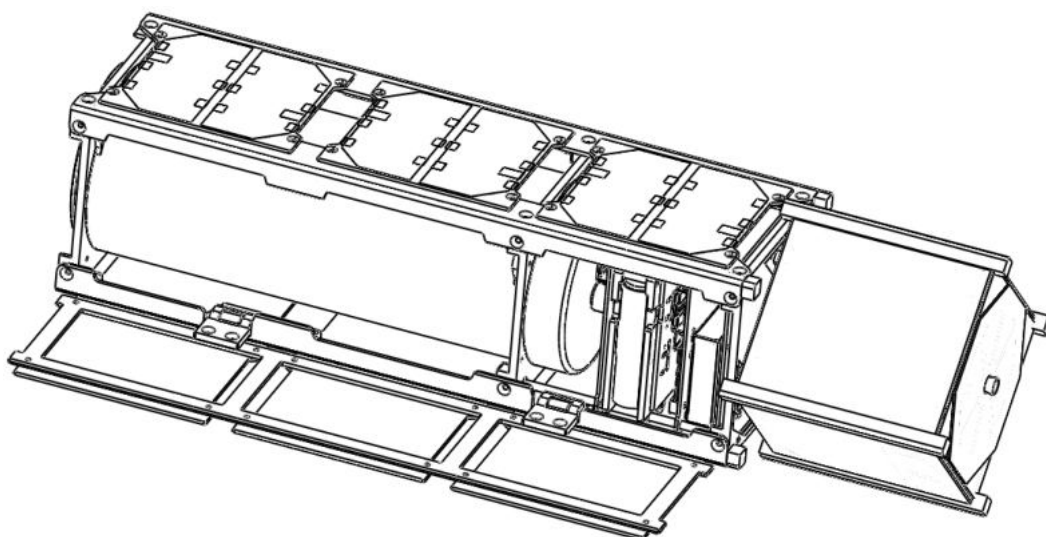


Рис. 6. Малый космический аппарат с универсальным буксиром после стыковки

Для того, чтобы универсальный буксир мог стыковаться со спутником, второй должен иметь совместимый агрегат стыковки установленного типа. Универсальный буксир обладает достаточным запасом топлива и развитой системой ориентации, чтобы самостоятельно преодолеть расстояние от станции до целевого космического аппарата. Выравнивание буксира перед стыковкой (см. рис. 5) осуществляется посредством ориентации буксира по меткам, которые нанесены непосредственно у принимающего агрегата стыковки спутника. С помощью технологии компьютерного зрения буксир анализирует взаимное расположение, двигателями ориентации корректирует его и производит стыковку. После механической стыковки (см. рис. 6) осуществляется соединение электрических схем космических объектов, после чего буксир полностью переходит под управление спутником. Стоит отметить, что на текущий момент ни один космический аппарат не обладает подходящими стыковочными агрегатами, поэтому прежде всего необходимо внедрение стандарта стыковки. При этом универсальные буксиры будут совместимы не только со спутниками CubeSat, но и с любыми другими спутниками, обладающими соответствующими стыковочными интерфейсами.

В заключение можно отметить, что создание автоматической орбитальной заправочной станции обеспечит:

1. Повышение срока активного существования космических аппаратов;
2. Снижение частоты обновления орбитальной группировки космических аппаратов за счёт их дозаправки;
3. Создание предпосылок для отработки передовых технологий спутникостроения в области единых стандартов проектирования и разработки космических аппаратов.

Все вышеперечисленные возможности могут быть реализованы благодаря двум основным функциям станции: дозаправке аппаратов на орбите и использованию универсальных космических буксиров для взаимодействия с малыми космическими аппаратами со стандартизированными разъемами. Дальнейшие работы по модернизации проекта станции могут быть направлены, во-первых, на расширение перечня обслуживаемых космических аппаратов путем создания линейки буксиров с различными техническими характеристиками, а во-вторых, на повышение автономности станции за счет возврата буксиров на станцию для их дозаправки и повторного использования.

Библиографический список

1. Катыкалов, В.Б. Космические услуги и операции: состояние и перспективы // Воздушно-космическая сфера. № 2. – 2020. – с. 72-80.
2. Orbit Fab – Gas Stations in Space [Электронный ресурс] // Orbit Fab: URL: <https://orbitfab.com> (дата обращения: 18.04.2022).
3. Cubesat [Электронный ресурс] // Cubesat: URL: <https://cubesat.org> (дата обращения: 16.04.2022).
4. Wilhelm, M., Negri M., Ciezki H., Schlechtriem S. Preliminary tests on thermal ignition of AND-based liquid monopropellants // Acta Astronautica. № 158. – 2019. – с. 388-396.

УДК 689

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИ ОПТИМАЛЬНОЙ РАКЕТОМОДЕЛИ С ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ РАЗДЕЛЕНИЕМ СТУПЕНЕЙ

Д. Д. Михайлов, Н. Е. Михайлова

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

В рамках участия в молодёжном научно-образовательном проекте «Воздушно-инженерная школа, CanSat в России» проектной группой СКБМ «Военмеха» была разработана конструкция модели ракеты-носителя «Гамма».

При разработке были поставлены следующие задачи:

- Обеспечить разделение ступеней за счёт энергии газов, истекающих из сопла второй ступени («Горячее» разделение ступеней);
- Обеспечить наименьшее возможное аэродинамическое сопротивление;
- Обеспечить наименьшую возможную вероятность отрыва потока при движении в условиях нестационарного набегающего потока;

- Обеспечить устойчивость модели на траектории, при этом снизив вероятность завала и мощность флаттера изделия во время старта при сильном боковом ветре;
- Обеспечить прочность стабилизаторов в зоне стыка.

Для обеспечения наименьшего возможного аэродинамического сопротивления было проведено исследование лобового сопротивления различных головных обтекателей в программе AutodeskCFD (рис. 1) и в ней же определён угол скоса потока у первой ступени для получения угла донного конуса (рис. 2). Для второй ступени угол донного конуса определялся конструктивными требованиями минимальной массы и общей длины модели. При моделировании турбулентного течения использовалась стандартная k-ε модель. Результаты исследования силы лобового сопротивления для различных форм головного обтекателя при прочих равных приведены в табл. 1.

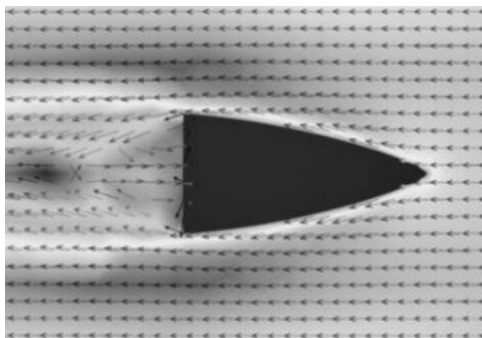


Рис. 1. Моделирование течения газа вокруг головного обтекателя

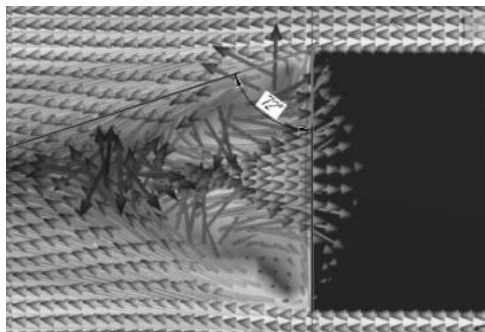


Рис. 2. Измерение угла донного конуса

Таблица 1
Исследование лобового сопротивления различных головных обтекателей

Тип обтекателя	Параметр формы				Сила сопротивления	
	Калибр	Длина	Шаг (показатель)	Хорда	Пиковая (V=200)	Маршевая (V=140)
Конус	70	150	-	-	70,61	33,94
Оживальная			50	22	72,50	35,71
				24	67,10	32,25
				26	65,30	30,10
				28	62,64	29,91
Фон-Карман			-	62,61	29,90	
Парабола				62,37	29,78	
Степень			0,5	63,32	30,26	
Полупарабола			-	60,77	29,10	
Эллипс				67,55	33,30	
Полусфера		35	-	-	147,11	70,44
Фон-Карман		130		63,90	31,50	
Парабола				68,78	32,94	
Степень		0,5		64,44	31,77	
Полупарабола		-		67,25	32,20	
Эллипс				70,09	34,55	
Фон-Карман		110		70,01	33,52	
Парабола				68,96	34,00	
Степень		0,5		66,77	31,97	
Полупарабола		-		71,95	35,47	
Эллипс	73,57		35,23			

Также, для обеспечения наименьшего лобового сопротивления, но должной прочности стабилизаторов был выбран профиль НАСА0009 и их толщина 2 мм.

Кроме того, из соображений минимального лобового аэродинамического сопротивления, в которые входит и уменьшение потерь на вязкое трение, выбраны следующие пропорции ракеты [1]:

- Длина модели: $15 \cdot D$;
- Длина головного обтекателя: $2,3 \cdot D$;

Для обеспечения наименьшей возможной вероятности отрыва потока при движении в условиях нестационарного набегающего потока было принято решение исключить все перепады диаметра модели, что обеспечит ламинарное течение вдоль модели на любой дозвуковой скорости (ракета движется на дозвуковых скоростях). Для решения данной задачи была выбрана форма головного обтекателя со скруглённой носовой частью, что также снижает вероятность отрыва потока [1]. Кроме того, выбранная форма обеспечивает плавность формы на её стыке с цилиндрической частью корпуса.

Для обеспечения устойчивости модели на траектории, и при этом снижения вероятности завала и мощности флаттера изделия во время старта при сильном боковом ветре применены следующие технические решения:

Коэффициент запаса устойчивости был выбран равным $0,9 - 1,1$, что обеспечивает уменьшение опрокидывающего момента по сравнению с рекомендуемыми в большинстве источников значениями ($1,5 - 2,5$). За счёт снижения запаса устойчивости также уменьшилась площадь стабилизаторов, что также уменьшило потери на вязкое трение. За счёт уменьшения опрокидывающих моментов было также получено снижение мощности флаттера при старте модели в условиях сильного бокового ветра. Таким образом, площадь стабилизаторов была получена как:

$$S = 0,7 \left(15D^2 + \frac{2,3D^2}{2} \right).$$

Поскольку вторая ступень может испытывать дополнительные аэродинамические нагрузки в момент разделения, площадь стабилизаторов второй ступени была выбрана половиной общей площади, для увеличения устойчивости. Проверочный расчёт показал, что такой метод не ухудшил общую устойчивость модели, но увеличил устойчивость её второй ступени.

Практические испытания также покажут, насколько влияет уменьшение размаха стабилизаторов на их эффективность из-за величины пограничного слоя у потока в хвостовой части модели [1, 2, 3]. Возможна модификация в виде увеличения размаха стабилизаторов и уменьшения их числа (с восьми до шести).

Для обеспечения прочности стабилизаторов было решено применить восемь стабилизаторов, что обеспечило уменьшение их размаха и, как следствие, небольшую величину изгибающего момента в месте их стыка с корпусом модели [4].

Для обеспечения разделения «Горячего» разделения ступеней были применены следующие технические решения:

- Разработан межступенной отсек для принятия нагрузки от давления истекающих газов и их отвода от места истечения в момент разделения ступеней (рис. 3);
- Установлены цилиндрические направляющие на линейных подшипниках для обеспечения соосного разделения ступеней;

И проведены следующие расчёты:

- Расчёт скорости истечения газов из сопла;
- Измерение силы трения на подшипниках;
- Расчёт силы, действующей на межступенной отсек при заданной скорости истечения;

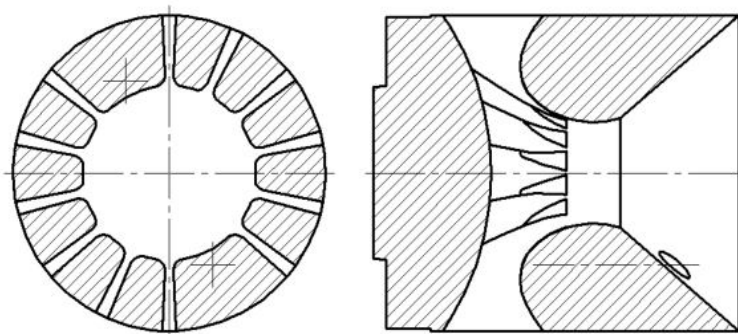


Рис. 3. Межступенной отсек

Форма дна отсека была выбрана из соображений наименьшего аэродинамического сопротивления во время движения модели до разделения ступеней и обеспечения простоты расчёта процессов, протекающих вблизи него.

Скорость истечения газов из сопла в данный момент времени была рассчитана следующим образом:

Имеется двигатель, с заданным профилем тяги и массовым расходом. Известно, что давление на выходе из сопла примерно равно $2 \cdot p_n$. Тогда из формулы тяги можем выразить:

$$P = \dot{m}u + F_a(p - p_n) \rightarrow u = \frac{1}{\dot{m}} (P - F_a(p - p_n))$$

Полученные значения в результате расчёта представлены на графике (рис. 4).

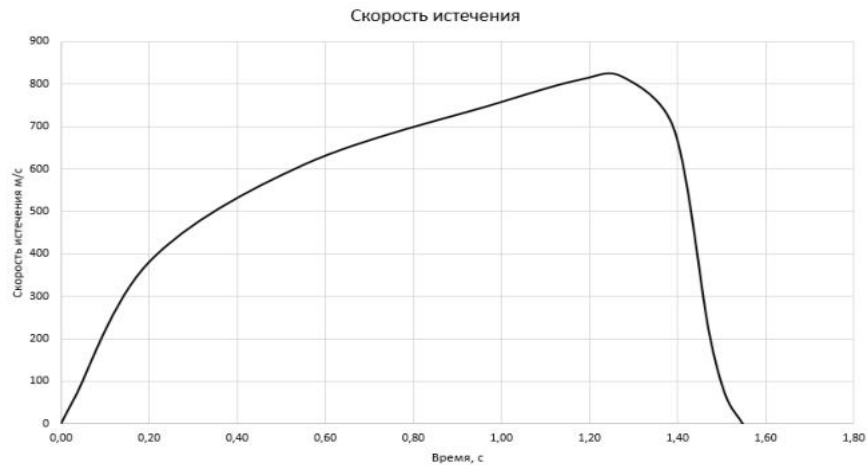


Рис. 4. Зависимость скорости истечения газов из сопла двигателя от времени

На основе этих результатов был произведён расчёт в AutodeskCFD для выбранных размеров проёмов в корпусе межступенного отсека (рис. 5). В результате получилось, что отделение гарантированно произойдёт через 0,4 с после запуска двигателя, т. к. к этому моменту скорость истечения газов из сопла двигателя достигнет такого значения, при котором сила, действующая на межступенной отсек, пятикратно превысит необходимую для отделения (рис. 5). При проектировании межступенного отсека также была учтена возможность прогорания его дна и была конструктивно обеспечена прочность и устойчивость к кратковременным температурным воздействиям.

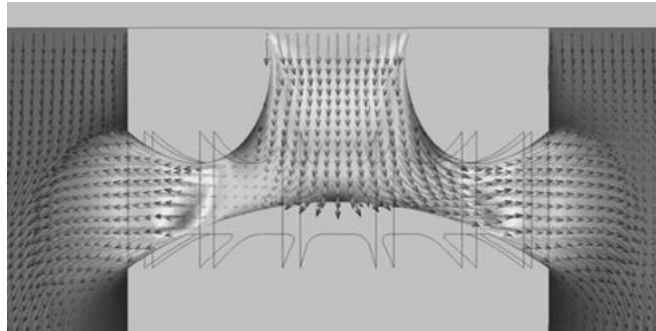


Рис. 5. Моделирование движения газа внутри межступенного отсека при пуске второй ступени

В процессе проектирования был выполнен баллистический расчёт траектории полёта модели в программе MatLab методом Рунге-Кутты. В основу расчёта была заложена математическая модель на основе уравнения Мещерского, спроецированного на оси скоростной системы координат при следующих допущениях:

- Угол атаки принимается малым;
- Влияние кривизны Земли не учитывается;
- Поток вокруг модели принимается эквивалентным k-ε модели AutodeskCFD;
- Не учитывается высотная характеристика тяги за незначительностью влияния;
- Тяга принимается равной значениям указанным в техническом описании к двигателю.

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = R - m(t)g - \frac{1}{2} c_x(M) S V^2 \rho_0 e^{\frac{-y_c}{10000}} \\ \frac{dy_c}{dt} = V \end{cases} \quad (1)$$

Коэффициент лобового сопротивления был рассчитан при помощи программы AutodeskCFD и использован как эмпирическая табличная зависимость от числа Маха (1).

В результате проектирования были получены следующие технические характеристики модели (рис. 6):

- Калибр: 70 мм;
- Длина: 1 040 мм;
- Длина головного обтекателя: 150 мм;
- Приблизительная стартовая масса: 1 700 г;
- Апогей: 1 700 м;
- Максимальная скорость подъёма: 210 м/с;
- Максимальная перегрузка: 8,2 g;

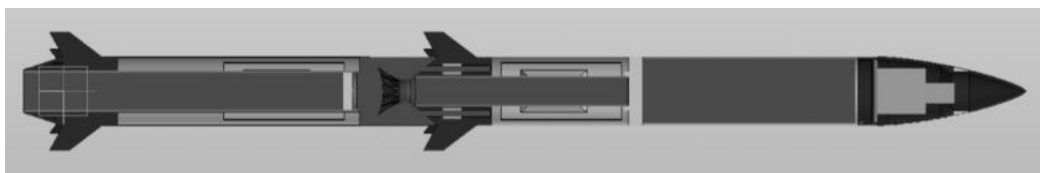


Рис. 6. Общий вид модели

На данный момент разработка модели завершена. Начат этап прототипирования и доработки модели в соответствии с результатами пробных пусков.

Библиографический список

1. Петров К. П., Аэродинамика ракет: Учебное пособие. – М.: «Машиностроение», 1977 – 136 с.
2. Калугин В. Т., Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004 – 688 с.
3. Абрамович Г. Н., Прикладная газовая динамика: Учебное пособие. – М.: «Наука», 1976, 888 с.
4. Кудрявцев В. Н., Детали машин: Учебник для машиностроительных специальностей вузов. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отделение, 1980 – 136 с.

УДК 629.78

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ГИБРИДНОЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Р. Р. Хамадов

Московский авиационный институт (Национально исследовательский университет)

Введение

В настоящее время мировые корпорации по предоставлению космических услуг при решении целевых задач все большее предпочтение отдают малым космическим аппаратам (МКА). Также проектирование малых космических аппаратов является приоритетным направлением развития науки техники и технологии РФ (Указ президента РФ от 07 июля 2011 года). Данная тенденция связана с тем, что МКА проще в изготовлении и дешевле при запуске. Плановое повышение требований к решаемым задачам с помощью МКА приводит к повышению требований к полезным нагрузкам (ПН) используемых на борту для решения задач, а это в свою очередь приводит к необходимости развития внутренних систем МКА.

Важной отраслью решаемых задач с помощью спутников и их орбитальных группировок является дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ). Получение снимков при ДЗЗ осуществляется с помощью оптических или радиолокационных приборов. Использование мощных приборов для получения снимков более высокого разрешения предъявляет высокие требования к системе энергоснабжения (СЭП) аппарата.

СЭП является одной из неотъемлемых систем любого космического аппарата. Она представляет собой совокупность систем выработки, хранения и последующего обеспечения потребителей электроэнергией.

В настоящее время в системах хранения электроэнергии (СХЭ) МКА все чаще отдают предпочтение литий-ионным аккумуляторам. Это связано с лучшими по сравнению с ранее использовавшимися СХЭ характеристиками.

В то же время особенностью полезной нагрузки спутников ДЗЗ является потребление высоких мощностей в течение коротких периодов времени. Для обеспечения таких потреблений приводит к использованию более тяжелых блоков химических аккумуляторов (БХА). Это связано с тем, что для обеспечения потребления высоких мощностей блоку химических аккумуляторов необходимо разряжаться на глубину не более 20%. В связи с этим СЭП должна иметь избыточный объем, и соответственно, массово-габаритные параметры.

Актуальность темы заключается в уменьшении массово-габаритных параметров малого космического аппарата при неизменных значениях и качестве выдаваемого тока для импульсного потребления полезной нагрузкой.

В свою очередь уменьшение массово-габаритных параметров МКА влечет за собой экономическую эффективность в процессе запуска и реализации МКА.

Устройство ионисторов и возможность их применения в СЭП МКА

Одним из существенных ограничений малых космических аппаратов является их ограниченная способность обеспечивать полезную нагрузку с высоким энергопотреблением из-за ограничений по допустимой массе и объема АБ.

Для повышения мощности полезной нагрузки предлагается использования нового типа космических силовых систем, использующий ионисторы. Они сочетают в себе высокую энергоэффективность при сохранении небольшой массы и объема по сравнению с обычными АБ, хотя и уменьшается плотность энергии.

По своей конструкции ионистор – это электрохимическое устройство и представляет собой конденсатор с электролитом и двойным электрическим слоем на границе раздела электрода и электролита. Устройство ионистора представлена на рис. 1.



Рис.1. Устройство ионистора

Ионистор по своим параметрам находится между аккумуляторами и конденсаторами. Но процесс развития данной технологии расширяет возможности его применения.

Конструктивно в ионисторах подразумевается большая площадь обкладок, но при этом двойной электрический слой имеет очень маленькую толщину. В следствие энергетическая емкость увеличивается пропорционально площади увеличению площади поверхности электрода. Из-за этого суммарная емкость составляет от нескольких фарад до нескольких тысяч фарад с номинальным напряжением от 2 В до 4 В.

Проект гибридной системы электропитания МКА

Уникальные задачи, которые ставятся перед каждым МКА определяют потребность построения оптимального варианта СЭП с наиболее эффективными способами генерирования, хранения и преобразования электрической энергии. Также возникает необходимость повышать надежность и сроки эксплуатации СЭП, но при этом уменьшая ее массово-габаритные параметры.

Для оптимизации удельноэнергетических, массово-габаритных параметров предлагается использование в МКА с пиковыми кратковременными нагрузками комбинированную систему хранения энергии: АБ и блока ионисторов представленную на рис. 2.

Данная система состоит из:

1. Солнечной батареи;
2. Шунтового регулятора напряжения;
3. Система управления;
4. DC/DC повышающий преобразователь;
5. Блок хранения энергии, которая состоит из:
 - а. Аккумуляторной батареи;
 - б. Блока ионисторов.

В современных МКА система генерирования электроэнергии имеет разветвление на две шины: шину питания бортовой аппаратуры (34 В) и шину питания полезной нагрузки (100 В).

Особенность предлагаемой системы в комбинированном блоке хранения энергии. Постоянная, практически неизменяемая нагрузка на шине питания бортовой аппаратуры будет запитываться аккумуляторными батареями, последовательно соединенными в блок аккумуляторов напряжением 34 В.

Пиковые, кратковременные нагрузки, возникающие на шине полезной нагрузки, предлагается запитать ионисторами, собранными последовательно в блок ионисторов напряжением 100 В.

Данное решение позволит уменьшить массу аккумуляторных батарей, требуемых для обеспечения питанием пиковых нагрузок в течении большого количества циклов заряда/разряда за счет уменьшения требуемой емкости АБ для реализации данных задач.

Для выбора оптимальных параметров элементов системы и подтверждения работоспособности данных параметров проведем расчет и математическое моделирование СЭП МКА.

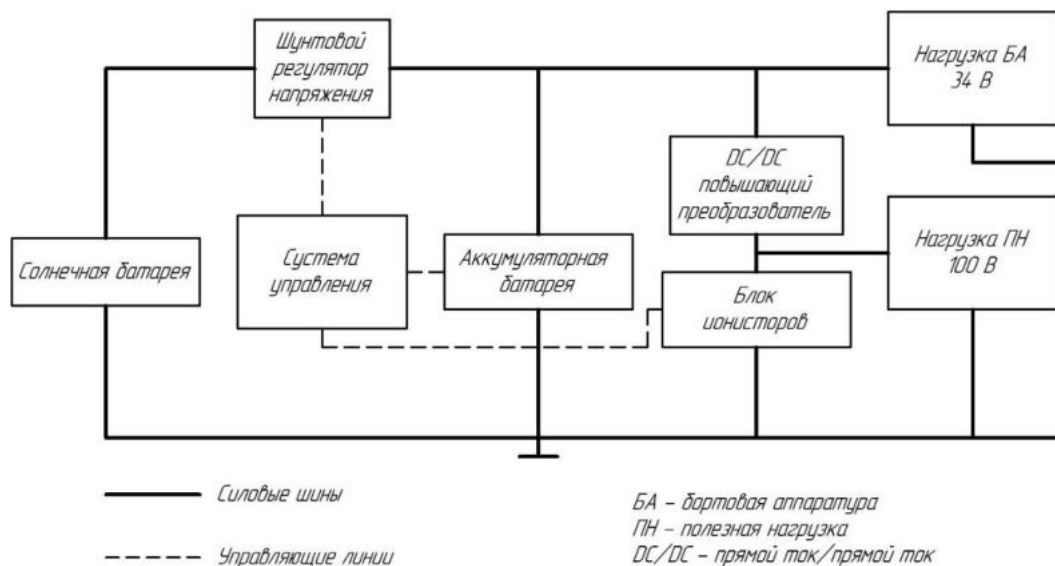


Рис. 2. Общая схема СЭП

Расчет параметров СЭП МКА

В процессе анализа существующих и функционирующих МКА, выполняющих задачи ДЗЗ, были сформулированы следующие исходные требования к СЭП:

1. МКА имеет 2 шины питания:
 - а. Бортовая аппаратура запитывается номинальным напряжением 34В;
 - б. Полезная нагрузка запитывается номинальным напряжением 100В;
2. МКА находится на низкой околоземной круговой орбите:
 - а. Время полного оборота вокруг Земли 5578 секунд;
 - б. Время нахождения МКА на теневой стороне орбиты 2789 секунд;
 - в. Время нахождения МКА на солнечной стороне орбиты 2789 секунд;
3. Потребляемая мощность бортовой аппаратуры (БА) МКА представлено в таблице 1;
4. Потребляемая мощность полезной нагрузки МКА представлено на в таблице 2;
5. Требование к качеству выдаваемого СЭП тока: $\pm 15\%$ от номинального напряжения.

Таблица 1 – Потребляемая мощность БА МКА

Шина 34 В				
Нагрузка, Вт	Продолжительность, сек	Время начала, сек	Время конца, сек	
150	800	0	800	Солнечная сторона от 0 до 2789 сек
180	260	1000	1060	
160	80	1060	1140	
210	20	1140	1160	
300	140	1160	1300	
210	20	1300	1320	
160	40	1320	1360	
150	3440	1360	4800	Теневая сторона от 2789 до 5578 сек
180	260	4800	5060	
160	80	5060	5140	
210	20	5140	5160	
300	140	5160	5300	
210	20	5300	5320	
160	40	5320	5360	
150	218	5360	5578	

Таблица 2 – Потребляемая мощность ПН МКА

100 В			
Нагрузка, Вт	Продолжительность, сек	Время начала, сек	Время конца, сек

40	10	1140	1150	Солнечная сторона от 0 до 2789 сек
400	10	1150	1160	
1500	140	1160	1300	
400	10	1300	1310	
40	10	1310	1320	
40	10	5140	5150	Теневая сторона от 2789 до 5578 сек
400	10	5150	5160	
1500	140	5160	5300	
400	10	5300	5310	
40	10	5310	5320	

В результате проведения расчётов были получены требуемые минимальные значения параметров подсистем СЭП, необходимых для функционирования МКА.

Так, напряжение, выдаваемое солнечными панелями, должно составлять 35,5 В, при этом сила тока должна быть не менее 31 А. Площадь поверхности СБ для обеспечения данных параметров должна составлять не менее 2.9 м². В таком случае СБ будут выдавать 1.1 кВт мощности.

Аккумуляторная батарея МКА должна иметь напряжение 33.3 В. Данная характеристика может быть обеспечена девятью ячейками по 3.7 В каждая. При этом минимально необходимая емкость для обеспечения работы на витке будет равняться 16 А*ч, и сила разрядного тока 7 А. Суммарная масса аккумуляторов при этом будет составлять 7 кг.

Блок ионисторов должен выдавать напряжение 102.6 В. Данное значение достигается последовательной сборкой 38 ячеек ионистров по 2.7 В. Выполняемая работа при использовании полезной нагрузки составляет 554 кДж, для выполнения этой работы требуется минимальная емкость ионистров в 150 Ф. Суммарная масса блока ионистров при этом будет составлять 30 кг.

Для подтверждения расчетных характеристик была создана математическая модель в программе MatLab Simulink. Общая схема представлена на рис. 3.

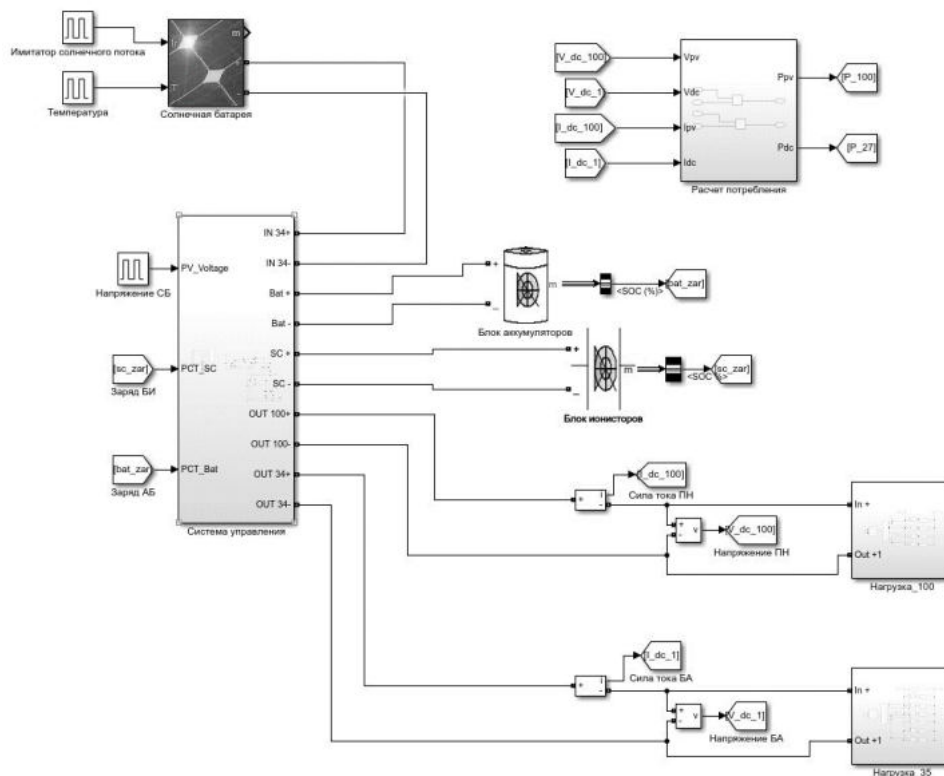


Рис. 3. Общая схема математической модели СЭП МКА

В математической модели представлены все элементы, входящие в состав СЭП с рассчитанными под них параметрами.

Математическая модель состоит из:

1. Солнечной батареи;
2. Блока системы управления;

3. Блока аккумуляторов;
4. Блока ионисторов;
5. Блока, имитирующего потребление полезной нагрузки;
6. Блока, имитирующего потребление бортовой аппаратуры;
7. Расчетных, вспомогательных блоков;

Результаты моделирования:

Время моделирования – 6000 секунд

При математическом моделировании работы шины с бортовой аппаратурой были получены значения, показанные на рис. 4.

Из графиков видно, что:

1. Качество выдаваемого напряжения находится в пределах требуемых значений $\pm 15\%$;
2. Обеспечивается необходимая сила разрядного тока, для потребления бортовой аппаратурой;
3. Выходная циклограмма мощности потребления бортовой аппаратурой соответствует изначально заданной и все значения находятся в пределах допустимых $\pm 15\%$;
4. Аккумуляторная батарея, заряженная в момент времени t_0 заряжается до уровня 87%, и разряжается только на 20%, что обеспечивает стабильную работу с учетом деградации АБ.

При математическом моделировании работы шины с полезной нагрузкой были получены значения, показанные на рис. 5.

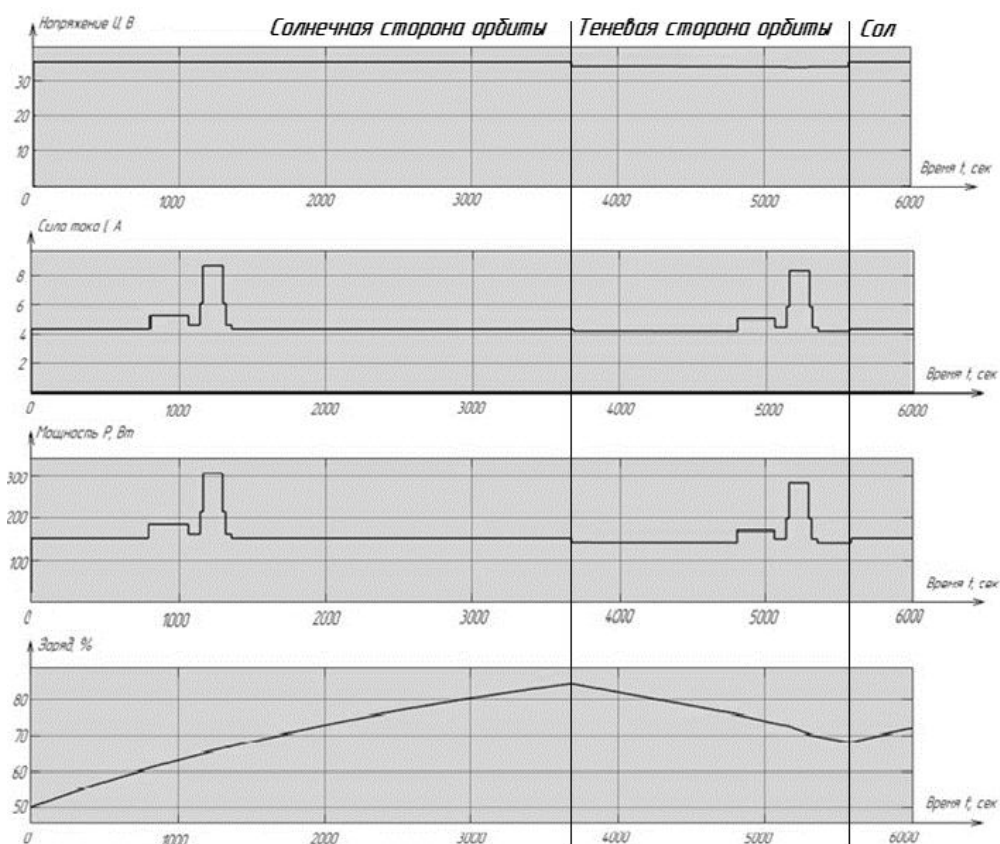


Рис. 4. Результаты моделирования шины с бортовой аппаратурой

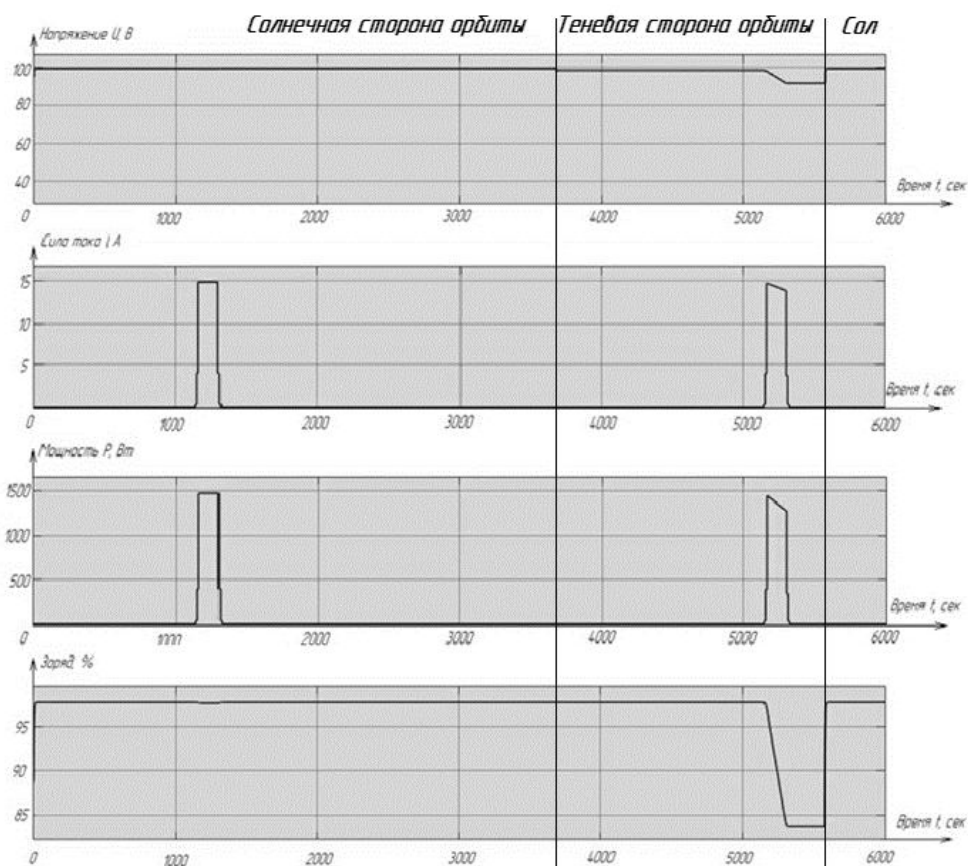


Рис. 5. Результаты моделирования шины с полезной нагрузкой

Из графиков видно, что:

1. Качество выдаваемого напряжения на шине полезной нагрузки находится в пределах требуемых значений $\pm 15\%$;
2. Обеспечивается необходимая сила разрядного тока, для потребления полезной нагрузкой;
3. Выходная циклограмма мощности потребления полезной нагрузки соответствует изначально заданной и все значения находятся в пределах допустимых $\pm 15\%$;
4. Блок ионисторов, в короткий срок заряжается до 100% и при необходимости используется для компенсации пиковой кратковременной нагрузки, возникающей при использовании полезной нагрузки. Разряд БИ происходит до уровня 84%, также напряжение при разряде снижается до приемлемых 90 В. Это позволяет обеспечить полезную нагрузку током необходимого качества в период его функционирования.

Заключение

Теоретические расчеты и математическое моделирование подтвердило возможность реализации данного проекта в рамках обеспечения МКА электроэнергией требуемого качества и номинала. Оптимизации массово-габаритных параметров по сравнению с существующими системами будет составлять 30-40%.

Библиографический список

1. «Исследование свойств ионисторов и эффективности их применения в системах электропитания космических аппаратов» // А.И. Галушко, Ю.И. Гром, А.Н. Лазарев, Р.С. Салихов // ОАО «НИИЭМ»
2. «Исследование и разработка энергопреобразующей аппаратуры высоковольтных систем электропитания космических аппаратов» // Черная М. М. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических, Томск-2017
3. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения: в 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата / В. Е. Чеботарев; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2005.
4. «Ионистор в автономной электрической цепи» // Андрей Кашкаров // Современная электроника издание № 1 2014, г. Санкт-Петербург
5. «Конденсаторы с двойным электрическим слоем (ионисторы): разработка и производство» // Виктор Кузнецов, Ольга Панькина, Наталья Мачковская, Евгений Шувалов, Иван Востриков // компоненты и технологии издание № 6 2005г

УДК 629.7.071

ПРОЧНОСТНОЙ АНАЛИЗ КЛИНООБРАЗНОГО ЗЕРКАЛА НА ОДИНОЧНЫЙ УДАР ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ

А. Ф. Амиров

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

Оптическое моделирование используется в большинстве отраслей жизнедеятельности, о которых люди даже не задумываются. Оно используется для создания линз, объективов, лазерных систем, осветительных систем, систем

электроники, световых каналов и подсветки приборов в различных областях — в автомобильной, авиационной и оборонной промышленности, в электронике, а также при создании потребительских товаров. Расчет оптических систем – достаточно сложная задача. Однако в настоящее время расчет оптической системы по большей своей части выполняется с помощью инструментов моделирования, которые значительно помогают снизить необходимые затраты времени и труда. Оба подхода, компьютерный и ручной, основаны на одних и тех же уравнениях и физических взаимосвязях. Назначение физического уравнения – предсказать значение какой-то неизвестной величины. Не все физические уравнения можно назвать простыми. Бывает, что известно уравнение, но нет возможности решить его напрямую. В таком случае используется метод конечных элементов (далее по тексту - МКЭ).

Инженеру, который проектирует мост, нужно знать, как предложенная конструкция будет вести себя под действием нагрузки. Существуют уравнения, которым подчиняется распределение напряжения в этой конструкции, однако расчет труден для таких сложных геометрий. Но уравнения можно решить для простых геометрий таких, как треугольники или прямоугольники. Метод конечных элементов использует эту особенность, сложная геометрия заменяется на близкую к ней сеть простых элементов. Вся сеть элементов называется конечно-элементной сеткой (рисунок 1). Для разных задач можно использовать одну и ту же сетку.

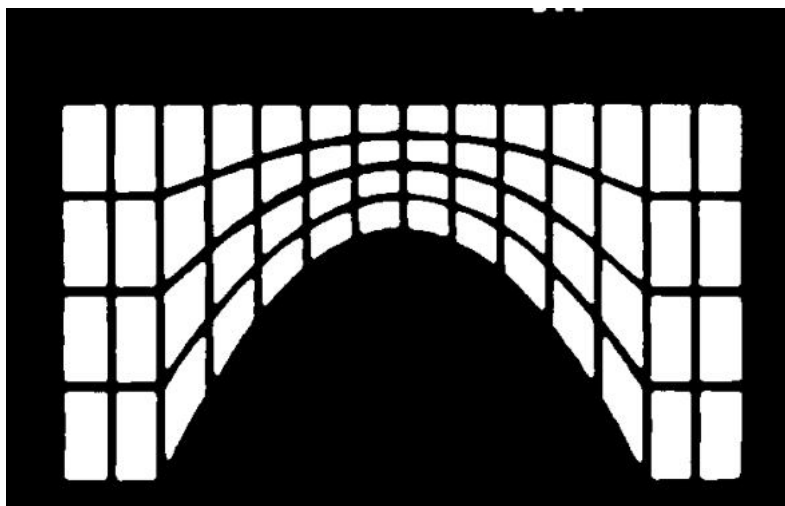


Рисунок 1 – Метод конечных элементов

Главное преимущество МКЭ – возможность решать задачи с произвольной геометрией. В наше время для решения таких задач используют различные программные пакеты автоматизированного конструирования.

Можно изучать разные материалы, задавая разные физические параметры в программе, эти параметры сложно варьировать в реальных образцах. Компьютер позволяет провести сложную процедуру выбора оптимальных параметров с помощью МКЭ. Метод конечных элементов применяют для решения самых разных инженерных задач.

Ansys позволяет создавать симуляции физических процессов, задавая любые граничные условия и воздействия на них в тех или иных условиях, создавая или изменяя уже существующую геометрию. При этом затраты, время и финансовые средства на исследование объекта или процесса практически полностью заменяются путём использования данной программы. *Ansys* охватывает почти все существующие разделы физики и инженерии, достаточные для этого чтобы провести все эксперименты в условиях компьютерного моделирования.

Авиастроение играет огромную роль во внешней и внутренней политике страны. При этом чрезвычайно важно, чтобы каждый элемент конструкции выдерживал необходимые нагрузки и не давал сбоев при эксплуатации. Один из важнейших элементов авиастроения – это зеркала, ведь при малейшей трещине могут возникнуть большие проблемы и опасность крушения. В своей работе я рассмотрел расчёт клинообразного зеркала, которое зачастую используется в авиастроении, на прочность при одиночном ударе. Расчёт прочности на одиночный удар зачастую применяется при транспортировке элементов авиационных конструкций, чтобы каждый элемент был доставлен в целости и сохранности.

Расчет деформации рабочей поверхности оптического элемента методом конечных элементов

Для выполнения расчетов использовался пакет *Ansys2021 R2*. Построение конечно-элементной сетки выполнено при помощи *Ansys Meshing*. Постановка задачи, выполнение расчета и обработка результатов производилась при помощи пакета *Ansys Mechanical*.

Геометрия клинообразного зеркала

Подготовка геометрической модели линзы с плоскими рабочими поверхностями произведена с помощью пакета *Ansys SpaceClaim* (рисунок 2).

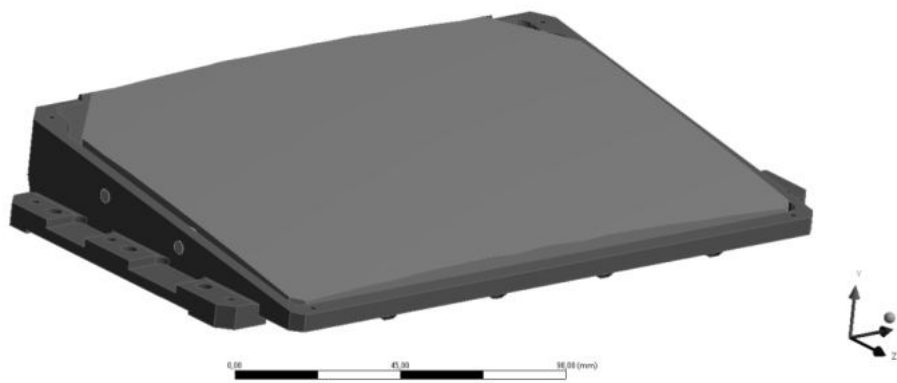


Рисунок 2 – CAD-модель зеркала
Сеточная модель

При построении конечно-элементной модели сетки использованы объемные твердотельные конечные элементы с функцией формы первого порядка в форме тетраэдров. Характерный размер сеточных элементов выбирался из характеристических размеров детали.

На рисунке 3 представлена конечно-элементная модель зеркала с плоскими рабочими поверхностями.

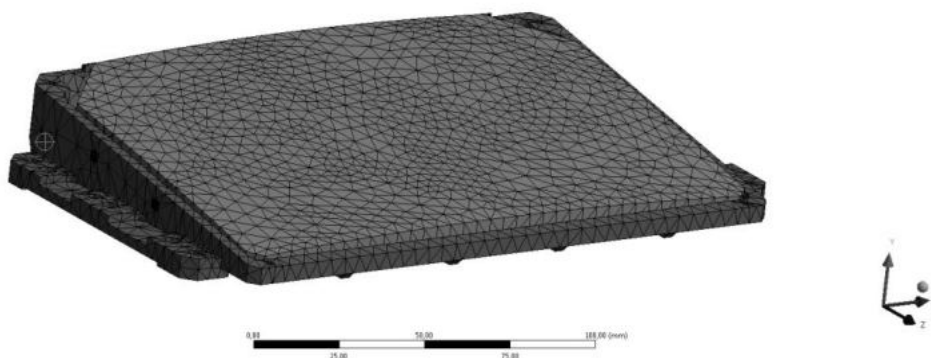


Рисунок 3 – Конечно-элементная модель

Количество узлов в конечно-элементной модели зеркала составляет 91702 штук.

Количество элементов в конечно-элементной модели зеркала составляет 49373 штук.

В работе использован конечный элемент *SOLID185*, его внешний вид представлен на рисунке 4.

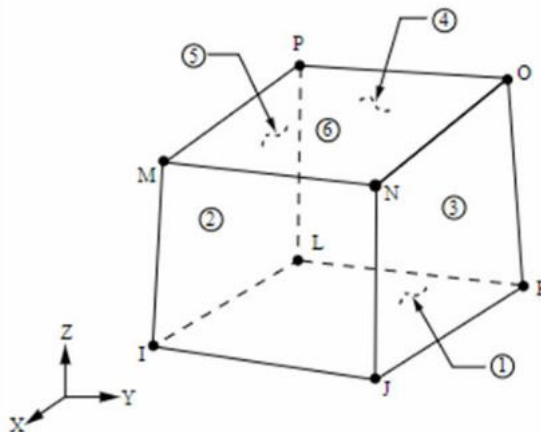


Рисунок 4 – *SOLID185*

SOLID185 является восьмиузловым элементом с тремя степенями свободы в каждом узле. Этот элемент применяется для решения механических задач.

Постановка задачи

Материал зеркала - СТК119, допускаемые напряжения – 80 МПа.

Одиночный удар с пиковым ударным ускорением до 120 м/с² вдоль оси Y и длительностью 15 миллисекунд. На рисунках 5, 6 показана постановка задачи.

M: Transient Structural
 Acceleration
 Time: 7,5e-003 s
 19.01.22 08:25

Acceleration: 1,2e+005 mm/s²
 Components: 0; -1,2e+005; 0, mm/s²

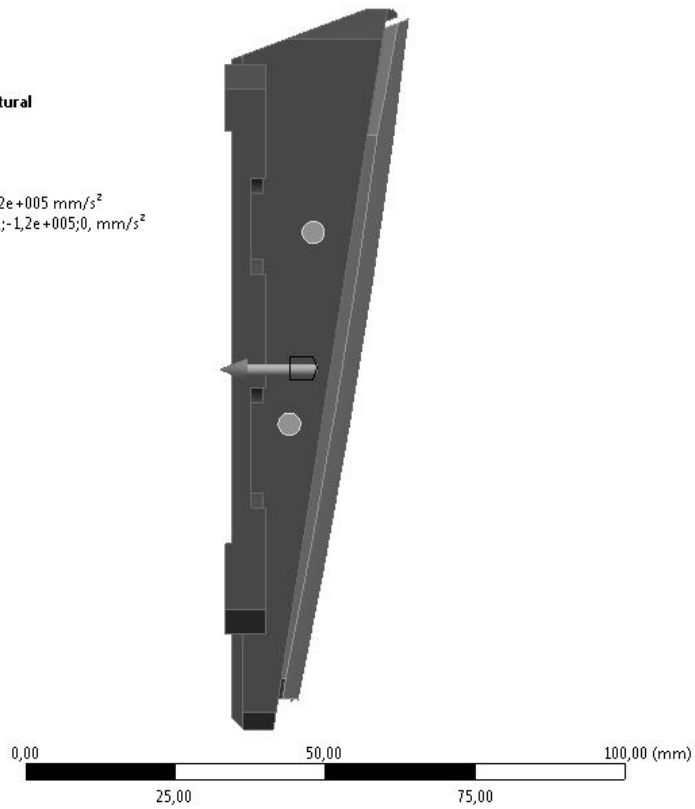


Рисунок 5 - Постановка задачи

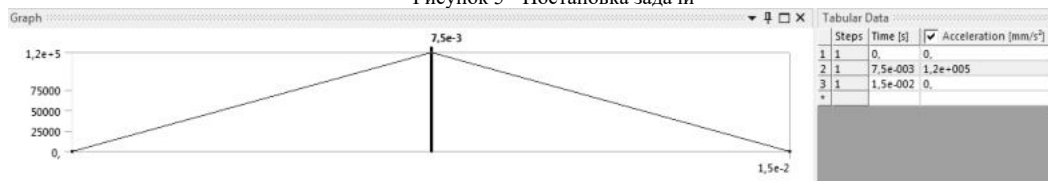


Рисунок 6 – Амплитуда ударного ускорения

Закрепление производится по 6 болтовым отверстиям на оправе (рисунок 7).

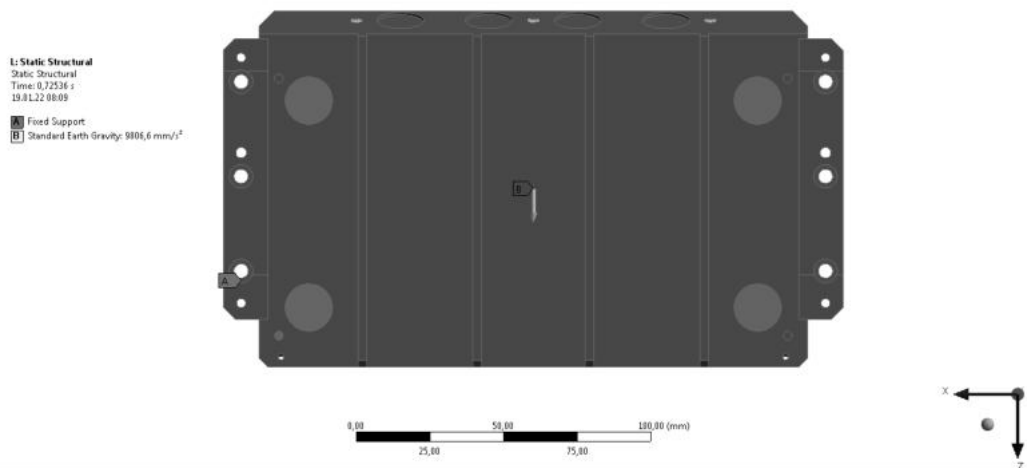


Рисунок 7 – Граничные условия

Результаты моделирования

На рисунке 8 представлены напряжения на зеркале при одиночном ударе.

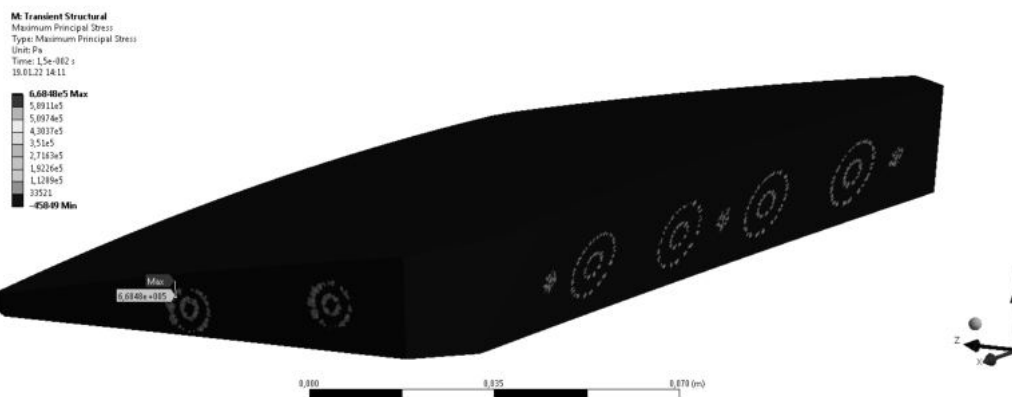


Рисунок 8 – Напряжения при одиночном ударе

Наибольшие напряжения образуются на торце зеркала в месте контакта с оправой и составляют 0,66 МПа. На рисунке 9 представлен коэффициент запаса прочности зеркала при одиночном ударе.

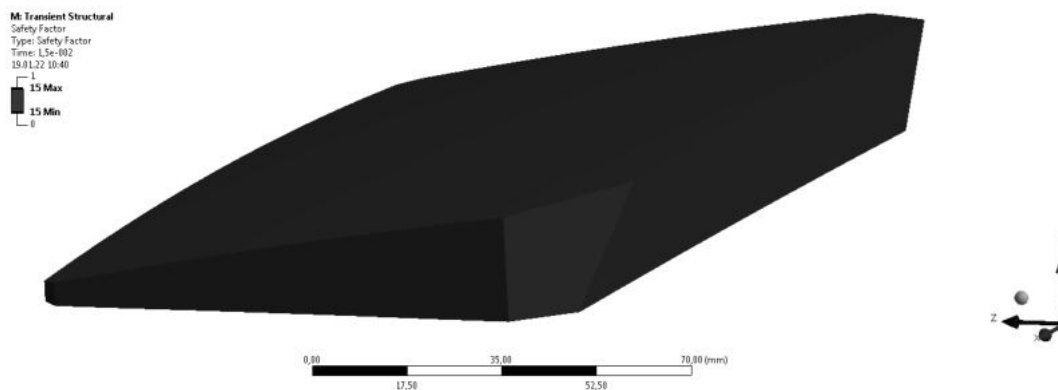


Рисунок 9 – Коэффициент запаса при одиночном ударе

Коэффициент запаса прочности по всех поверхности зеркала составляет 15 единиц.

Заключение

Наибольшие напряжения образуются на торце зеркала в месте контакта с оправой и составляют 0,66 МПа, при этом допускаемые напряжения составляют 80 МПа, а это означает, что клинообразное зеркало выдержит данную транспортную нагрузку без потери прочности.

Библиографический список

1. Павлов А. С. - Решение задач механики деформируемого твёрдого тела в программе ANSYS [Текст] : практикум [для вузов] / А. С. Павлов ; БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова. - Изд. 2-е, испр. и доп. - СПб. : [б. и.], 2020
2. Санников В.А. Численное моделирование физических процессов в ограниченных средах: учебное пособие. / В.А. Санников. Балт. гос. техн. ун-т. -СПб., БГТУ, 2008г
3. Брытков, Евгений Владимирович. Механика композиционных материалов [Текст] : учебное пособие [для вузов] / Е. В. Брытков, В. А. Санников ; БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова. - СПб. : [б. и.], 2012. - 74 с.
4. Буткарева, Наталья Германовна. Оптические методы исследования напряжений и деформаций [Текст] : учебное пособие / Н. Г. Буткарева, И. Н. Титух ; ред. А. М. Мишин ; БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова. - СПб. : [б. и.], 1997. - 90 с.

УДК 629.112

РАЗРАБОТКА ИНДИВИДУАЛЬНОГО ВОДНОГО СРЕДСТВА ПЕРЕДВИЖЕНИЯ «СКАТ»

Д.А. Иванов, М.С. Григорьев, А.К. Костиков

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

На сегодняшний день проблема самостабилизации экраноплана не решена. Экраноплан неустойчив по причине изменения воздушного потока под крылом при волнении, а также особых условий полёта, поэтому для нормального полёта экраноплану необходимо наличие технически сложной системы автоматического управления. Данный проект нацелен на решение этой проблемы.

Ключевые слова: экранный эффект, подводное крыло, аэродинамическое крыло, самостабилизация.

Самостабилизация – это процесс, во время которого аппарат стремится вернуться к «нормальному» движению, после передачи ему не критического отклонения, самостоятельно, без использования автоматических систем управления.

Индивидуальное водное средство передвижения (ИВСП) «Скат» (рис.1) относится как классу судов на подводном крыле, так и к летательному аппарату, использующему экранный эффект, предназначенный для быстрого перемещения человека из одного места в другое на короткие расстояния в водной среде. Состоит из

корпуса в форме крыла, передней стойки, «силового блока», передних подводных крыльев и двух задних крыльев. Предназначен для решения проблемы самостабилизации судов, использующие экранный эффект.

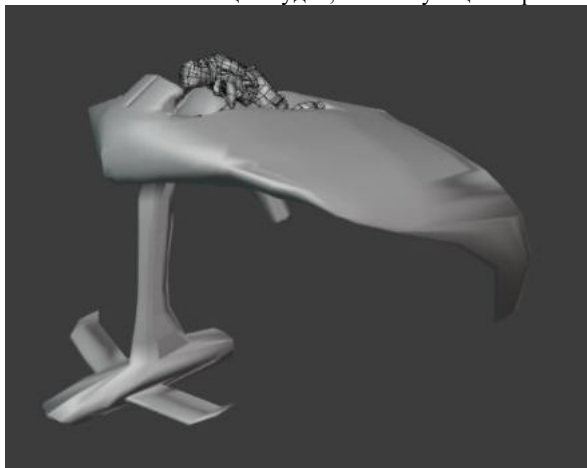


Рис. 19. ИВСП "Скат"

В данном разделе работы аппарат будет рассматриваться как судно, так как основной принцип загрузки судна – «всё самое тяжёлое вниз» для обеспечения остойчивости. Остойчивость — это способность судна сопротивляться кренящему действию внешних сил и возвращаться в прямое положение после прекращения этого действия. Основная задача сместить метацентр – точку пересечения нормалей к плоскостям ватерлинии корабля при наклонении его проведённых через центры тяжести подводных объёмов (центры величины). Различают поперечный метацентр при наклонениях судна около продольной его оси и продольный метацентр – при наклонении около поперечной оси. Необходимо расположить метацентр как можно выше относительно центра тяжести судна, а также центра тяжести подводных объёмов судна. Если выполнить это условие, то аппарат, до момента опрокидывания сможет отклониться на достаточно большой угол крена.

Для достижения этого условия было решено загрузить аккумуляторную батарею и системы управления, как самые тяжёлые части, которые не меняют своих параметров в зависимости от размещения в аппарате, в специальный отсек, именуемый далее, как «силовой блок», ниже представлены 3D модель с предположительным расположением вышеупомянутых компонентов (рис. 2), где 1 - АКБ, 2 - двигатель, 3 – водовод.

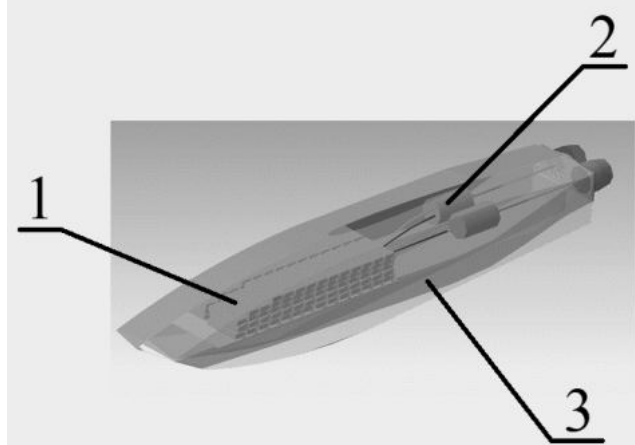


Рис. 20. 3D модель силового блока

Форма силового блока может напоминать гиперзвуковую ракету. Данное решение было принято по причине необходимости снижения сопротивления с водной средой. Для лучшей надёжности, прочности и маневренности, а также для создания меньших возмущений в воде из-за отклонения рулевых поверхностей на силовом блоке находится цельно поворотное подводное крыло, выполняющее роль элевона. За угол рысканья отвечает поворотное сопло, но есть возможность установки рулевого лепестка позади силового блока. На рис.3 представлен фронтальный вид аппарата с обозначенной ватерлинией (WL 1 – ватерлиния в состоянии покоя, WL2 – ватерлиния на высоте максимальной эффективности экранного эффекта). Благодаря тому, что АКБ и двигатель находятся внизу, при крене силовой блок служит неким противовесом, как у шлагбаума, что положительно скажется на как на продольной, так и на поперечной остойчивости судна. Во время движения возвращающий момент будут создавать задние подводные крылья, которые при крене подгибаются и создают разность подъёмных сил.

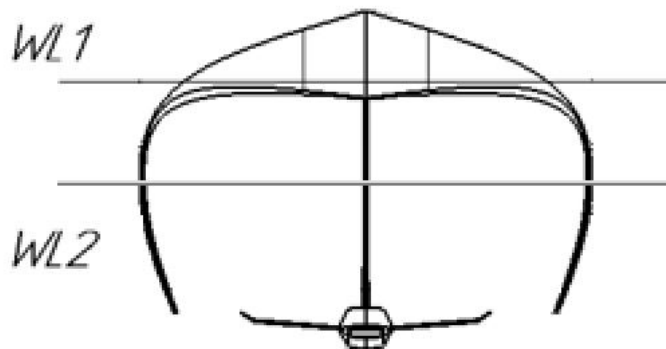


Рис. 21. Фронтальный вид ИВСП

В данном разделе ИВСП будет рассмотрен как экраноплан. Так как аппарат имеет малые размеры и предположительно будет передвигаться с относительно небольшой скоростью, то необходимо было добиться большей подъемной силы при малых скоростях, был выбран профиль Р-П-22%, обладающий высокими несущими свойствами. Данный профиль также используется на самолётах которого взлёта и посадки.

Первым экспериментом по реализации экранного эффекта в САЕ-системе ANSYS, программе Fluid Flow (CFX) стал эксперимент, в котором экранной поверхностью послужила обычная жесткая плоская пластина, которая была добавлена в 3D модель ИВСП. Целью данного эксперимента являлся поиск высоты, на которой экранный эффект проявляется наиболее сильно. Теоретическая высота наиболее «сильного» экранного эффекта равняется половине средней аэродинамической хорды. Для поиска этой высоты, упомянутая выше платформа, располагалась на разных высотах относительно ИВСП. По итогам этого эксперимента были получены несколько точек, по которым была построена кривая. По этой кривой была определена искомая высота. Практическое значение получилось меньше теоретического. В данном случае высота над экраном равняется 0,5 метра, что составляет 0,25% от САХ.

Теоретический расчёт подъемной силы крыла, где S-площадь крыла, ρ- плотность среды, v – скорость, C_y - коэффициент подъемной силы

$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} = 0.678 \frac{11,5 \cdot 1,225 \cdot (16,6)^2}{2} = 1315,9 \text{ Н}$$

$$1315,9 \text{ Н} = 131,6 \text{ кг}$$

Через отношение сравнение максимального и минимального значений, поиск коэфф. прироста подъемной силы при воздействии на него экранного эффекта.

$$\frac{x}{21,9} = \frac{100}{15,1}$$

$$15,1x = 21,9 \cdot 100$$

$$x = 145 \%$$

Умножение полученного коэффициента на значение, полученное теоритически

$$Y_3 = 1,45 \cdot 131,6 = 190,82 \text{ кг}$$

Таблица 6. Полученные значения подъемной силы для разных высот

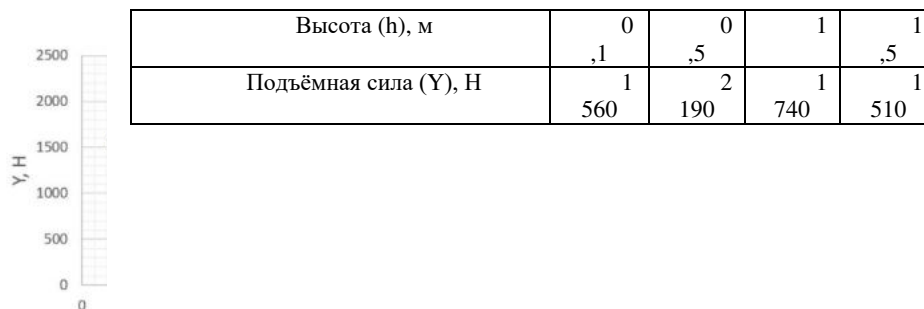


График 1. Зависимость подъемной силы от высоты над водой

На рис. 4 можно заметить, что подводная часть не создает большого сопротивления, благодаря своей форме. За силовым блоком создается небольшая область затенения, так как конец блока имеет не совсем аэродинамическую форму. В дальнейшем надо сделать блок более обтекаемым. Также по результатам эксперимента, исходя из того, что было замечено, что силовой блок создает небольшой пикирующий момент, появилось предположение о том, как еще более эффективно бороться с создаваемым аэродинамическим крылом кабрирующим моментов: в силовом блоке нижнюю часть можно реализовать в форме перевернутого профиля крыла, так чтобы подъемная сила, создаваемая им была направлена вниз относительно рисунка.

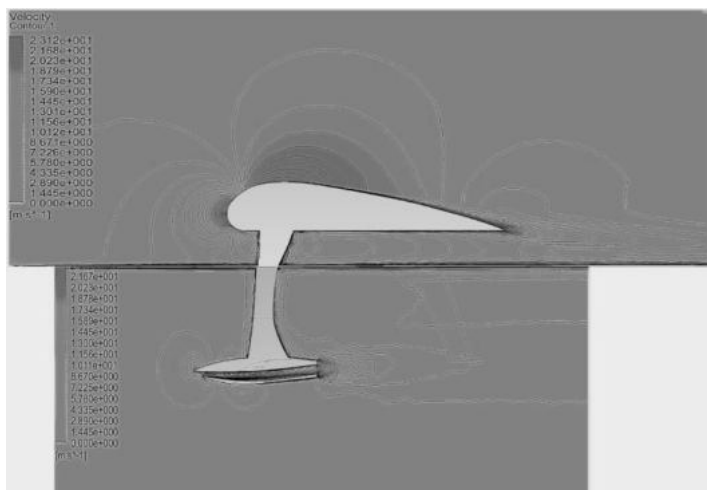


Рис. 22. профильный вид аппарата

Так как планируется перевозить на ИВСП человека, то необходимо было продумать место расположения человека так, чтобы центр тяжести был как можно ниже, аэродинамика аппарата не сильно нарушалась и при этом человек чувствовал себя комфортно.

Эргономическая форма ложемента (рис. 5) обусловлена наиболее подходящей позой для управления аппаратом. Ноги, а именно колени являются дополнительной точкой опоры. Основной остается грудная клетка. Выступ за копчиком, имеет функцию безопасности, не давая человеку по ходу набора скорости соскользнуть в воду. Руки зафиксированы в висшем положении, однако локти могут быть расслаблены и опущены на специальный выступ, тем самым исключая возможность их перенапряжения в процессе управления рычагами. Угол наклона туловища позволяет комфортно расположиться в основном корпусе аппарата и длительное время управлять им без серьезных физических нагрузок на определенные зоны мышц (например, мышцы шеи, живота, плеч и ног).

Цвет аппарата подобран нейтральный, однако присутствуют детали ярких оттенков оранжевого, т.к. самый контрастный цвет на синей/голубой воде именно оранжевый и его светлые тона.

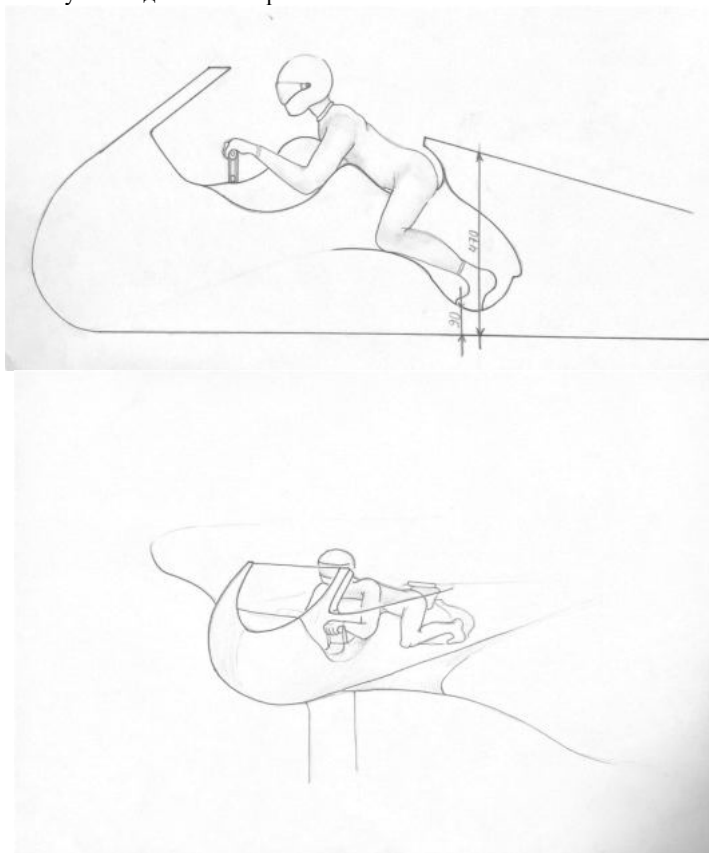


Рис. 23. Ложемент

На данный момент осуществляется выведение формулы зависимости двух сред, для того, чтобы правильно связать их и позволить в будущем рассчитывать суда подобного типа. Также планируется расчёт при разном

уровне волнений, так как расчёты, приведённые в данной работе – при штиле, расчёт возвращающего момента с учётом механического подгибания задних подводных крыльев на разных кренах, а также исследование компенсации кабрирующего и пикирующего моментов за счёт сочетания двух сред.

Библиографический список

1. Что такое фойлборд [Электронный ресурс] // Вода-Берег - яхты, страны, путешествия, lifestyle: [сайт]. URL: <https://vodabereg.ru/lifestyle/chto-takoe-foilbord/> (дата обращения: 29.01.2021).
2. Серфинг с подводным крылом. SUP FOIL и foil surfing [Электронный ресурс] // - яхты, страны, путешествия, lifestyle: [сайт]. URL: <https://sup-shop.ru/blog/sup-foil-i-foil-surfing/> (дата обращения: 29.01.2021).
3. Белавин, Н. И. Экранопланы (по данным зарубежной печати). — 2-е изд. — Л. : Судостроение, 1977. — 232 с. 2. Богданов, А. И. Разработка первых международных требований к безопасности экранопланов // Морской вестник : журнал. — 2005. — № 1. — С. 69—82.
4. Дементьев, В. А. Методологические аспекты создания экранопланов [Текст] : учеб. пособие / В. А. Дементьев, В. В. Крапивин. - Н. Новгород : Нижегород. гос. техн. ун-т им. П. Е. Алексеева, 2012. - 78 с. : ил. - Библиогр.: с. 71-78.

УДК 629.78.072

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И АППАРАТНОЙ ЧАСТИ ТРЕНАЖЕРА ДЛЯ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ К РАБОТЕ НА ЛУНЕ

Полянский В.В., Егоров В.В., Честнов А.А.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Введение

Целью данного проекта является разработка специализированного тренажера, который позволит реализовать полунатурные тренировки космонавтов для работы на Луне.

В целом, задачами высадки космонавтов на Луну является выполнение различных операций, таких как: забор лунного грунта, сбор образцов реголита не только с поверхности Луны, но и под ней, эксперименты и исследования, связанные с полевой геологией и т.д. Для успешного выполнения этих задач космонавты проходят обширный комплекс наземной подготовки, включающий и отработку передвижений космонавтов по лунной поверхности [1].

На сегодняшний день тренировки космонавтов в условиях пониженной весомости осуществляется с помощью специальных учебных имитаторов.

Особенностью существующих тренажёров для космонавтов является имитация условий лунной гравитации, которая в шесть раз меньше, чем на Земле. Несколько таких стендов находятся в России (Центр подготовки космонавтов, Звездный городок) и в США (Ленгли). На стендах космонавты и астронавты передвигаются в том числе и по наклонной плоскости, подвешенные с помощью системы строп. Также на стендах для тренировок моделируется лунный грунт. Для оттачивания навыков внекорабельной деятельности применяются специальные гидролаборатории, имеющие нейтральную плавучесть и представляющие собой сложные технические сооружения с комплексом технологического оборудования, специальных систем, аппаратуры и механизмов. Общими недостатками подобных тренажеров является низкая степень «эффекта присутствия» и существенные габариты самих тренажеров, наравне с очень высокой их стоимостью [2].

Постановка задачи

При разработке представленного тренажёра были рассмотрены следующие варианты уже существующих бытовых аналогов:

- 1) Virtuix Omni (производитель: Virtuix, страна: США, стоимость: 1 200 000 руб.);
- 2) KAT WALK VR (производитель: KAT VR; страна: Китай, стоимость: 400 000 руб.);
- 3) Virtualizer Elite 2 (производитель: Cyberith; страна: Австрия, стоимость: 2 000 000 руб.) [3].

Недостатком первых двух тренажеров является отсутствие возможности вертикального перемещения. Недостатками последнего из представленных тренажёров является отсутствие системы обезвешивания и очень высокая стоимость, но при этом, его конструкция была взята за прототип.

Таким образом, практическая значимость проекта заключается в ликвидации указанных выше недостатков аналогов и в разработке специальных технических решений, обеспечивающих полноценное и эффективное применение тренажера для подготовки космонавтов с учетом современных технологий. Проектом предусматривается массовость тренажёра за счёт простоты его конструкции и возможности разбора, что в будущем могло бы позволить использовать его в строящемся на данный момент национальном космическом центре в г. Москве.

Реализация проекта

Непосредственно моя роль в проекте заключалась в проектировании, конструировании и изготовлении тела тренажера, общий вид которого представлен на рис. 1.



Рис. 1. Общий вид разработанного тренажёра

Конструкция тренажёра (рис. 2) представляет из себя сборную силовую раму, состоящую из центральной крестовины 4 и трех силовых секторов 5, соединяемых в единый станок.

Созданный тренажер позволяет обеспечить свободу движения пользователя вокруг вертикальной оси за счёт использования кольцевой опоры 1, внутри которой размещена система тросов с ремнем, удерживающая пользователя от падения. Кольцевая опора 1 закреплена на каретках 2 и имеет возможность свободно перемещаться вдоль вертикальных направляющих за счёт использования линейных подшипников, что позволяет пользователю приседать и подпрыгивать.

С целью обеспечения несоударения со стойками тренажера во время тренировок были определены оптимальные габаритные размеры тренажера: диаметр основания – 1м; рабочий вертикальный ход кольцевой опоры – 0,3-1,5м.

При проведении испытаний собранной конструкции было выявлено, что при определённых углах наклона кольцевой опоры, вызванных давлением пользователя при имитации быстрой ходьбы, возникало заклинивание кольцевой опоры 1 при ее движении в вертикальной плоскости. Для предотвращения этого установленные линейные подшипники было решено изготовить из двух частей, разнесённых на расстояние в 100мм вдоль направляющих.

Подстилаящая поверхность 3 реализована из листового материала с определённым коэффициентом трения, который при взаимодействии с подошвой специальных надеваемых пользователем бахил, обеспечивает требуемое проскальзывание при ходьбе на месте.

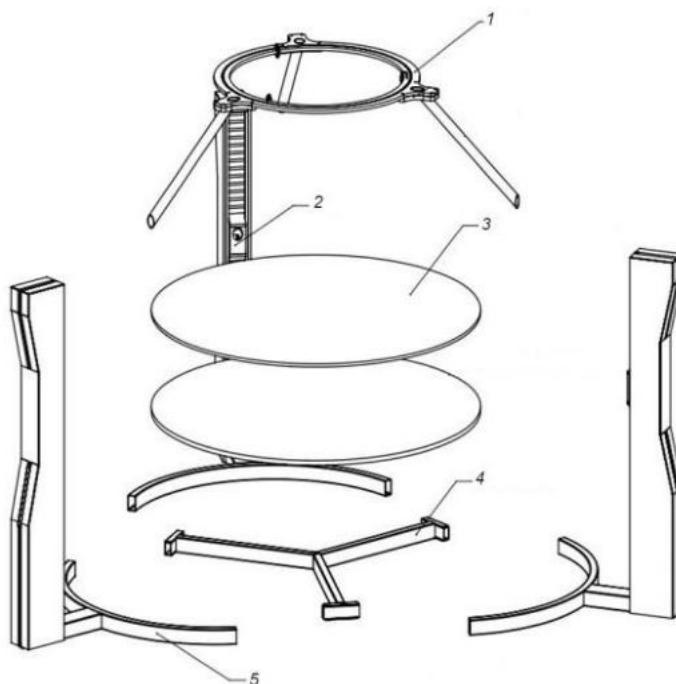


Рис. 2. Состав конструкции

Помимо этого, при разработке конструкции тренажёра были проведены следующие исследования и реализованы новые технические решения:

1) Разработана система обезвешивания, обеспечивающая нивелирование веса центральной части тренажера (кольцевая опора 1 с закрепленным на ней поясом и системой тросов, а также с силовыми подкосами и каретками линейных подшипников) при вертикальном перемещении.

2) Реализован комплекс мер по снижению шума работающих механизмов:

- за счет подбора материала, количества и диаметра шариков кольцевой опоры (экспериментально подобраны нейлоновые шарики, обладающие достаточной грузоподъемностью и минимальным уровнем шума);
- произведено напыление на внутренней поверхности кольцевой опоры прорезиненной краски;
- выполнена шумоизоляция металлокаркаса силового станка автомобильными самоклеящимися материалами;
- разработана система шторок, закрывающих каретки с линейными подшипниками внутри вертикальных коробов.

3) Выполнен подбор контактной пары подстилающей поверхности тренажера и подошвы бахил с целью получения необходимого коэффициента трения в процессе имитации ходьбы и бега пользователя, удерживаемого в кольцевой опоре в стационарном положении. Эксперименты проводились с различными материалами подстилающей поверхности (искусственный лед (высокомолекулярный полиэтилен), капролон, фторопласт и др.) и разными типами и материалами подошв самих бахил (шарообразные наконечники из капролона, перфорация на листовом ПВХ и др.). Оптимальным оказался следующий вариант – бахилы с войлочным слоем и фторопластовая подстилающая поверхность с подобранным значением шероховатости поверхности, которая была бы оптимальной для лучшего баланса устойчивости человека от падения из-за чрезмерного проскальзывания при ходьбе и минимизации усилий на ногах при движении на месте. Дальнейшее развитие этого направления – реализация подстилающей поверхности в виде полусферы, что более естественно для стационарной ходьбы.

Для обезвешивания кольцевой опоры в тренажере реализован специальный механизм, который позволяет не ощущать ее веса центральной части тренажера [4]. Механизм обезвешивания, представленный на рис. 3, представляет собой противовесы 1, связанные при помощи троса 3 и системы блоков 4 с каретками 2. Перемещение кольцевой опоры вдоль вертикальной оси влечёт за собой передвижение кареток 2 по направляющим 5. Противовесы 1, связанные с каретками 2, перемещаются в противоположном направлении вдоль вертикальных стоек, проходя для снижения центра масс всей конструкции и уменьшения шума от кареток лишь половину расстояния, преодолеваемого кольцевой опорой. Это деление движения в соотношении 1:2 осуществляется за счет системы блоков 4.

Аналогичным способом планируется создание системы обезвешивания и для космонавта. При этом за счет динамически изменяемой массы противовеса планируется создание адаптивной системы под различный вес космонавта с учетом использования им различного целевого оборудования.

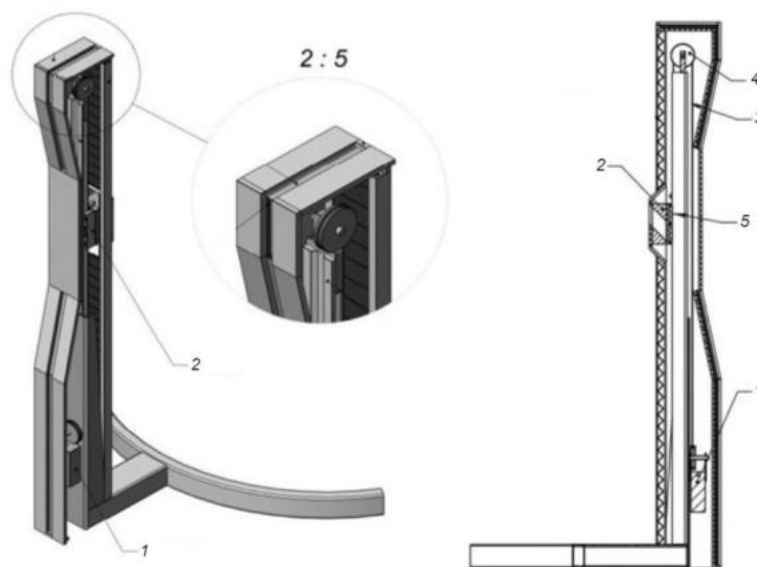


Рис. 3. Механизм обезвешивания

Для повышения эффективности тренировок космонавтов и для создания «эффекта присутствия» в проекте реализован современный подход, основанный на использовании системы виртуальной реальности, позволяющей также за счет определенной доработки системы обезвешивания обеспечить более глубокое «погружение» в условия пониженной гравитации.

Ключевыми для данного проекта преимуществами применения VR-технологий являются следующие:

- повышается степень погружения в тренировочный процесс;
- обостряются ощущения космонавта во время тренировок;
- обеспечивается возможность реализации различных по сложности сценариев в различных условиях.

В проекте система виртуальной реальности реализована на основе аппаратно-программного комплекса, включающего в себя: беспроводные очки, используемые для устранения кабеля и большей свободы движения пользователя, контроллеры положения рук, датчики ходьбы, которые также определяют и фактическое положение пользователя по высоте и углу его поворота вокруг вертикальной оси и, наконец, математическая модель виртуальной реальности, созданная в среде Unreal Engine [5].

При реализации аппаратных решений возникли следующие трудности, связанные с корректностью работы датчиков ходьбы. Изначально были использованы покупные датчики, но оказалось, что их правильная работа требовала взаимодействия с аппаратной частью тренажера того же изготовителя [6], покупка и последующая интеграция в наш проект которого не планировалась. Поэтому, в СКБ-4 МАИ была разработана собственная система датчиков.

Разработанная система датчиков представляет собой акустическую систему позиционирования (АСП), которая характеризуется потенциальной пространственной точностью позиционирования порядка 1 см. (достаточная для нашей задачи), а также сравнительно малой стоимостью, ввиду использования в системе акустического диапазона частот.

Процесс определения местоположения в АСП

Функционирование оригинальной аппаратной части тренажера на АПС предусматривало использование центрального концентратора (ЦК) на базе Android. Активные датчики на ногах и на поясе пользователя, подлежащие позиционированию, по запросу отправляли пакет через WiFi на ЦК. Приняв пакет, ЦК помещал данный запрос в очередь. Когда очередь подходила, ЦК по радиоканалу отправлял на все блоки акустических датчиков (БАД) команду запуска записи принимаемого сигнала в память, а затем передавал устройству-клиенту по WiFi ответный пакет подтверждения очереди. Временная разница прохождения сигналов в очереди и определяла местонахождения датчика относительно ЦК, а вид радиосигнала определял его номер [7].

Имеющийся задел и развитие проекта

В 2019 году нашей лабораторией был выполнен проект по созданию беговой дорожки с двумя степенями свободы, и получены два патента этого изобретения. Задачей проекта являлось исследование вопросов кинетоза (укачивания, связанного с ходьбой пользователя в условиях виртуальной реальности) и устранение этого явления. Результатом стали ограничения на резкие изменения динамики движения виртуальной реальности на этапе первых тренировок. В процессе работы над сегодняшним тренажером были учтены результаты, связанные с устранением эффекта кинетоза.

За счет полученного научно-технического и инженерного задела планируется доработка технической части тренажера путем внедрения, регулируемого в зависимости от веса конкретного космонавта механизма обезвешивания и системы, способной изменять угол наклона подстилающей поверхности в двух плоскостях для более качественного восприятия космонавтом особенностей лунного рельефа. Также планируется доработка программной части проекта, в которой будут реализованы различные сценарии выполнения целевых задач на лунной поверхности.

Библиографический список

1. Иванова О. NASA обозначило задачи, которые будут стоять перед будущими астронавтами на Луне [Электронный ресурс] // Naked-science; URL: <https://naked-science.ru/article/cosmonautics/nasa-oboznachilo-zadachi-kotorye-budut-stoyat-pered-budushhimi-astronavtami-na-lune> (дата обращения 20.04.2022).
2. Shayler David, Colin Burgess. NASA's Scientist-Astronauts – Издательство «Praxis», 2007
3. Описание существующих тренажеров виртуальной реальности [Электронный ресурс] // Gadgilla; URL: <https://www.gadgilla.com/collection/platformy-vr> (дата обращения 20.04.2022).
4. А. О. Гайдукова, Н. А. Белянин Обзор систем обезвешивания. – «Решетниковские чтения», Красноярск, 2016
5. Макеффри М. Unreal Engine VR для разработчиков. – Москва, Издательство «Эксмо», 2019
6. Описание устройств виртуальной, дополненной и смешанной реальности [Электронный ресурс] // Virtualnyeochki; URL: <https://virtualnyeochki.ru> (дата обращения 20.04.2022).
7. Егоров В. В., Смольников П. И. Акустическая система позиционирования. – Сборник статей международной практической конференции, «Неделя науки», Санкт-Петербург, 2018

УДК 681.7.072.23

РАЗРАБОТКА РАЗМЕРОСТАБИЛЬНОГО УЗЛА ЗЕРКАЛА ПЕРСПЕКТИВНОЙ КЮВЕТЫ МНОГОХОДОВОЙ ДЛЯ СИСТЕМЫ АНАЛИЗА ГАЗА СЛОЖНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

Швец А. С.^{1,2}, Шульга К. Л.^{1,2}

¹АО «Лазерные системы»

²Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Контроль состава атмосферы замкнутых помещений сложных технических объектов является одной из важнейших задач для функционирования данного объекта, а так же в вопросах обеспечения безопасности жизнедеятельности обслуживающего персонала. На сегодняшний день имеются различные методы контроля воздушной среды, одним из которых является фотометрический.

В данной работе рассматриваются различные варианты крепления полевого зеркала перспективной кюветы многоходовой. Одним из технических объектов, с точки зрения контроля состава атмосферы, является МКС. Поэтому при разработке необходимо учитывать конструктивные ограничения, такие как масса и габариты, а так же эксплуатационные - синусоидальные и случайные вибрации, перепад температуры.

Обзор аналогов показал различие в подходах к решению данной задачи. Например, в представленной на рисунке 1 конструкции кюветы газоанализатора ANITA2, зеркало полевого выполнено в виде монолитной детали, которая одновременно является крышкой. Такой вариант крепления упрощает сборку всего узла, однако подразумевает под собой скрупулёзный точностной анализ.

Альтернативным решением является усложнение конструкции, путём выделения зеркала в самостоятельную деталь, рисунок 2. При этом требуемая точность всего соединения может быть достигнута за счёт введения дополнительных юстировочных элементов. Однако наличие большого числа таких элементов снижает надёжность конструкции. Такой подход наиболее применим для лабораторных приборов.



Рисунок 24 – Кювета многоходовая газоанализатора ANITA2 [1]



Рисунок 25 - Оптическая система и полевое зеркало кюветы многоходовой Q-MACS Multipass optics [2]

Целью работы является разработка оптимальной конструкции узла полевого зеркала. За критерии были приняты:

- Изменение разницы высот между самой высокой точкой и самой низкой точкой поверхности зеркала, зависящей от температурного перепада и способа заделки. Эта величина должна удовлетворять требованию к поверхности зеркала и быть не хуже $\lambda/8$ ($\lambda=0,633$ мкм).

- Собственная частота изделия.

Исходные данные сведены в таблицу 1.

Таблица 7 – Исходные данные для разработки узла полевого зеркала [3]

Параметр	Значение	Единица измерения
Синусоидальные вибрации	20 – 2000	Гц
Случайные вибрации	20 – 2000	Гц
Температура эксплуатации	+18 – +40	°С

Наиболее распространенной оптической схемой многоходовой газовой кюветы является схема Уайта, в которой излучение проходит туда и обратно через один и тот же объем большое количество раз, система позволяет использовать большие угловые апертуры в точках вне оптической оси. Схема Уайта показана на рисунке 3.

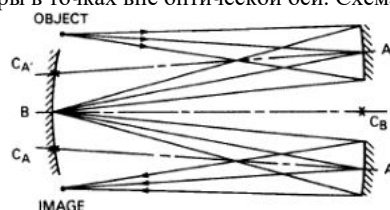


Рисунок 26 - Схема Уайта [4]

Как уже было упомянуто выше, введение большого числа юстировочных подвижек в конструкцию может ухудшить итоговые показатели качества изделия. В связи с чем, в разрабатываемой конструкции кюветы предполагается наличие настройки в ходе сборки только у объективных зеркал. Узел зеркала полевого – не юстируемая составная часть.

Форма зеркала определяется исходя из количества проходов излучения, наличия пазов для обеспечения возможности ввода и вывода излучения из кюветы, а так же способа заделки зеркала в оправу. Толщина определяется соотношением: $d \geq (1/8 - 1/10) \cdot l$ [5].

Исходя из допуска на расстояние между оптическими компонентами, а так же заданного перепада температур, компоненты кюветы должны обладать размеростабильностью. Поэтому материалом для изготовления зеркала выбран ситалл СО-115М ОСТ 3-104-77 с коэффициентом теплового расширения (КТР) $0-1,5 \cdot 10^{-7}$ 1/К. Для изготовления оправки был выбран сплав 36Н ГОСТ 10994-74, т.к. это наиболее подходящая пара по КТР ($1,5 \cdot 10^{-6}$ 1/К) для ситалла.

Для уменьшения габарита узла предполагается сопряжение зеркала с оправой посредством клежки. Монтаж зеркала к оправке производится посредством инъекций эпоксидного клея через шприц в предусмотренные отверстия. Критическим параметром для подбора клея также являлся КТР, так как расхождение значений на несколько порядков может привести к повреждению зеркала. Был выбран эпоксидный клей 3M Scotch-Weld DP190 В/А Серый. К повреждению зеркала так же может привести неравномерный клеевой шов. Толщина слоя клея определяется формулой (1) из [6].

$$t_e = \left[\frac{D_G}{2} \right] \left[\frac{1 - \nu_e}{1 + \nu_e} \right] \left[\frac{\alpha_M - \alpha_G}{[\alpha_e - \alpha_G] - \frac{(7 - 6\nu_e)(\alpha_M - \alpha_G)}{4(1 + \nu_e)}} \right] \quad (1)$$

где D_G - диаметр зеркала;

ν_e - коэффициент Пуассона клея;

α_M - КТР материала оправки;

α_G - КТР материала зеркала;

α_e - КТР клея.

По формуле (1) получена толщина слоя клея равная 274 мкм.

Центры площадок крепления оптики к оправке должны быть расположены по центру нейтральной плоскости оптики, при этом высота контактной площадки не должна превышать 80% толщины оптического компонента. [7]. Такой метод сведет к минимуму эффект провисания оптического компонента, который может возникнуть в случае крепления компонента за края (рисунок 4).

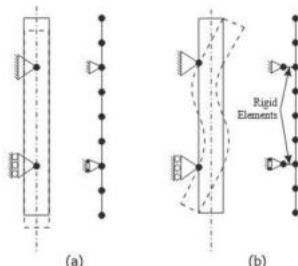


Рисунок 27 - Влияние расположения кинематических ограничений на поперечно нагруженное зеркало: (а) кинематические крепления, расположенные на нейтральной плоскости, и (b) кинематические крепления, расположенные вне нейтральной плоскости [8]

Минимальная площадь приклейки определяется по формуле (2) из [6].

$$Q_{\min} = \frac{W a_G f_s}{J} \quad (2)$$

где W – вес оптики;

a_G – максимальное линейное ускорение;

f_s – коэффициент запаса;

J – прочность на сдвиг или растяжение клеевого соединения

Минимальная площадь приклейки определена по формуле (2) и составляет, при условии приклейки на 3 площадки, приблизительно 3 мм² на каждую из площадок.

Вариант крепления №1 представляет собой оправку с тремя лепестками, расположенными по диаметру под 120°. Оправка имеет посадочный диаметр и три опорные точные поверхности, паз для штифта для выставления в однозначное положение относительно корпуса кюветы. Общий вид варианта крепления узла полевого зеркала №1 приведен на рисунке 4.

Так как толщина клеевого шва настолько мала по отношению к толщинам остальных компонентов, что не внесет вклад в деформацию зеркальной поверхности, поэтому в расчете им можно пренебречь.

Граничными условиями для теплового анализа являлись начальная температура (минимальная рабочая температура) и температура воздействия извне (максимальная рабочая температура). Эпюра распределения температуры по узлу полевого зеркала на 1 шаге (через 180 секунд), полученная в результате теплового анализа в ПО SolidWorks Simulation показана на рисунке 6. Эпюра распределения температуры по узлу полевого зеркала на 20 шаге (через 3600 секунд), полученная в результате теплового анализа в ПО SolidWorks Simulation показана на рисунке 7. Эпюра напряжений, полученная в результате статического анализа, при варианте крепления №1 отображена на рисунке 8; Эпюра перемещений, полученная в результате статического анализа – рисунок 9; эпюра, полученная в результате частотного анализа – рисунок 10.

На основе рисунка 7 можно говорить о стабилизации температуры в узле. Следовательно, в качестве нагрузки для статического расчета можно принять данные 20-го шага теплового анализа. В статическом анализе плоскости крепления оправки заменены эквивалентными стойками для наиболее достоверных результатов. Для моделирования эффекта прижатия трех точных поверхностей оправки винтами к кювете, они ограничены и имеют степень свободы только в своей плоскости.

Как видно на рисунке 9, изменение разницы высот между самой высокой точкой и самой низкой точкой поверхности зеркала составляет около 0,085 мкм, что не отвечает заданным требованиям. Такой вид оправки не имеет радиальной податливости.

Вариант крепления узла полевого зеркала №2 является классическим креплением в оптических системах, в которых требуется высокая точность центровки оптических компонентов. В оправке сделаны изгибные пластины. Пластины являются жесткими в тангенциальном и осевом направлениях, при этом податливыми в радиальном направлении. Произведем аналогичные действия в SolidWorks Simulation и получены эпюра перемещений, полученная в результате статического анализа при варианте крепления №2 – рисунок 11; эпюра, полученная в результате частотного анализа при варианте крепления №2 – рисунок 12.



Рисунок 28 - Общий вид зеркала с вариантом крепления №1

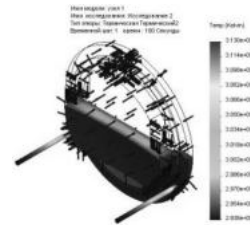


Рисунок 29 - Эпюра распределения температуры, полученная на 1-ом шаге теплового анализа, при варианте крепления №1

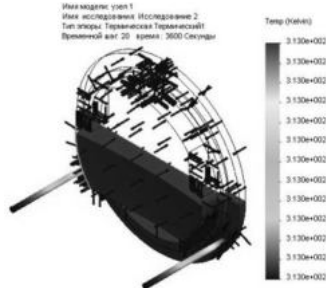


Рисунок 30 - Эпюра распределения температуры, полученная на 20-ом шаге теплового анализа, при варианте крепления №1

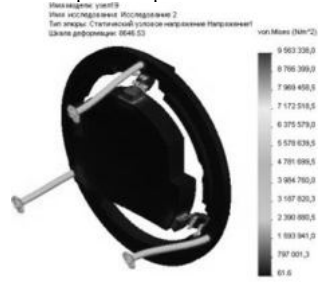


Рисунок 31 - Эпюра напряжений, полученная в результате статического анализа, при варианте крепления №1

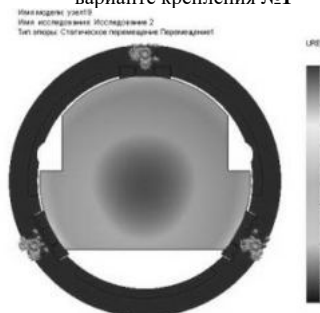


Рисунок 32 - Эпюра перемещений, полученная в результате статического анализа, при варианте крепления №1

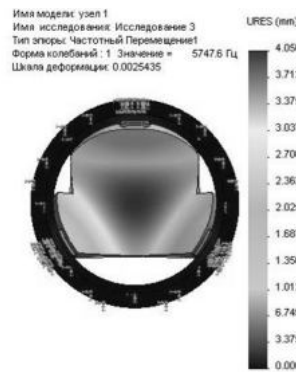


Рисунок 33 - Эпюра, полученная в результате частотного анализа, при варианте крепления №1

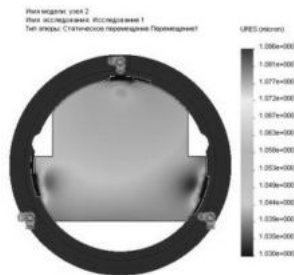


Рисунок 34 - Эпюра перемещений, полученная в результате статического анализа, при варианте крепления №2



Рисунок 35 - Эпюра, полученная в результате частотного анализа, при варианте крепления №2

На рисунке 11 видно, что изменение разницы высот между самой высокой точкой и самой низкой точкой поверхности зеркала находится в заданных пределах, но распределено неравномерно.

Для снижения напряжений и наиболее плавного распределения изменения разницы высот между самой высокой точкой и самой низкой точкой поверхности зеркала необходимо обеспечить больше степеней свободы. Для этого в конструкцию оправки добавлены шарниры. Произведем аналогичные действия в SolidWorks Simulation для варианта крепления узла полевого зеркала №2. Получены эпюры, показанные на рисунках 13-14.

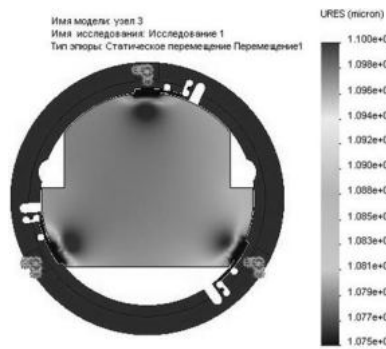


Рисунок 36 - Эпюра перемещений, полученная в результате статического анализа, при варианте крепления №3



Рисунок 37 - Эпюра, полученная в результате частотного анализа, при варианте крепления №3

По эпюре на рисунке 13 можно говорить, что с использованием шарниров удалось уменьшить значение распределения изменения разницы высот между самой высокой точкой и самой низкой точкой поверхности зеркала, но не изменить его характер. Так же в данном варианте конструкции значительно уменьшилась жесткость.

Вариант крепления №4 узла полевого зеркала также имеет пластины с шарнирами (рисунок 15), но для простоты изготовления являются отдельными деталями. Произведем аналогичные действия в SolidWorks Simulation для варианта крепления узла полевого зеркала №4. Получены эпюры, показанные на рисунках 16-17.



Рисунок 38 - Пластина для крепления полевого зеркала №4

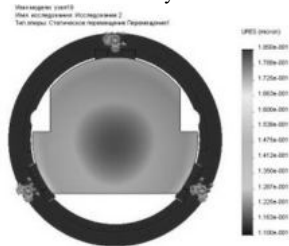


Рисунок 39 - Эпюра перемещений, полученная в результате статического анализа, при варианте крепления №4

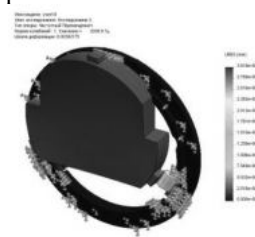


Рисунок 40 - Эпюра, полученная в результате частотного анализа, при варианте крепления №4

По эпюре перемещений, отображенной на эпюре 16 и, проведя зондирование зеркальной поверхности с помощью инструмента в SolidWorks Simulation, было выяснено, что изменение разницы высот между самой высокой точкой и самой низкой точкой поверхности зеркала составило 0,044 мкм, что укладывается в $\lambda/8$. Однако, собственная частота конструкции (рисунок 17) достаточно близка к верхней границе диапазона. Характер перемещения зеркала говорит о вероятном перемещении оси зеркала относительно оси юветы

В варианте крепления полевого зеркала №5 было сделано предположение, что изменив конструкцию пластины: площадка крепления сделана перпендикулярно к плоскости изгиба и увеличена площадь контакта изгибной части с крепежной пластиной; жесткость узла повысится или изменится характер деформации при частотном анализе. Произведем аналогичные действия в SolidWorks Simulation и получены эпюры 19-20.

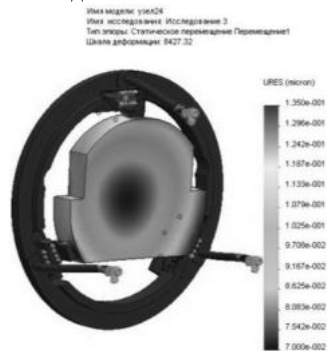


Рисунок 41 - Эпюра перемещений, полученная в результате статического анализа, при варианте крепления №5

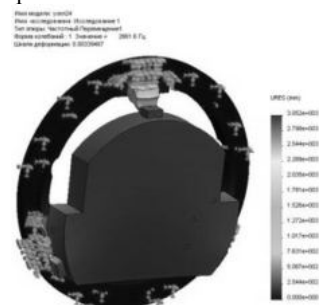


Рисунок 42 - Эпюра, полученная в результате частотного анализа, при варианте крепления №5

По эпюре перемещений, отображенной на эпюре 18 и, проведя зондирование зеркальной поверхности с помощью инструмента в SolidWorks Simulation, было выяснено, что неравномерность деформации зеркала составило 0,063 мкм, что укладывается в $\lambda/8$. Однако, собственная частота конструкции (рисунок 20) слишком близка к верхней границе диапазона. Характер перемещения зеркала говорит о вероятном перемещении оси зеркала относительно оси кюветы

В варианте крепления узла полевого зеркала №6 использовался метод ограничения оптики опорами (рисунок 21) [9]. Такие опоры имеют податливость только в радиальном направлении за счет своей конструкции.



Рисунок 43 - Опора для крепления полевого зеркала №6

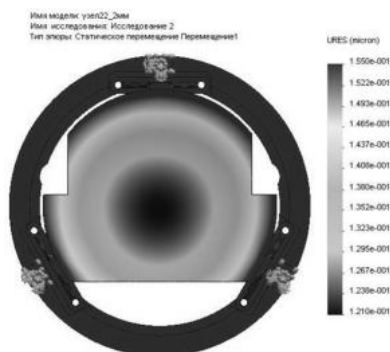


Рисунок 44 - Эпюра перемещений, полученная в результате статического анализа, при варианте крепления №6

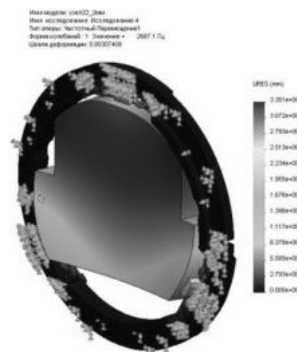


Рисунок 45 - Эпюра, полученная в результате частотного анализа, при варианте крепления №6

По рисунку 22 видно, что изменение разницы высот между самой высокой точкой и самой низкой точкой поверхности зеркала имеет правильный характер (по краям деформируется из-за монтажа с оправкой, а к центру зеркала практически отсутствуют деформации). На рисунке 23 показано, что узел полевого зеркала обладает достаточной жесткостью и характером перемещения зеркала, качественно показывающим потенциальное смещение оси зеркала относительно оси кюветы

По результатам моделирования составлена сводная таблица 2 для выявления наиболее оптимального крепления полевого зеркала.

Таблица 8

№ Варианта крепления	Изменение разницы высот между самой высокой точкой и самой низкой точкой поверхности зеркала, мкм	Собственная частота, Гц	Характер перемещения	Соответствие габаритным размерам (+/-)	Масса узла, г
1	0,085	5747	+	+	247
2	0,056	1727	-	+	255
3	0,032	796	-	+	247
4	0,044	2038	-	+	244
5	0,063	2661	-	+	245
6	0,34	2687	+	+	245

В результате анализа был выявлен наиболее оптимальный вариант крепления, удовлетворяющий заданным критериям – №6. Во внимание так же был принят характер перемещения зеркала, качественно показывающий потенциальное смещение оси зеркала относительно оси кюветы, в связи с чем, варианты №4 и №5 были отброшены. Дальнейший путь оптимизации конструкции может быть направлен в сторону подбора альтернативных материалов, с целью улучшения экономических показателей, таких как их стоимость.

Библиографический список

1. ANITA2 Flight Model Development – A status report of the multicomponent ISS Air Analyser / T. Stuffer [и др.] // 47th International Conference on Environmental Systems. – 2017.
2. Q-MACS Multipass optics [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://s8bfdb1f34472e208.jimcontent.com/download/version/1573655901/module/13348646834/name/Q-MACS%20Multipass%20optics.pdf>. – (Дата обращения: 20.03.2022).
3. Российский сегмент МКС. Справочник пользователя / Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва
4. Paul Hannan, White cell design considerations / Paul Hannan// Optical Engineering 28(11). – 1989.
5. Справочник конструктора оптико-механических приборов. Под ред. В.А. Панова. - Л., Машиностроение, 1980 .
6. Paul Yoder. Opto-Mechanical Systems Design. Design and analysis of optomechanical assemblies / Paul Yoder, Jr. Daniel Vukobratovich. – CRC Press, Taylor & Francis Group, 2015/ – 728 с.

7. High bandwidth fast steering mirror / Francisc M. Tapos [и др.] // Proceedings of SPIE. – 2005. – №5877.
8. Doyle, Keith B. Integrated optomechanical analysis, second edition / Keith B. Doyle, Victor L. Genberg, Gregory J. Michels // SPIE--The International Society for Optical Engineering. – 2012.
9. Design of bipod flexure mounts for the IRIS Spectrometer / Isaac Weingrod [и др.] // Optomechanical Engineering. – 2013.

УДК 621.83.054.3

РАЗРАБОТКА ЧИСЛЕННОЙ 3D-МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ВОЗДЕЙСТВИЯ ПЛАМЕНИ НА ЭЛЕКТРОННЫЙ АГРЕГАТ

Жолудев А.¹, Мальков А.¹, Цурикова А.¹, Лазарева И.²

¹ *Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

² *Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого*

В рамках данной работы были произведены расчеты для численно смоделированного испытания на огнестойкость и огнестойкость электронного агрегата. Условия испытания соответствовали требованиям раздела 26 КТ-160G.

КТ-160 – квалификационные требования, определяющие условия эксплуатации и окружающей среды для бортового авиационного оборудования. Настоящий документ устанавливает, в частности, технические требования к оборудованию по внешним воздействиям и нормы параметров внешних воздействий, соответствующих определенным зонам и/или условиям эксплуатации воздушных судов.

При проведении расчетов рассматривался процесс воздействия пламени на электронный агрегат. Оборудование, устанавливаемое в пожароопасной зоне, должно функционировать в течение первых 5 минут пожара и должно сохранять безопасные свойства минимум в течение 15 минут (пожара). Не допускаются утечки воздуха из компонентов, которые могли бы усилить горение. Крепление оборудование не должно быть нарушено. Вообще, любая утечка из образца с продолжением горения после первых 5 минут должна считаться неблагоприятным исходом испытания, если нельзя показать, что нет значительного роста общей опасности пожара.

Трехмерная модель электронного агрегата рассчитывалась в смоделированных условиях испытания на огнестойкость с целью определения соответствия оборудования применимым стандартам функционирования во время испытания или демонстрации, что в течение 15 минут сохраняется неопасное состояние.

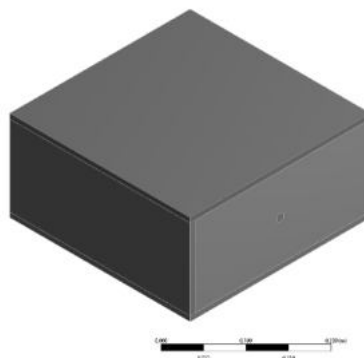


Рис 1. Геометрическая модель

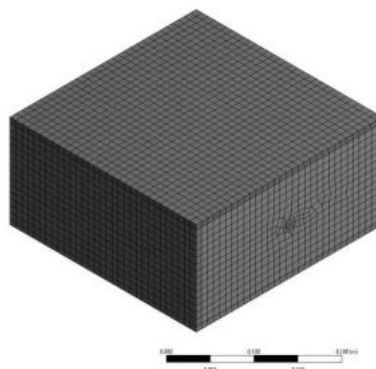


Рис 2. Сеточная модель

Была разработана численная 3D-модель процесса воздействия пламени на электронный агрегат, получено распределение тепловых полей в агрегате, оценено воздействие тепла на электронные компоненты в предложенных условиях – габариты агрегата, материалы, из которых он изготовлен. Проведена верификация модели по экспериментальным данным. Разработана методика оценки распределения тепла в электронном агрегате и его оптимизации для обеспечения требованиям раздела 26 КТ-160G для категории испытаний Б – огнестойкое оборудование.

Для построения модели, верификации конечно-элементной модели электронного агрегата и проведения расчетов использовались следующие данные:

- материал корпуса Д16ч;
- масса агрегата около 10 кг, геометрический центр и центр масс совпадают;

- габариты агрегата 300x300x150 мм, толщина стенок 8 мм;
- внутри агрегата пять плат из материала Стеклотекстолит СТФ-2-35 габаритами 250x250x3 мм, расположенных на равном удалении друг от друга по высоте агрегата.

В расчете в качестве газа использовался воздух, свойства материалов агрегата (плотность, теплопроводность, теплоёмкость)

Материал	Плотность, кг/м ³	Теплопроводность, Вт/(м*°C)	Теплоёмкость, Дж/(кг*°C)
Воздух	T ₀ =1,293	T ₀ =0,0244	T ₀ =1005
	T ₁₀₀ =0,946	T ₁₀₀ =0,0321	T ₁₀₀ =1009
	T ₃₀₀ =0,615	T ₃₀₀ =0,046	T ₃₀₀ =1047
	T ₅₀₀ =0,456	T ₅₀₀ =0,0574	T ₅₀₀ =1093
	T ₇₀₀ =0,362	T ₇₀₀ =0,0671	T ₇₀₀ =1135
	T ₁₀₀₀ =0,277	T ₁₀₀₀ =0,0807	T ₁₀₀₀ =1185
Д16ч	2800	T ₁₀ =9	T ₂₇ =903,7
		T ₄₀ =37	T ₁₂₇ =951,7
		T ₈₀ =61	T ₃₂₇ =1036,7
		T ₁₅₀ =90	T ₅₂₇ =1153,8
		T ₃₇₃ =130	T ₇₂₇ =1176,7
		T ₅₇₃ =163	T ₉₂₇ =1176,7
СТФ-2-35	1800	T ₀ =0,4	T ₁₀₀ =950
		T ₂₉₃ =0,156	T ₂₉₃ =798
		T ₄₇₃ =0,172	T ₄₇₃ =969
		T ₆₇₃ =0,18	T ₆₇₃ =1092,5
		T ₈₇₃ =0,184	T ₈₇₃ =1149,5
		T ₁₀₇₃ =0,18	T ₁₀₇₃ =1178

Тепловые нагрузки: температура (1100 ± 80)°C, величина теплового потока 4500 Вт/час (*Вт = британская тепловая единица).

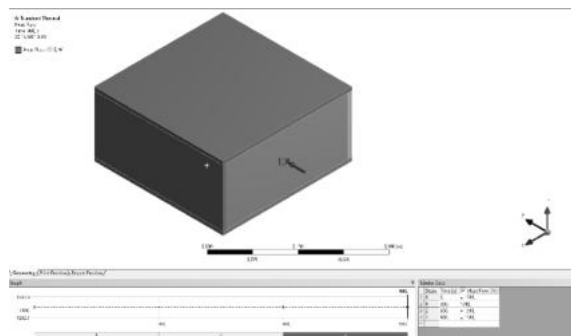


Рис 3. Тепловой поток

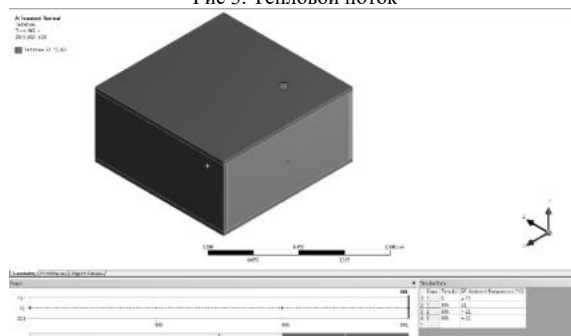


Рис 4. Радиационный теплообмен с окружающей средой

В статье рассматривается тепловой расчёт методом конечных элементов.

$$\text{Уравнение теплового баланса: } \sum \alpha * F * (t_1 - t_2) + \sum \beta * T^4 = 0$$

Результаты расчётов

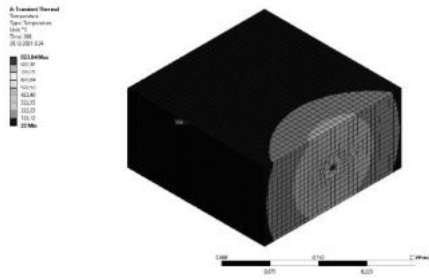


Рис 5. Распределение температуры на 1 шаге (5 минут)

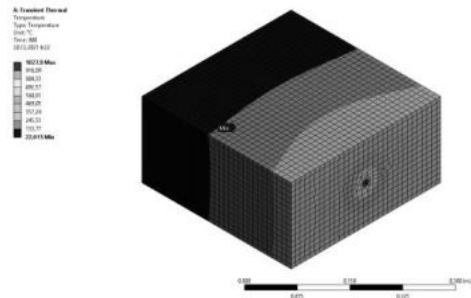


Рис 6. Распределение температуры на 3 шаге (15 минут)

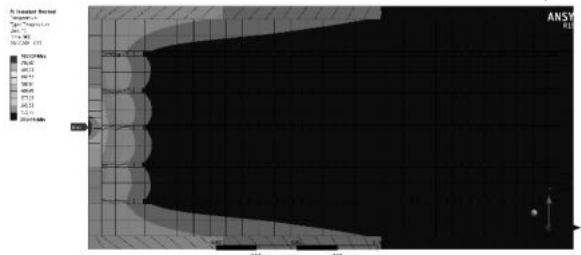


Рис 7. Распределение температуры на 3 шаге (15 минут) в разрезе

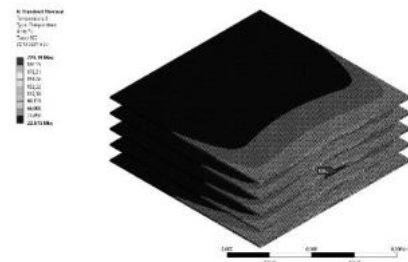


Рис 8. Распределение температуры на 3 шаге (15 минут) на пластинах

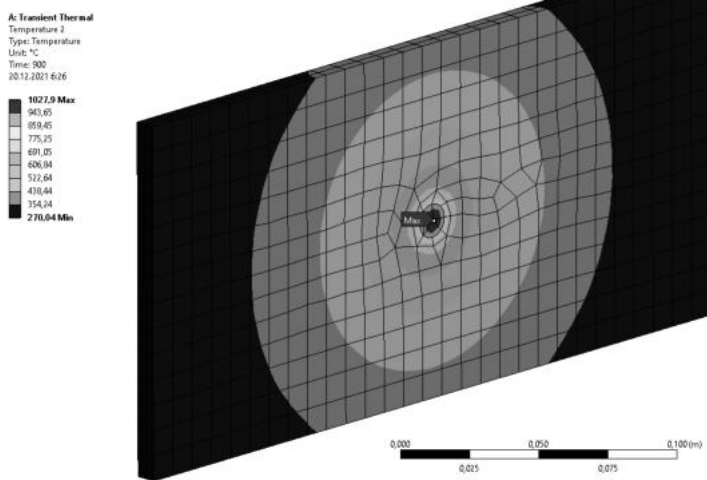


Рис 9. Распределение температуры на 3 шаге (15 минут) в точке нагрева

Произведенные расчеты показали, что при заданных параметрах модель не гарантирует того, что технические характеристики оборудования сохраняются при эксплуатации. Стенка электронного агрегата при воздействии на неё

пламени заданной температуры проплавляется. В целях оптимизации конструкции была сделана наплавка на стенку агрегата из жаропрочной стали 12Х1МФ толщиной 2 мм. Увеличение размера и массы агрегата в этом случае не являются критичными.

Свойства стали 12Х1МФ

Плотность, кг/м ³	Теплопроводность, Вт/(м*°С)	Теплоемкость, Дж/(кг*°С)
7800	T ₁₀₀ =41	T ₁₀₀ =507
	T ₂₀₀ =41	T ₂₀₀ =597
	T ₃₀₀ =40	T ₃₀₀ =607
	T ₅₀₀ =39	T ₅₀₀ =695
	T ₆₀₀ =38	T ₆₀₀ =683
	T ₇₀₀ =37	T ₈₀₀ =1025

Результаты расчёта оптимизированной конструкции

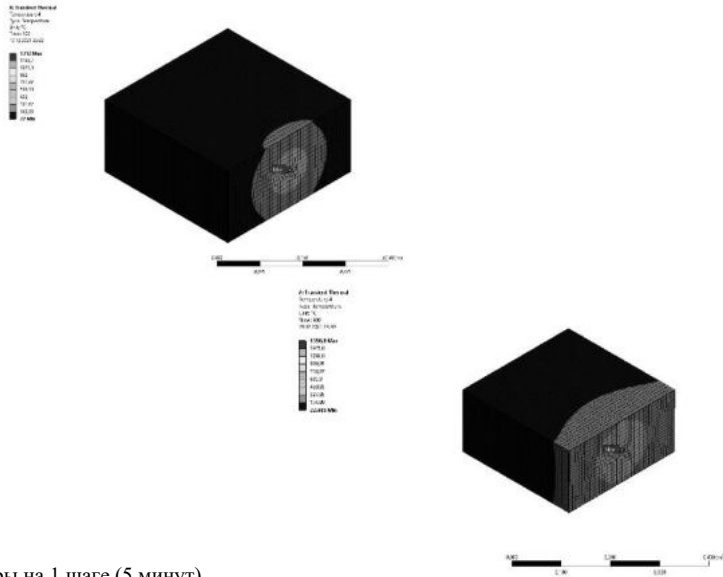


Рис 10. Распределение температуры на 1 шаге (5 минут)

Рис 11. Распределение температуры на 3 шаге (15 минут)

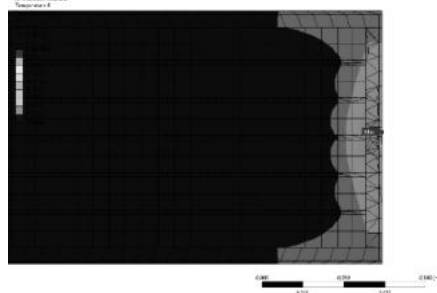


Рис 12. Распределение температуры на 3 шаге (15 минут) в разрезе

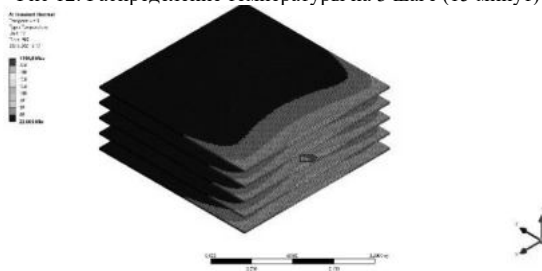


Рис 13. Распределение температуры на 3 шаге (15 минут) на пластинах

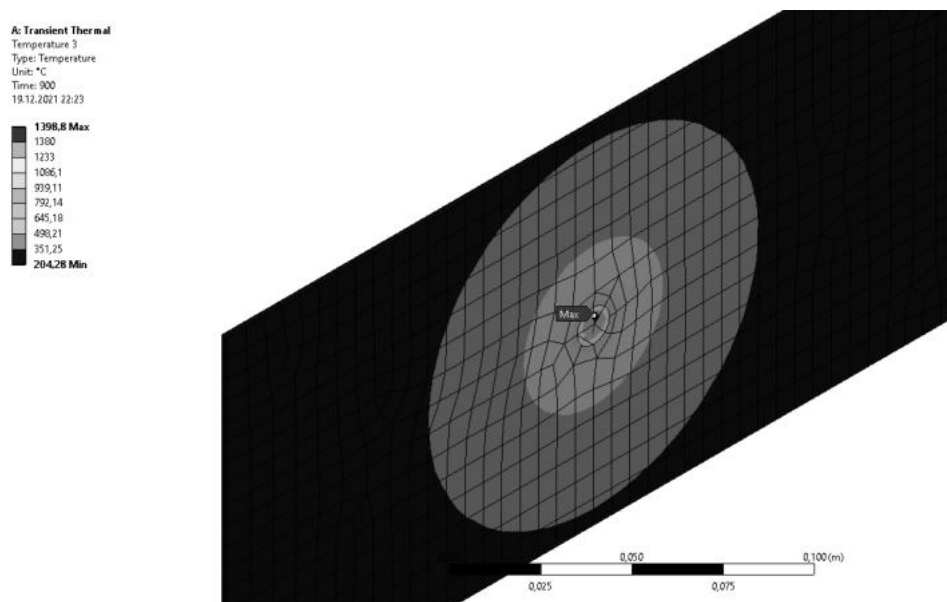


Рис 14. Распределение температуры на 3 шаге (15 минут) в точке нагрева

Проведенные расчеты показывают, что оптимизированный предложенным способом электронный агрегат соответствует заявленным требованиям огнестойкости и огнестойкости, т.к. температура плавления стали 12X1МФ, равная 1560°C, не превышена.

Библиографический список

1. Санников В.А. Численное моделирование физических процессов в ограниченных средах: учебное пособие. / В.А. Санников. Балт. гос. техн. ун-т. -СПб., БГТУ, 2008г
2. Павлов А. С. - Решение задач механики деформируемого твердого тела в программе ANSYS [Текст] : практикум [для вузов] / А. С. Павлов ; БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова. - Изд. 2-е, испр. и доп. - СПб. : [б. и.], 2020
3. Льюис, Б. Горение, пламя и взрывы в газах [Текст] : пер. с англ. / Б. Льюис, Г. Эльбе. - М. : Изд-во иностр. лит., 1948. - 446 с. : граф., рис., табл. - Библиогр. в конце частей. - Библиогр. в подстроч. прим. - Дополнит. титульн. лист на англ. яз. - Дополнения в конце частей. - Приложения: с. 418-441. - 26.45 р.
4. Талантов, Алексей Васильевич. Горение в потоке [Текст] / А. В. Талантов. - М. : Машиностроение, 1978. - 160 с. : ил., схемы, табл. - Библиогр.: с. 157-158. - 0.55 р.
5. Горение, теплообмен и нагрев металла [Текст] : сборник научных трудов. № 24 / М-во чёрной металлургии СССР, Всесоюз. науч.-исслед. ин-т металлургической теплотехники ; отв. ред. И. В. Белов. - М. : Металлургия, 1973. - 240 с. : схемы, табл., ил. -). - Авторы указ. в оглавлении. - Ред. указ. на обороте тит. листа. - Библиогр. в конце ст. - 2.10 р.

УДК 629.735.33

РЕТРОСПЕКТИВНЫЙ И ПЕРСПЕКТИВНЫЙ АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИИ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» В АВИАЦИИ

Р. А. Пантелюк, Е.С. Шмурак

Военно-медицинская академия им. С. М. Кирова

На протяжении последнего столетия наблюдается определенная закономерность, в соответствии с которой каждое последующее поколение воздушных судов становится более надежным, а главное - более экономичным, в сравнении с воздушными судами предыдущих поколений. Следовательно, повышение топливной эффективности воздушного судна, которая является одним из основных факторов, характеризующих экономичность воздушного судна, делает воздушные перевозки доступными для широких слоев общества. Таким образом, воздушные перевозки становятся неотъемлемой частью нашей повседневности, в частности вкрапляясь в культурный контекст общества.

Современной научное авиационное сообщество, будучи в поисках дальнейших путей повышения эффективности летательных аппаратов, считает, что одним из возможных путей дальнейшего развития авиационной отрасли является массовое внедрение летательных аппаратов концепции «летающее крыло».

Последние десятилетия авиационная отрасль показывает впечатляющий уровень макроэкономических показателей при осуществлении услуг транспорта и перевозок международному сообществу и регионам в рамках четко представленных циклов и ритмов инвестиций и возможностей. Важным так же является косвенное воздействие роста рынка воздушных перевозок. Как пример, развитие инфраструктуры создает значительную занятость так же, как и последующая эксплуатация аэропортов и авиакомпаний создает новую почву для роста занятости высококвалифицированного населения. Рост туризма и туристических потоков и открытие доступа крупным производителям к удаленным и ранее недоступным рынкам является ещё одним благоприятным сценарием. Все это ведет к общему глобальному росту вообще, а зарождающиеся при вышесказанных условиях новые торговые и туристические отрасли народного хозяйства будут иметь дальнейшую тенденцию к развитию, обеспечивая более широкий и устойчивый региональный рост, в частности.

Интересный и примечательным фактом будет то, что согласно имеющейся статистике с середины 1970-х годов показатели роста воздушного транспорта возрастают вдвое каждые 15 лет, игнорируя циклы международных экономических рецессий и спадов [1]. Воздушный транспорт не поддается таким видам рецессий и спадов, так как сам выступает как один из наиболее эффективных инструментов борьбы с возможными негативными последствиями экономических спадов – характеризуется, как важный и действенный фактор для правительств любого уровня в сложных экономических условиях. График роста количества перевезенных пассажиров может дать представление о динамике развития рынка пассажироперевозок за последние десятилетия (рис. 1).

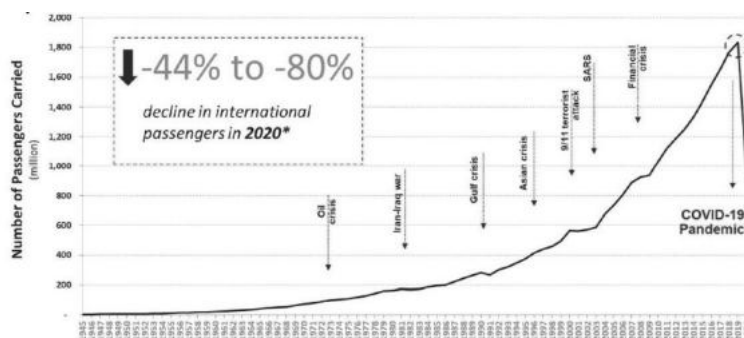


Рисунок 1. График роста рынка пассажироперевозок с 1945 по 2020 (до коронавирусный) период

График является наглядной демонстрацией того, что, несмотря на многочисленные экономические потрясения последних десятилетий, которые имели разный генезис и развитие, будь то кризисы, связанные с повышением цен на топливо, или экономические потрясения, которые являлись результатом военных действий или террористических акций, можно наблюдать достаточно устойчивый, хоть и с небольшими замедлениями, рост авиационного сектора по всему миру, сменяющийся непродолжительными периодами стагнационного роста.

Ещё одним важным фактором развития в вопросах уменьшения потребления топлива, а, следовательно, и уменьшения выбросов вредных веществ в окружающую среду стало то, что результат совместного использования легких материалов и инновационных конструктивных технологий привел к созданию более легких конструкций планеров воздушных судов и, как следствие этого, удешевление возможных перелетов в ближайшем будущем. Отмечается, что производители воздушных судов продолжают рассматривать различные способы сведения к минимуму веса планера, в числе которых могут рассматриваться: интегральная компоновка крыла, ограничение длины шасси, оптимизация конструкции и использование новых материалов. В рамках современных технических разработок и имеющейся практики конструирования важных элементов конструкции планера и крыла по-прежнему растут масштабы применения композитных материалов в самых последних конструкциях самолетов. Внедрение крыльев из композитных материалов с увеличенным размахом и улучшенными аэродинамическими характеристиками будет способствовать значительно повышению эффективности расхода топлива, однако потребует дополнительных решений в части складывания законцовок крыла для соответствия требованиям аэропортов, что особенно выделяет вопрос об авиационной инфраструктуре.

На основании данных моделирования и анализа независимая экспертная комиссия [6] пришла к выводу, что одним из возможных путей увеличения общей эффективности воздушного судна является улучшение его аэродинамических характеристик. Исторически каждое следующее поколение воздушных судов было более аэродинамически совершенным в сравнении с предыдущим [2]. Встает вопрос о внедрении совершенно новых концепций, которые сулят большие выгоды в вопросах аэродинамического качества и топливной эффективности и т.п. На этом фоне интересен пример B737 и A320: Аэродинамические характеристики планера (характеризующиеся отношением коэффициентом подъемной силы к лобовому сопротивлению) для самолетов класса single aisle (узкофюзеляжный - SA), таких как B737 и A320, улучшались за последние четыре десятилетия примерно вдвое меньшими темпами в сравнении с более крупными современными широкофюзеляжными самолетами (класс twin-aisle aircraft - TA). Значительная часть этой разницы связана с тем, что B737 и A320 имеют свое происхождение в далеком прошлом, а улучшения их планера являются процессом постепенным, что, в каком-то смысле, ограничивает их дальнейшее развитие. Имеющиеся в распоряжении информация и данные свидетельствуют о том, что совершенно новый планер для самолетов размера SA сможет улучшить аэродинамические характеристики самолета, что позволит уменьшить разницу с TA. Ожидается, что к 2037 году в небо будут выходить самолеты с совершенной новой характеристикой планера для класса SA.

Активно рассматривается возможность внедрения самолетов альтернативной концепции и конфигурации. Мнения широко разнятся о возможной дате, когда самолеты альтернативной конфигурации займут свое место в системе мировой авиации.

В документе 10127 ИКАО [6] озвучивает свою позицию относительно возможных перспектив альтернативных концепций и конфигураций воздушных судов:

1) Следует отметить, что в своих соображениях и рекомендациях экспертная комиссия исходит из того, что обычная «нормальная» конфигурация («фюзеляж и крыло») является единственной возможной на среднесрочную перспективу, до 2027 года;

2) Среди экспертов не существует четкого консенсуса относительно вероятности появления альтернативных конфигураций к 2037 году; Считается, что в 2037 году возможно появления воздушных судов новых концепций с потенциальными преимуществами по сравнению с обычными конфигурациями («фюзеляж и крыло»). Одними из возможных преимуществ должны быть:

- Увеличение топливной эффективности примерно на 5-15%

- Значительное снижение авиационного шума

3) Экспертным сообществом подчеркивается необходимость масштабных инвестиций в исследования и разработки потенциально многообещающих проектов альтернативной схемы и конфигурации. Чтобы сделать возможным ввод новых типов ВС в эксплуатацию уже в 2037 году, необходимо осуществлять значительные вливания в ближайшие 5-7 лет;

4) Снижения рисков, как реальных, так и потенциальных, для устранения «недостатков» и демонстрации преимуществ. Таким образом, привлечение крупного авиационного бизнеса.

Потенциально возможным ИКАО видит концепцию «Hybrid wing body» (HWB – гибридное крыло). Эта концепция существенно не отличается от идеи «летающего крыла» и базируются на том же аэродинамическом принципе.

Концепция HWB представляет собой самолет с неподвижным крылом без четкой внешней разграничительной линии между крылом и основным корпусом самолета. Конструктивно он представляет из себя соединение фюзеляжа и крыла в одно целое. HWB имеет корпус, который непосредственно участвует в создании подъемной силы. Возможно существование определенной разницы между «гибридным крылом» и «летающим крылом» в вопросах организации внутреннего пространства воздушного судна. Концепция «гибридного крыла» может, как иметь вертикальное оперение, так и не иметь его вообще. Как правило, при использовании этой концепции двигатели могут размещаться вне внутреннего пространства воздушного судна, обычно на его поверхности сверху.

Форма HWB сочетает в себе все возможные потенциальные достоинства воздушного судна, в котором подъемная сила в значительной степени обеспечивается, помимо непосредственно крыльев, еще и фюзеляжем, который является плавным продолжением крыла. Форма крыла может быть почти идеальной, что позволит значительно уменьшить аэродинамическое сопротивление в сравнении с воздушными судами обычной «нормальной» схемы, а возможность более равномерного распределения полезной нагрузки по всему объему внутреннего пространства ВС обеспечивает значительное преимущество в весовых характеристиках. Согласно исследованиям, почти 40% подъемной силы самолета концепции «гибридное крыло» создается непосредственно фюзеляжем. В сравнении, фюзеляж воздушного судна традиционной «нормальной» схемы создает только 10% подъемной силы [3]. Основными достоинствами концепции «гибридного крыла» можно считать:

- Значительное преимущество в вопросах полезной нагрузки в сравнении с самолетами обычной конфигурации.

Активно ведутся разработки самолета-заправщика, транспортного самолета такой схемы;

- Высокая топливная эффективность – на 11% лучше, чем у самолета обычной схемы;

- Низкий уровень авиационного шума – исследования NASA по моделированию воздушных судов показывают снижение шума на 15 дБ для самолетов класса Boeing 777. Другие исследования показывают снижение уровня шума на 30-40 дБ по сравнению со стандартом Level 4 ИКАО. Для сравнения, шум от А320neo ниже рекомендованного стандарта на 17 дБ;

Основным недостатком концепции «гибридное крыло» считается:

- Вопрос о размещении эвакуационных выходов;

- Вопрос о размещении иллюминаторов, так как концепция предусматривает отсутствие оных. Возможным считается вариант, при котором на внешней оболочке воздушного судна будут установлены камеры. Внутри пассажирской кабины будут располагаться дисплеи, через которые пассажиры и летный состав будут наблюдать окружающий мир;

- Пассажиры, сидящие по краям воздушного судна, могут испытывать дискомфорт во время крена;

- Такая конфигурация может показать небольшую эффективность при полетах на малые расстояния;

- Вопрос о модификации и замене частей воздушного судна;

В докладе 10127[6] особое внимание уделено трем существующим разработкам «гибридного крыла», а именно:

- Boeing Blended wing body

- Lockheed Martin Hybrid wing body

- Dzyne Blended wing body

Концепция Dzyne Blended wing body была впервые представлена в 2016 году и во многом похожа на концепт Boeing BWB (рис. 2).

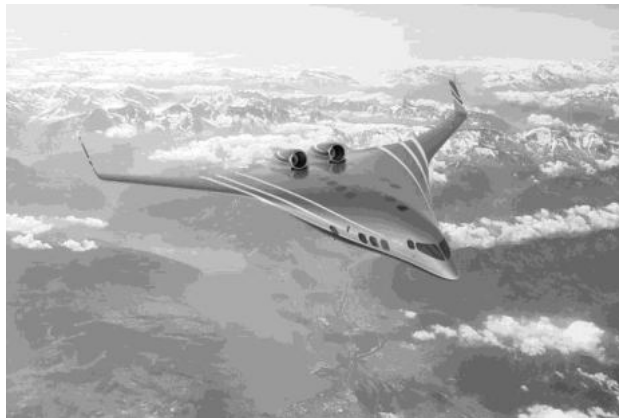


Рис. 2. Концепт-арт самолета Dzyne Blended wing body[7]

Основным отличием является то, что она ориентирована на небольшие транспортные средства, начиная от большого самолета для бизнес-авиации и заканчивая самолетами узкофюзеляжной конфигурации (SA), где предыдущие концепции Boeing BWB и Lockheed Martin HWB были невозможны. Ключевые отличительные особенности - это новая конструкция планера и форма размещения шасси, которые обещают появление возможно первого однопалубного BWB (предыдущие концепции BWB были ограничены более крупными транспортными средствами из-за необходимости двухпалубного расположения). Также возможно применение наработок с других концепций BWB. Хотя конструкцию приемлемого для BWB шасси еще предстоит продемонстрировать, она может стать ключом к раскрытию преимуществ концепции «гибридного крыла» для всех классов и конфигураций [4]. Ожидается возможность использования этой концепции в широкофюзеляжном варианте (рис. 3).

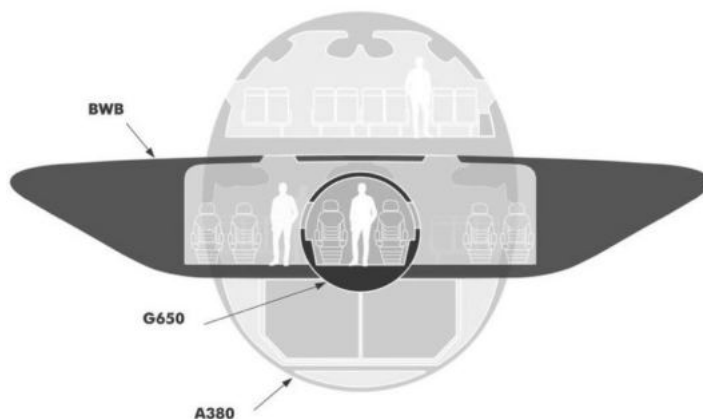


Рисунок 3. Сравнение миделевого сечения Dzyne BWB с аналогичными у A380 и G650[7]

Как выше было сказано, классическая «нормальная» аэродинамическая схема является самой распространенной. Несмотря на этот факт, нельзя считать, что классическая схема является самой эффективной с позиции аэродинамической науки. Как это ни странно, для создания подъемной силы необходимо только лишь крыло. Все остальные элементы воздушного судна (фюзеляж, горизонтальное и вертикальное оперение и т.п.) классической схемы существуют только для целей размещения экипажа, пассажиров и грузов, обеспечения устойчивости, управляемости и балансировки. Для формирования хороших взлетно-посадочных характеристик воздушного судна [5].

Важно заметить, что по мере развития авиации формы летательных аппаратов все больше приближаются к схеме «летающего крыла». Классическими являются примеры самолетов Су-57 и F-22. Эти два истребителя 5-го поколения уже трудно назвать самолетами классической «нормальной» схемы. Корпус этих летательных аппаратов, являясь продолжением крыльев, создает подъемную силу. Эти самолеты по своей аэродинамической компоновке находятся значительно ближе к «летающему крылу», чем к классической схеме (рис. 4).



Рисунок 4. Самолеты Су-57 и F-22[8]

На основании фактических данных можно сделать определенные заключения относительно достоинств «летающего крыла» на фоне самолетов традиционной схемы. «Летающие крылья» обладают широким диапазоном преимуществ. Преимущества выражаются в общих чертах в таких показателях, как значительное уменьшение массы летательного аппарата, низкое значение лобового сопротивления и удешевление конструкции за счет отсутствия

фюзеляжа, горизонтального и оперения. Сконструированные по схеме «летающее крыло» самолеты могут размещать пассажиров, и грузы внутри крыла, которое должно располагать значительными объемами.

«Летающее крыло» подразумевает слияние крыла и фюзеляжа, что в свою очередь дает следующие преимущества:

- Основным достоинством концепции является аэродинамическое превосходство перед воздушными судами традиционных схем. В «летающем крыле» вся конструкция является несущей поверхностью. Возможность получения более низкого значения лобового сопротивления дает в итоге высокие качества крейсерского полета. В гражданской авиации это позволит снизить издержки на осуществление полетов за счет повышения топливной эффективности, которая значительно выше у самолетов концепции «летающее крыло» в сравнении с летательными аппаратами традиционных схем;

- Также «летающее крыло» имеет превосходство в весовых характеристиках. Отсутствие горизонтального и вертикального оперения делают конструкцию воздушного судна значительно легче, что сказывается на аэродинамических характеристиках. Снижение массы летательного аппарата также сказывается на топливной эффективности;

- Конструкция «летающего крыла» позволяет равномерно распределить аэродинамические силы вдоль всего размаха крыла-конструкции. Это в свою очередь позволяет избегать дополнительных напряжений (деформация изгиба и т.п.), которые являются неотъемлемой частью самолетов традиционной схемы. Отсутствие фюзеляжа и необходимости укреплять стыковочные элементы системы «крыло-фюзеляж» позволяет получить преимущества в весовых характеристиках. Также это позволяет снизить долю массы фюзеляжа во всей конструкции воздушного судна;

- Распределение всей полезной нагрузки по значительной площади в конечном итоге позволяет максимально использовать эффект аэродинамической разгрузки. Это дает весовые преимущества за счет снижения доли веса планера во взлетной массе воздушного судна.

Помимо вышеописанных преимуществ летательные аппараты концепции «летающее крыло» обладают рядом недостатков, которые носят узкоспецифический характер, а именно:

- Основной проблемой самолетов этой схемы является вопрос продольной и путевой устойчивости. Конструкторская задача по размещению горизонтального и вертикального оперения (и соответственно обеспечения приемлемого уровня продольной и путевой устойчивости) связана с тем, что сама конструкция, будучи относительно небольшой в размере относительно продольной и поперечной оси, не обеспечивает достаточное плечо органов стабилизации и управления относительно центра тяжести воздушного судна;

- Проблема, связанная с низкими значениями коэффициента подъемной силы во взлетно-посадочной конфигурации (значение $C_{y_{max}}$ у самолетов типа «летающее крыло» в два раза меньше, чем у аналогичных самолетов традиционной схемы). Причиной тому является сложность в применении взлетно-посадочной механизации из-за возникновения значительных пикирующих сил при использовании механизации. Это в свою очередь ведет к тому, что у летательных аппаратов типа «летающее крыло» значения скорости взлета и посадки, а также значения длины пробега и разбега самолета больше, чем у самолетов традиционных схем;

- Небольшое значение критического числа Маха, которое определяется необходимостью использовать в конструкции крыловых профилей «летающего крыла» профили с большим значением относительной толщины. В свою очередь, использование профилей с большой относительной толщиной профиля самолета необходимо для размещения внутри крыла полезной нагрузки.

Как можно наблюдать из истории развития аэродинамической схемы «летающее крыло», основные недостатки схемы мешали дальнейшему развитию и массовому внедрению. Согласно мнению ряда ученых и авиационных специалистов, развитие аэродинамика, самолетостроения и систем активного управления воздушными судами должно в значительной степени устранить присущие «летающему крылу» недостатки и вдохнуть новую жизнь в эту действительно достойную внимания концепцию.

Современное авиационное сообщество имеет большое количество приверженцев схемы «летающее крыло». Экономическая и топливная эффективность такого типа воздушного судна должна сделать эту схему доминирующей в ближайшие десятилетия.

Библиографический список

1. Костенко И.К. Летающие крылья. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1988. – 104с.: ил. ISBN 5-217-00296-4.
2. Марашан М. В. Способы обеспечения продольной устойчивости самолетов типа «летающее крыло» / Марашан М. В., Оглуздина К. А.// Молодой учёный. – 2016. - № 14 (118). – С. 154 – 156.
3. Сеньюшкин Н.С. Летательные аппараты нетрадиционных схем / Биксаев А.Ш., Сеньюшкин Н.С., Лоскутников А.А., Салимова И.И.// Молодой учёный. – 2013. - № 11 (58). – С. 75-78.
4. Соболев Д.А. Столетняя история "летающего крыла". — М.: "Русское авиационное акционерное общество" (РУСАВИА), 1998. — 288 с.: ил. ISBN 5-900078-01-9.
5. Соболев Д. А. Самолеты особых схем. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1989.— 176 с: ил. ISBN 5-217-00523-8.
6. Doc 10127, Independent expert integrated technology goals assessment and review for engines and aircraft. ISBN 978-92-9258-781-9
7. <https://sidhartha-wilson-eeb6.squarespace.com/the-ascent>
8. <https://sharj.net/v-ssha-smodelirovali-poedinok-istrebitelej-su-57-i-f-22>

СИЛОВОЙ АНАЛИЗ ЛОПАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С КРЫЛЬЧАТЫМ РОТОРОМ В КАЧЕСТВЕ ВОЗДУШНОГО ДВИЖИТЕЛЯ

Н.А. Косякина, В.В. Тихоненко

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

Аннотация: В работе представлен междисциплинарный анализ лопасти из композиционного материала, относящийся к воздушному движителю с перспективным методом создания подъемной силы.

Ключевые слова: циклокоптер, крыльчатый ротор, FSI-анализ, лопасть из композиционного материала.

В настоящее время во всем мире (США, Евросоюз, Япония, Южная Корея, Россия) проводятся исследования по созданию летательного аппарата с циклическим ротором (Рис.1). Подобная конструкция движителя обладает рядом преимуществ, по сравнению с традиционными методами создания подъемной силы:

- Работа в ограниченных условиях
- Взлет и приземление на наклонную поверхность
- Возможность изменения вектора тяги в широком диапазоне
- Высокая маневренность
- Хорошие акустические показатели



Рис. 46. Циклокоптер представленный на выставке «АРМИЯ-2020»

Крыльчатые движители цилиндрического вида, как устройства создания аэродинамической силы, представляют собой роторы, по цилиндрической поверхности которых расположены на равных угловых расстояниях крылообразные лопасти, совершающие круговые (циклические) движения вместе с роторами и колебательные движения вокруг собственных осей, лежащих на поверхности цилиндров. По циклу движения каждая лопасть-крыло в двух секторах поворачивается на угол атаки к касательной поверхности цилиндра, создавая совокупную аэродинамическую силу радиального направления (Рис. 2).

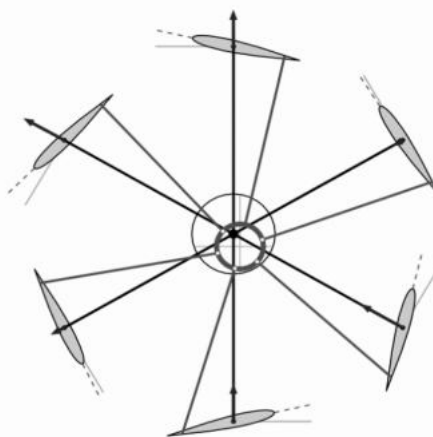


Рис. 2. Иллюстрация принципа создания подъемной силы

Подобная конструкция для поднятия полезного груза требует высоких частот вращения ротора с большими углами атаки на лопастях, что вызывает повышенные динамические нагрузки и сверх напряжения в материале. Проведен Fluid Structure Interaction расчет в программном комплексе Ansys Workbench, реализованный с помощью импорта давления на крыло из модуля CFX в модуль Static Structural. Композиционный материал лопасти моделировался в модуле Ansys Composite PrePost. Параметры для расчета взяты из научных работ [2,3] и представлены в таблице 1.

Таблица 9

Параметр	Значение
Угол атаки лопасти	39°
Частота вращения ротора	3100 об/мин
Скорость набегающего потока	138 м/с
Среда	Стандартная атмосфера при 20° С
Профиль лопасти	NACA 0018
Длина хорды	220 мм
Размах одной лопасти	1000 мм
Радиус вращения лопастей	425

В таблице 2 представлены исходные данные для Ansys Composite PrePost. В оболочку крыла внесены 2 лонжерона на расстояние 55 мм и 110 мм от передней кромки Лопасти [2].

Таблица 10

Элемент лопасти	Число слоев укладки	Угол укладки слоев
Оболочка	6	0 0 45
Лонжерон 1	12	0 0 45
Лонжерон 2	9	0 0 45

Полученные результаты перемещений вынесены на рис 3. и свидетельствуют о допустимых вертикальных перемещения в лопасти. Анализ обратного коэффициента запаса в модуле ACP Post показал достаточные прочностные характеристики конструкции.

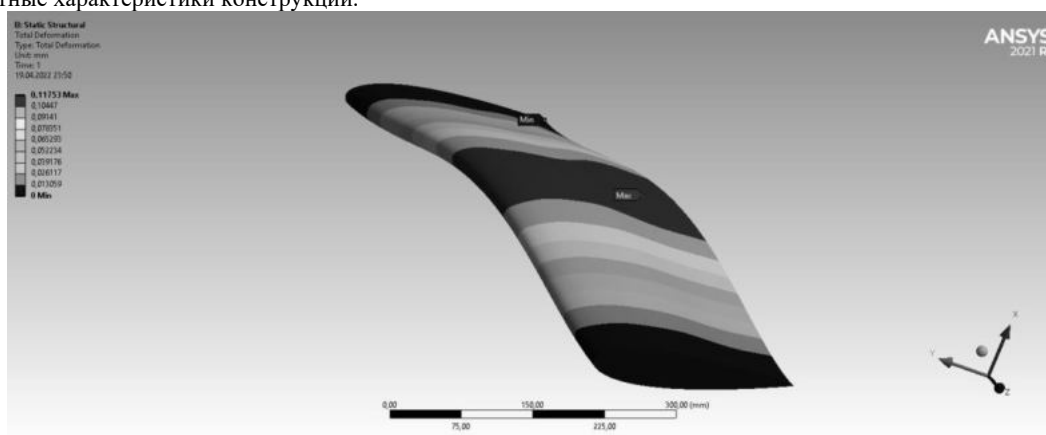


Рис. 3 Перемещения (Total Deformation) в лопасти.

Итак, параметры, полученные при аналитическом расчете (координатные положения лонжеронов, число слоев композита, угол укладки, оказались актуальными и в случае численного моделирования в программном комплексе ANSYS. Далее требуется провести расчеты на устойчивость движения (флаттер) и получить экспериментальные подтверждения для дальнейшей установки в реальную конструкцию.

Библиографический список

1. Композиционные материалы в производстве летательных аппаратов: учебное пособие / А.Ю. Андрушкин, В.К. Иванов; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2010.
2. Yun, C.Y. A New Vertical Take-off and Landing Aircraft with Cycloidal Blades System : Cyclocopter, Ph.D thesis, Seoul National University, 2004
3. In Seong Hwang, Chang Sup Hwang, Seung Jo Kim. Structural Design of Cyclocopter Blade System, Seoul National University, 2005
4. Рогожин В.Б. Разработка мезомасштабного беспилотного летательного аппарата, использующего лобовое сопротивление / Лезова И.Е., Лезов А.А., Лезова А.А. // Аэрокосмическое приборостроение и эксплуатационные технологии. третья Международная научная конференция: сборник докладов. Санкт-Петербург, 2022. С. 180-184.

УДК 629.7.015.3

СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЙ СТЕНДА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА УПРАВЛЯЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Сагалович С.А., Иванов М.С., Дундукова П.М.

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

Разработанный на кафедре А5 БГТУ «ВОЕНМЕХ» стенд (рис.1) полунатурного моделирования обеспечивает моделирование основных процессов, сопровождающих полет управляемого ЛА в продольной плоскости. При этом обеспечивается точное моделирование наиболее сложного уравнения, описывающего вращение ЛА вокруг центра тяжести.

Прямое измерение угла атаки, силы лобового сопротивления и подъемной силы системой измерения стенда обеспечивает получение всей необходимой информации для формирования команд управления и построения траектории полета ЛА без использования упрощающих допущений и линеаризации систем уравнений,

описывающих аэродинамические процессы и движение ЛА. В результате появляется возможность корректного моделирования и исследования динамики полета ЛА сложной и нетрадиционной аэродинамической формы, для которых характерны интенсивные интерференционные процессы между элементами, в т.ч. на экстремальных режимах полета по значениям угла атаки и угловой скорости.

Возможность использования в контуре стенда реальной системы управления ЛА позволяет упростить и ускорить процесс испытаний, сократить продолжительность цикла компоновки ЛА и этапа летных испытаний. Для исследования динамики ЛА в лабораторных условиях необходимо обеспечить модель хотя бы с одной степенью свободы. Отклонение управляющих поверхностей ЛА будет приводить к изменению аэродинамических сил, действующих на ЛА. Таким образом, измеряя незакрепленные координаты модели и изменения аэродинамических сил, появляется возможность в реальном времени следить за эффектами, возникающими в данной программе управления и сравнивать эмпирические данные с приближенной математической моделью. Для достижения подобных результатов необходимо объединить в одну лабораторную установку: аэродинамическую и весоинерциальную модели ЛА, математическую или натурную модель системы управления и органов управления летательным аппаратом, цифровую и аналоговую измерительные аппаратуры.

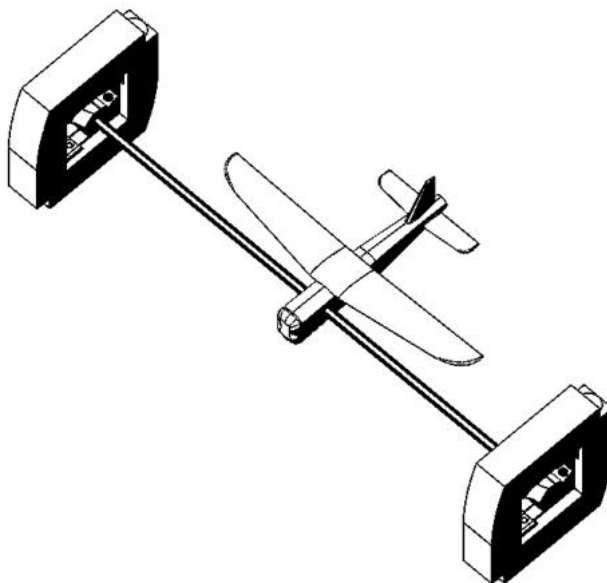


Рис.1 – Общий вид стенда

Важнейшей частью предлагаемого стенда являются тензометрические весы. Этот узел принимает аэродинамические усилия, действующие на ЛА, которые в дальнейшем могут быть использованы для математического построения траектории движения ЛА.

Конструкция (рис.2 – рис.4) имеет следующий принцип работы: воздействие от модели ЛА, закрепленной на оси через внутреннюю рамку, передается на балки. Под действием аэродинамической силы балки начинают изгибаться, что приводит к растяжению/сжатию тензорезисторов, наклеенных на балки. Для исключения взаимного влияния датчиков друг на друга балки закреплены в каретках, которые могут свободно перемещаться вдоль оси валов, благодаря линейным подшипникам. Все элементы установлены во внешней рамке тензоопоры.

В конструкцию тензоопоры включен датчик угла атаки типа «энкодер», позволяющий измерить угловое положение ЛА в процессе эксперимента.

Основная сложность в проектировании двухкомпонентных тензометрических весов состояла в исключении взаимовлияния каналов. Для этого в конструкцию тензоопор введены специальные подвижные элементы для свободного перемещения датчиков силы. При усилии по оси Y внутренняя рамка перемещается вниз - нижний и верхний датчики деформируются, а правый и левый свободно перемещаются. Аналогично происходит и с приложением усилий по оси X - правый и левый датчики изгибаются, а нижний и верхний перемещаются. В результате была получена наиболее оптимальная конструкция для измерения аэродинамических сил. Предварительная тарировка подтвердила правильность предлагаемой конструкции: практически исключено взаимное влияние каналов, подтверждена достаточная повторяемость результатов измерений и установлен линейный характер тарировочных кривых в заданном диапазоне нагрузок (0.18-18Н).

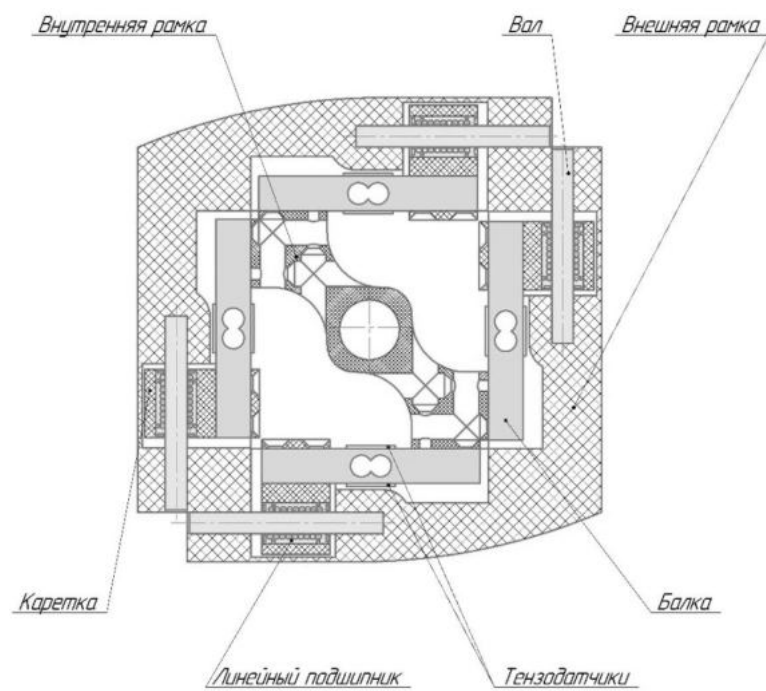


Рис.2 – Конструкция датчика силы. Чертеж

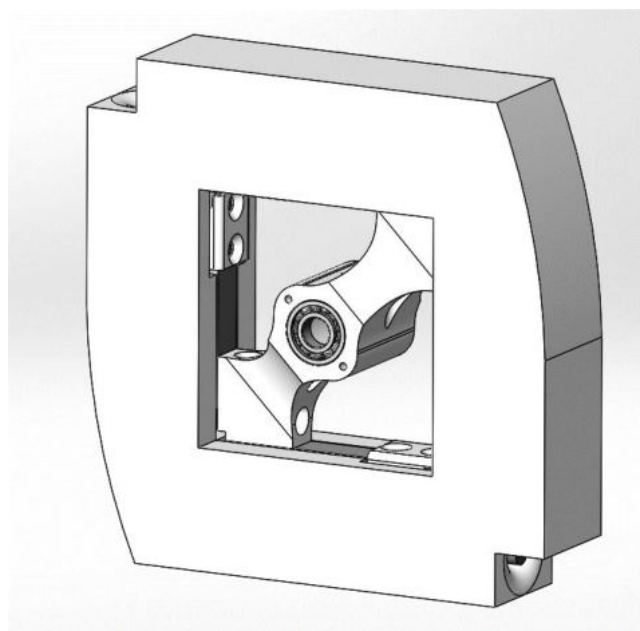


Рис.3 - Конструкция датчика силы. 3D модель

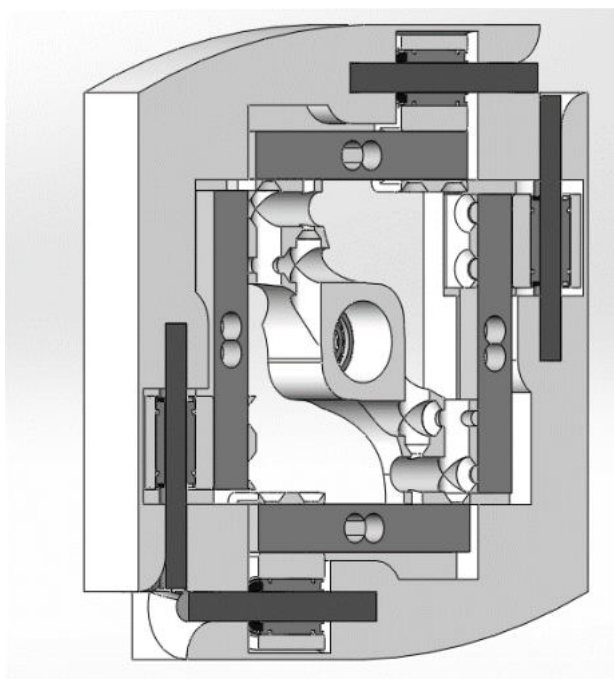


Рис. 4 – Конструкция датчика силы. 3D модель. Разрез в вертикальной плоскости

Были проведены испытания с неуправляемой моделью ЛА (рис.5), сбалансированной относительно оси вращения (угол атаки в начальный момент времени $\alpha = 0^\circ$, установившаяся скорость потока $V_\infty = 50$ м/с , температура окружающей среды $T_\infty = 293$ К). При этом фиксировались значения подъемной силы (рис.7), силы лобового сопротивления (рис.6) и угла атаки (рис.8) в процессе работы аэродинамической трубы.

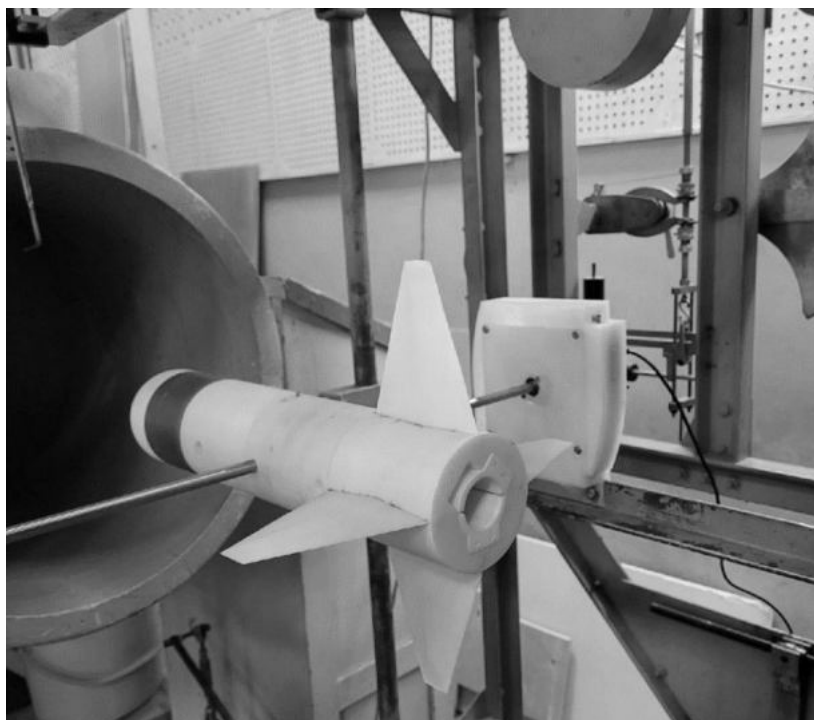


Рис.5 - Модель ракеты в испытаниях

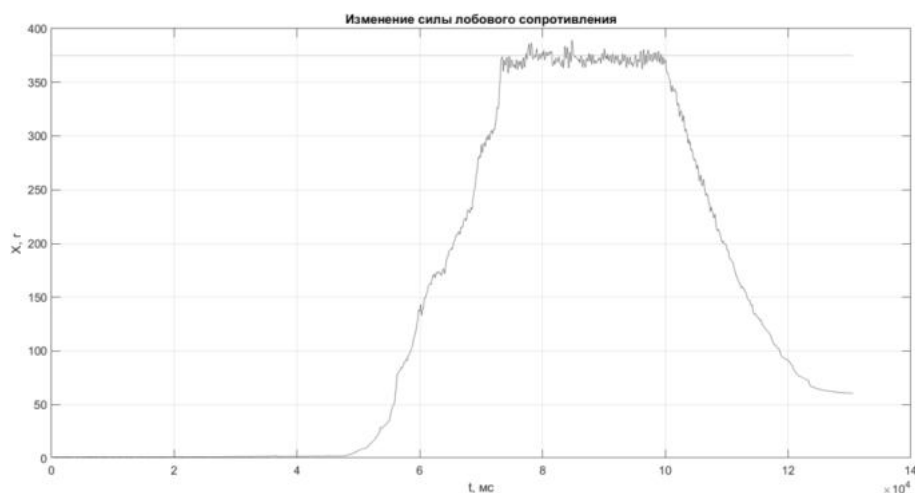


Рис. 6 – Измерение силы лобового сопротивления

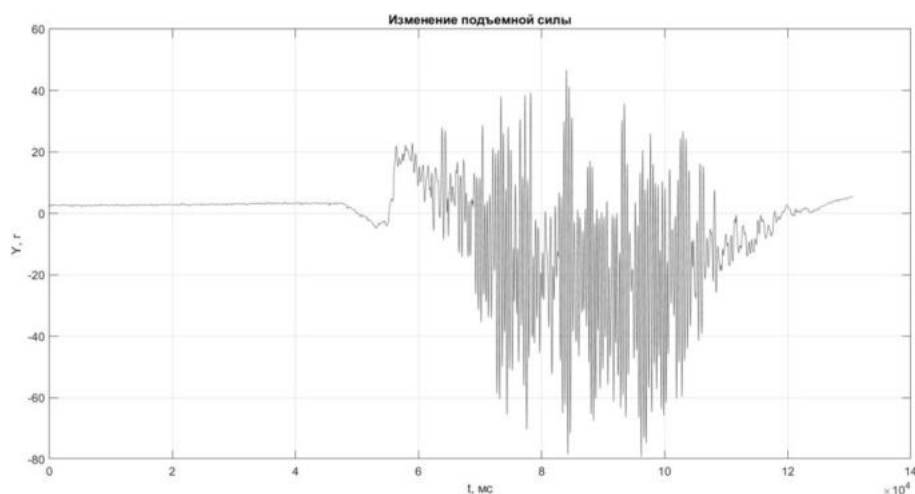


Рис. 7 – Измерение подъемной силы

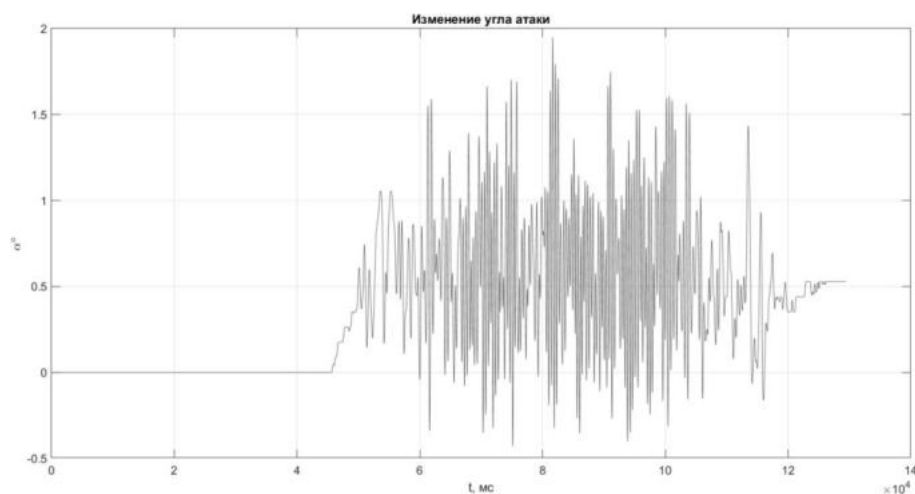


Рис.8 – Измерение угла атаки

Испытания в аэродинамической трубе подтвердили отсутствие взаимного влияния каналов. При установившейся скорости потока измеряемые значения имеют постоянные математические ожидания, что подтверждает возможность использования такой конструкции тензометрических весов в составе лабораторного стенда полунатурного моделирования динамики полета управляемого ЛА.

Для подтверждения правильности результатов необходимо их сравнение с эталонным значением.

В настоящий момент проводится накопление статистических данных и разрабатывается платформа для проведения тарировки конструкции тензометрических весов при различных углах приложения силы. Планируется проведение эксперимента с управляемым ЛА.

Библиографический список

1. Акимов Г.А., Зазимко В.А.. Аэрогазодинамика лабораторный практикум. СПб:БГТУ "Военмех",2007.

2. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. “Динамика полета беспилотных летательных аппаратов” Издание 2-е, переработанное и дополненное. — Машиностроение: Москва, 1973, 616 с.
3. Кажичкин С.В., Лацоев К.Ф., Левицкий А.В. Подвижные тензометрические весы для системы дистанционного управления рулевой поверхностью // Материалы III Отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов: [Электронный ресурс] // tsagi.ru/pressroom/events/kimila/ (дата обращения: 02.04.2022).
4. Тензодатчик: принцип работы, устройство, типы, схемы подключения [Электронный ресурс]: <https://www.asutpp.ru/tenzodatchik.html> <https://www.asutpp.ru/tenzodatchik.html> (дата обращения 24.12.2021г.).
5. Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского [Электронный ресурс]: <https://tsagi.ru/> (дата обращения 13.01.2022г.).

УДК 616 - 057

СОЗДАНИЕ ТРЕНАЖЕРА ДЛЯ НЕЗАДЕЙСТВОВАНЫХ МЫШЦ В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ

Н.А. Косякина, В.В. Тихоненко

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

Аннотация: Дальнейшее освоение космоса неразрывно связано с увеличением длительности пребывания людей в космосе. Однако продолжительное воздействие микрогравитации (невесомости) приводит к существенным изменениям в организме космонавтов, несмотря на использование существующих средств и способов имитации земных нагрузок. Возвращение космонавтов после длительных миссий сопровождается затяжными сроками адаптации и реабилитации. Вследствие чего, для исследования дальнего космоса необходимо усовершенствовать методы моделирования земной гравитации на пилотируемых космических аппаратах.

Ключевые слова: микрогравитация, освоение дальнего космоса, космические тренажеры.

Продолжительное существование в условиях микрогравитации, например, на МКС, неизбежно ведет к значительным изменениям в теле человека. Перемещения жидких сред в краниальном (к черепу) направлении, что вызывает отек тканей головы и шеи, изменения физиологических характеристик мышц (ослабление вследствие отсутствия естественных нагрузок, метаболических нарушения, преобладание в костной ткани процессов с потерей минеральных компонентов и развитием остеопении (снижение минеральной плотности ткани) – лишь небольшая часть побочных эффектов отсутствия привычной для тела гравитации [1]. Симптомокомплексы этих изменений могут, особенно при недостаточно полном и рациональном использовании средств профилактики, вызывать дискомфортные ощущения, снижение работоспособности и резервных возможностей организма космонавтов и приводить к развитию неблагоприятных состояний ещё до возвращения на землю [1,2].

Выполненные во время длительного космического полета мед. исследования показали, что человек достаточно хорошо приспосабливается и эффективно работает в условиях невесомости длительностью до 14,2 месяцев [2], при дальнейшем увеличении времени пребывания на космическом аппарате есть риск развития необратимых изменений в теле исследователя. Для полета человека в дальний космос требуется найти новые способы безопасного (для экипажа) увеличения длительности космического полета.

По опыту запуска марсоходов, время полета до красной планеты составляет 6-9 месяцев, 18-20 месяцев ожидания благоприятного взаимного положения планет и ещё 6-9 месяцев на обратный путь, откуда следует, что при нынешних условиях невозможно совершить пилотируемую миссию даже на наиболее исследованную планету солнечной системы. Необходимо модернизировать существующие методы адаптации человека к условиям микрогравитации.

Одним из направлений приспособления человека к условиям невесомости является моделирование земных нагрузок посредством физических упражнений на тренажерах, установленных на космическом аппарате [3]. На данный момент изобретен и введен в эксплуатацию ряд специализированных устройств:

На данный момент изобретен и введен в эксплуатацию ряд специализированных устройств, один из таких - резистивный тренажер (ARED - Advanced Resistive Exercise Device) - использует регулируемые вакуумные цилиндры наряду с системой моделирования свободного веса на основе маховика для имитации упражнения в условиях силы тяжести. Это главная цель чтобы поддерживать мышечную силу и костную массу космонавта в течение длительного периода нахождения в околоземном пространстве.

Следующий из существующих специализированных устройств - велоэргометр с виброизоляционной системой (CEVIS - Cycle Ergometer with Vibration Isolation System). CEVIS очень похож на велосипед. Он крепится болтами к полу. Ремень безопасности держит тело в необходимом положении, для ног предусмотрен специальный крепёж. Можно изменить сопротивление для различных уровней сложности.

Еще одно из устройств такого типа - Русская Беговая дорожка (BD-2 - Russian Treadmill), беговая дорожка, которая позволяет членам экипажа ходить и бегать со скоростью от 2,4 до 20 км / ч.

Также существует Велоэргометр (VB-3), используется для аэробной тренировки, медицинских тестов и нагрузки для ног.

Проанализировав все тренажеры, был сделан вывод, что не задействованными, в нужном количестве, остаются мышцы шеи. Их проработка необходима для скорейшей их адаптации к земным условиям.

Возникла идея создания универсальной манжетки со специальными креплениями к силовым элементам тренажера (в данном случае рассматриваем модификацию резистивного тренажера ARED изображенного на рисунке 1). Произведена творческая проработка объекта и анализ возможных характеристик конструкции.

К манжетке предъявляется ряд требований для ее успешного функционирования на МКС:

- Оно должно легко приспосабливаться к текущему оборудованию на станции (тренажеру ARED).
- Должно подходить под индивидуальные особенности каждого космонавта, соответственно требует регулируемый механизм фиксации на голове иметь возможность регулироваться по высоте.

– Материал должен быть достаточно прочным, чтобы обеспечить необходимую нагрузку на целевые мышцы, но также иметь достаточную тактильную мягкость для удобства использования человеком.

После детального изучения устройства резистивного нагрузителя было сделано заключение о возможном устройстве приспособления. Тренажер имеет в своей конструкции электромагнитную муфту, соединенную с силовым тросом и генерирующую до 670 Н нагрузки [4]. Этот трос на конце имеет крепление внешнего оборудования – карабин, к нему и будет прикреплен другой конец манжетки (Рис. 2).

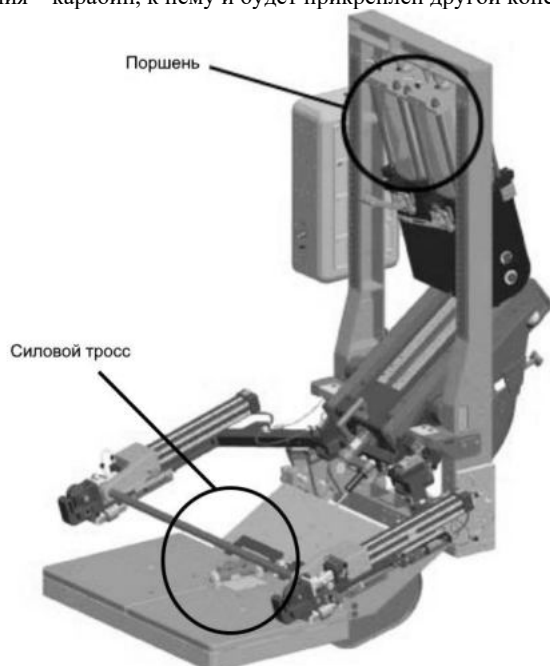


Рис. 47 Общий вид тренажера ARED



Рис. 48 Место возможного крепления модуля

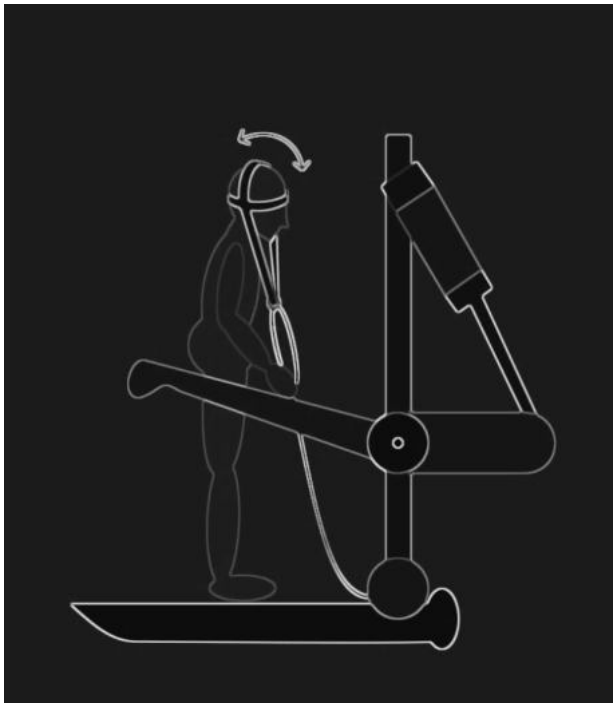


Рис.3 Схема работы тренажера

Головная часть приспособления (Рис 4, б) представляет собой ленточные стропы, накрест сшитые между собой “Зиг-загом” для обеспечения максимальной надежности конструкции [5]. Вследствие невысоких заложенных (около 5 кгс или около 50 Н) нагрузок несопоставимых с предельными значениями нагрузок строп (статическая грузоподъемность строп 2500-500000 Н), силовым расчетом пренебрегаем [5]. По опыту использования подобных приспособлений на земле ширину стропы головной части берем 45 мм, для обеспечения удобства и безопасности использования оборудования (меньшее давление на мягкие ткани лобной и височной доли). Строта, фиксирующая вертикальное смещение головы, сшивается на уровне груди (“Зиг-загом”) и чуть ниже образует сужающуюся петлю со вставленным металлическим “D-рингом”, для крепления с регулируемой частью (Рис 4, а).

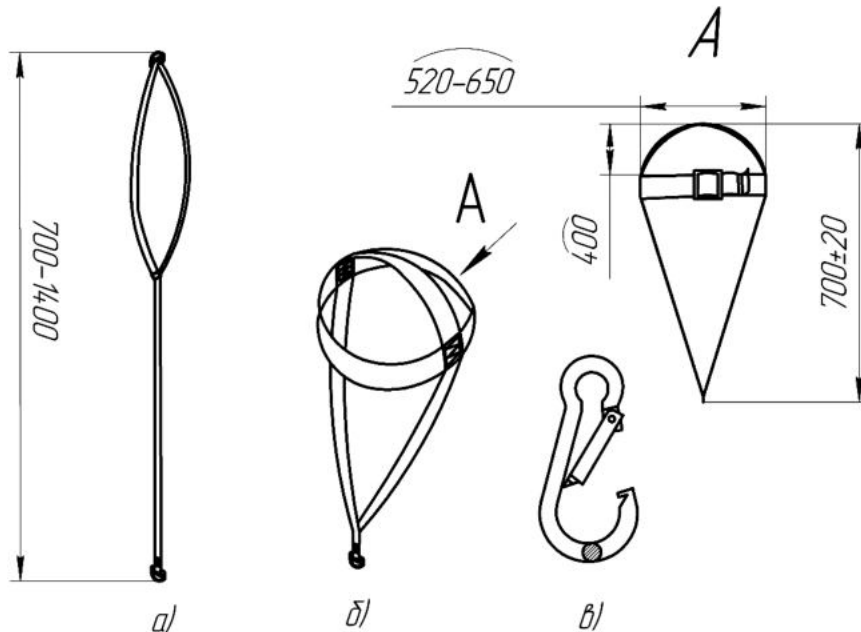


Рис. 49 Эскиз и принцип работы модуля

На стропе, фиксирующей горизонтальное смещение, предусмотрен регулятор обхвата головы в виде двухщелевой пряжки (Приложение 1) для учета индивидуальных особенностей космонавтов. Заложенный диапазон изменения целевого размера 500-650 мм. Неиспользованная часть стропы крепится резиновой клипсой. “D-ринг” и пряжка выполняются, по опыту использования в земных условиях, из нержавеющей стали AISI 304 толщиной 3 мм.

Регулируемая часть предназначена для соединения манжетки с силовым элементом тренажера. Для выполнения упражнения необходимо стоять во весь рост, что требует настройки для каждого конкретного индивида. Для этого в

конструкции предусмотрена фиксатор - двухщелевая пряжка. Силовой конец сшит в петлю со вставленным металлическим "D-рингом". Соединение элементов осуществляется с помощью стандартного карабина R-7872 (Рис. 4, в) с диаметром сечения 8 мм. Паспортная грузоподъемность составляет 330 кгс или около 3300 Н, что во много раз превышает проектируемые нагрузки.

В качестве материала для всех строп выбрано волокно из нейлона ПА 66 с добавлением дисульфида молибдена в качестве антифрикционной присадки. За его высокие эксплуатационные свойства: низкий коэффициент трения, водоотталкивающие свойства, высокая механическая прочность, износостойкость, высокие органолептические свойства [6].

Расчет необходимой длины ленты-заготовки

$$L = L1 + l_{\text{язычка}} + L2 + L3 + l_{\text{шва}} * 2 + l_{\text{запаса}} = 650 + 40 + 1350 + 1290 + 45 * 2 + 100 \\ = 3520 = \text{округляем до стандартного размера в счет длины запаса} \approx 3500 \text{ мм}$$

$L1$ – максимальный обхват головы, $l_{\text{язычка}}$ – расчетная длина регулируемой части стропы в головной части, $L2$ – длина стропы фиксирующей вертикальные смещения, $L3$ – общая длина регулируемой части, $l_{\text{шва}}$ – длина швов, $l_{\text{запаса}}$ – запас на производственные ошибки.

Приспособление обладает простой конструкцией, не большим весом легко в производстве, встраивается в уже имеющееся оборудование и, соответственно, обладает низкой стоимостью. Однако для доказательства эффективности устройства необходимы испытания в наземных условиях и в условиях микрогравитации. Это можно осуществить в Центре подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина.

Библиографический список

1. Экология космоса [Текст] : учебное пособие [для вузов] / И. М. Фадин, Б. И. Полетаев, В. Н. Сидоров ; ред. И. М. Фадин ; БГТУ "ВОЕНМЕХ". - СПб. : [б. и.], 2005.
2. Влияние многосуточной антиортостатической и ортостатической гипокинезии на ортостойчивость человека. [Электронный ресурс]. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/vliyanie-mnogosutochnoy-antiorstosticheskoy-i-ortosticheskoy-gipokinezii-na-ortoustoychivost-cheloveka/viewer> (дата обращения: 21.03.2022)
3. Саенко Дмитрий Геннадьевич «Влияние микрогравитации на характеристики поздних коррекционных ответов». [Электронный ресурс]. URL: <https://docplayer.com/44249986-Saenko-dmitriy-gennadevich-vliyanie-mikrogravitacii-na-harakteristiki-poznyh-korrekcionnyh-otvetov.html> (дата обращения: 21.03.2022)
4. ARED – RESISTIVE EXERCISE IN SPACE. [Электронный ресурс]. URL: https://www.nasa.gov/pdf/553871main_AP_ST_Phys_ARED.pdf (дата обращения: 23.03.2022)
5. Стропы грузовые общего назначения на текстильной основе. Требования к устройству и безопасной эксплуатации – РТС-тендер. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.rts-tender.ru/poisk/rukovodjajij-dokument/24-szk-01-01> (дата обращения: 23.03.2022)
6. Нейлон, Полиамид 66 что это. [Электронный ресурс]. URL: <https://r-meister.ru/info/nejlon-poliamid-66/> (дата обращения: 23.03.2022)

629.785

СОЗДАНИЕ УНИВЕРСАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТНОЙ ПЛАТФОРМЫ "ЛУННЫЙ РОВЕР"

Д.В. Казаков, А.О. Зорин

*Технологический университет имени дважды Героя Советского Союза,
летчика-космонавта А. А. Леонова*

В последние годы активно развивается идея исследования луны и даже космического туризма, создаются исследовательские миссии, придумываются идеи космических туров и космических отелей, но остается вопрос как же перемещаться или перевозить грузы по поверхности луны или других планет ведь ходить в скафандре достаточно сложно, а носить при этом какие-либо грузы практически невозможно, именно с этим и может помочь наш проект «Лунного Ровера». Аналогичные проекты рассматривались в работах[1,2]

Главной целью нашего проекта является разработка негерметичного многофункционального пилотируемого лунохода который смог бы соответствовать крайне ограниченному по размеру и массе условиям транспортировки полезной нагрузки космических аппаратов ведь масса всего полезного груза, включая научное оборудование, инструменты, средства жизнеобеспечения и экипаж для различных вариантов проектируемого посадочного модуля в среднем не превышает 500 кг и ещё более жесткие ограничения касаются объемов полезного груза. И чтобы уложиться в данные ограничения нами была рассмотрена и предложена идея пилотируемого лунохода со сборкой аппарата непосредственно на лунной поверхности при выполнении вне корабельной деятельности. Для сборки предполагается использование элементов конструкции лунного посадочного модуля (грузовые рамы, кресла экипажа, такелажные рейки, крепеж и т.п.) и доставленного оборудования (элементы питания, мотор-колеса). За счет чего достигается уменьшение массы и объема доставляемого груза что является очень важными показателями.

Мы планируем создать 2 вида ровера, отличающихся только количеством посадочных мест для космонавтов

- 1) Пассажирский: 2 посадочных места для 2 космонавтов (рис 1)

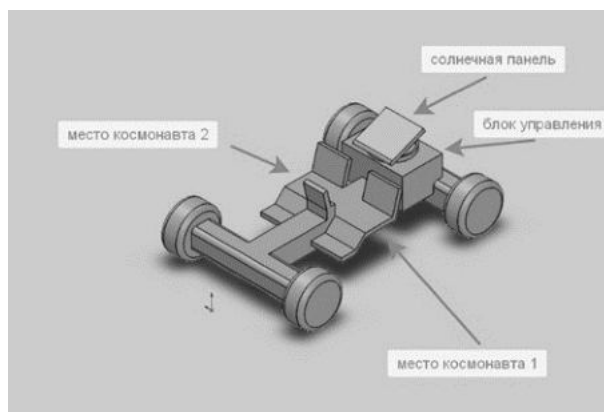


Рис.1 Пассажирский ровер

2) Грузовой: 1 посадочное место для космонавта, 1 грузовой отсек (рис 2)

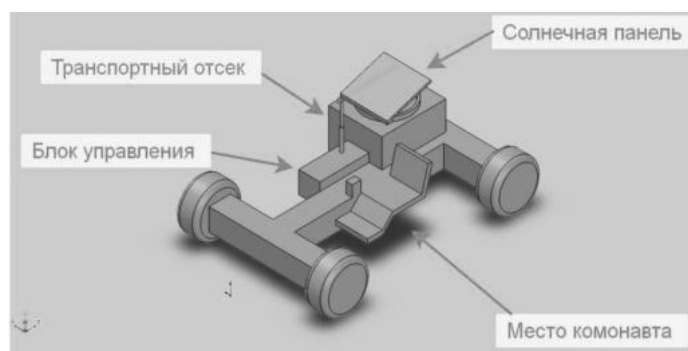


Рис 2 Грузовой ровер

Мы хотим разработать универсальное крепление, как и для посадочного места так и для грузового отсека чтоб при необходимости можно было в кратчайшие сроки из грузового варианта сделать пассажирский и наоборот. По нашей задумки возможность переставить «модули» можно только с правой стороны, левая будет не модульная и предназначена для пилота ровера. Так же мы рассматриваем вариант в пассажирском варианте дублировать элементы управления ровером для обоих пилотов, переключая роль водителя по нажатию кнопки.

Первое, с чего мы начали, для того что бы оценить все возможности такого “Ровера” и для дальнейшей проработки идеи – создание 3D моделей, на которых мы обрабатываем все нововведения и доработки.

После создания 3D модели перед нами встала задача воплотить ее в макет и на первом этапе для этого мы прибегли к технологии 3D печати. Макет, распечатанный на 3D принтере (рис 3) позволили нам начать базовые тесты и на которых мы обрабатываем все эргономические тонкости конструкции.

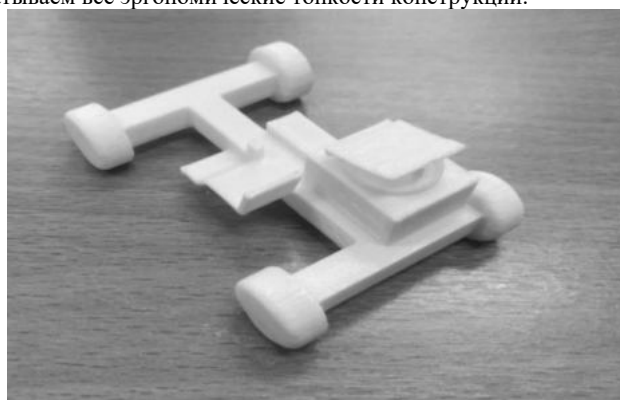


Рис 3 Макет лунного ровера

После отработки возможных тестов на макете из пластика перед нами встала задача создать полноразмерный функциональный макет данного ровера, который подтвердил бы или опроверг возможность реализации нашей задумки.

Главными требованиями к конструкции данного макета являются:

- использование доступных конструкционных материалов;
- использование существующих и используемых технологий и элементов конструкции пилотируемых космических аппаратов;
- простейшую, быстро сборную конструкцию ходовой части;
- эргономические характеристики с учетом использования скафандров.

Макет должен обладать следующими техническими характеристиками:

- возможность достичь скорость в 10км/ч с возможностью увеличения данной цифры;
- перевозку 2-х человек или грузов;
- запас хода не менее 1км;
- элементы управления скоростью и направлением;
- имитацию работы светотехнического и телевизионного оборудования.

Для реализации идеи функционального макета мы начали изучать необходимые модули и комплектующие.

Первое, что мы решили изучить – это доступные варианты двигателя для нашего Ровера. Наш выбор остановился на мотор - колесе. Каждое такое мотор - колесо будет крепиться к независимому от остальных поворотному механизму для повышения манёвренности. Мы рассматриваем 4х колёсную систему, так как она компактнее и легче. Сами колеса будут сделаны из стальной сетки, которые должны амортизировать движение Ровера, и обеспечивать наиболее лучшее сцепление с лунным грунтом.

Следующий этап-это электроника. сначала нами был разработан алгоритм соединения электронных компонентов, необходимых для управления Ровером. Блок-схема взаимодействия между компонентами электроники Ровера с использованием мотор-колес дана на рисунке 4.



Рис.4. Блок-схема взаимодействия между компонентами электроники

Данная схема реализует все, в том числе и экономические преимущества мотор-колеса. Особенностью данной схемы является использование одного регулятора на пару моторов, что уменьшает массу и стоимость по сравнению с использованием стандартных регуляторов. Для обеспечения стабильного питания электродвигателя нами была создана универсальная плата стабилизатора напряжения (рис 5).

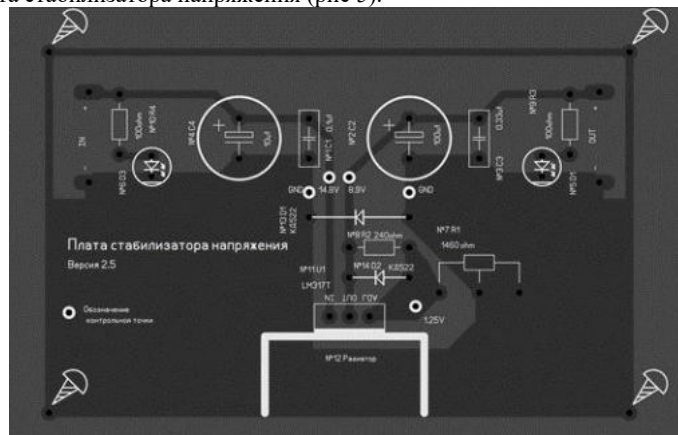


Рис.5 Универсальная плата стабилизатора напряжения

В ходе работы было написано программное обеспечение для оптимизации и расчетов параметров платы стабилизатора напряжения (рис 6).

```

9
10 if stabtype == 0:
11     vref = float(input("Введите опорное напряжение [V]: "))
12     Iadj = float(input("Введите опорный ток [A]: "))
13     Iadjout = Iadj * 10000
14 if stabtype == 1:
15     vref = 1.25
16     Iadj = 0.00005
17     Iadjout = Iadj * 10000
18
19 vin = float(input("\nВведите входное напряжение стабили"))
20 vout = float(input("Введите выходное напряжение напряже"))
21 #
22 rr = 200
23 rp = 0
24 v = 0
25 #
26 stabspec.field_names = ["Vref [V]", "Iadj [uA]", "Vin [V]"]
27
28
29
30 print("\nРасчет стабилизатора напряжения:")
31
32 while v <= vout:
33     v = vref + ((1 + (rp/rr)) * (Iadj * rp))
34     rp = rp + 1
35     vround = round(v, 2)
36     stabspec.add_row((vref, Iadjout, vin, rr, rp, round(
37 print(stabspec)
38 print("\nРасчет резисторов для светодиода:")
39 #
40 vd = 2.0
41 id = 0.01
42 #
43 vin1 = v

```

Vref [V]	Iadj [uA]	Vin [V]	Rr [Ω]	Rp [Ω]	Vout [V]
1.25	0.5	8.9	200	1	1.25
1.25	0.5	8.9	200	2	1.26
1.25	0.5	8.9	200	3	1.26
1.25	0.5	8.9	200	4	1.27
1.25	0.5	8.9	200	5	1.27
1.25	0.5	8.9	200	6	1.28
1.25	0.5	8.9	200	7	1.28
1.25	0.5	8.9	200	8	1.29
1.25	0.5	8.9	200	9	1.29
1.25	0.5	8.9	200	10	1.3
1.25	0.5	8.9	200	11	1.3
1.25	0.5	8.9	200	12	1.31
1.25	0.5	8.9	200	13	1.31
1.25	0.5	8.9	200	14	1.32
1.25	0.5	8.9	200	15	1.32
1.25	0.5	8.9	200	16	1.33
1.25	0.5	8.9	200	17	1.33
1.25	0.5	8.9	200	18	1.34
1.25	0.5	8.9	200	19	1.34
1.25	0.5	8.9	200	20	1.35
1.25	0.5	8.9	200	21	1.36
1.25	0.5	8.9	200	22	1.36
1.25	0.5	8.9	200	23	1.37
1.25	0.5	8.9	200	24	1.37
1.25	0.5	8.9	200	25	1.38
1.25	0.5	8.9	200	26	1.38
1.25	0.5	8.9	200	27	1.39
1.25	0.5	8.9	200	28	1.39
1.25	0.5	8.9	200	29	1.4
1.25	0.5	8.9	200	30	1.4
1.25	0.5	8.9	200	31	1.41

Рис.6 Программное обеспечение для оптимизации

Далее был проведен сравнительный анализ другого программного обеспечения для произведения расчетов. В ходе анализа наше программное обеспечение предоставляло более подробную информацию и давало возможность экспортировать проделанные расчеты для дальнейшего использования и анализа, что является актуальным и универсальным решением для разработки электроники.

Следующее, с чем мы столкнулись - это то, что Лунный ровер должен работать в вакууме и выдерживать температуры от -250 до +150 градусов по Цельсию. Для поддержания работоспособной температуры электроники предлагается всю электронику и все восприимчивые к высоким и низким температурам модули разместить в герметичной капсуле с тепло - изоляционным слоем (из вещества с низкой плотностью, к примеру аэрогель) наполненной теплопроводным газом и для каждой капсулы сделать систему поддержания работоспособной температуры.

Далее мы приступили к разработке системы управления Ровером и пришли к решению что для управления скоростью и направлением движения планируется использовать систему управления на основе технологии Arduino. Непосредственное управление будет осуществляться оператором с пульта управления с помощью двух 4-х или 2-х степенных джойстиков (рис 7).

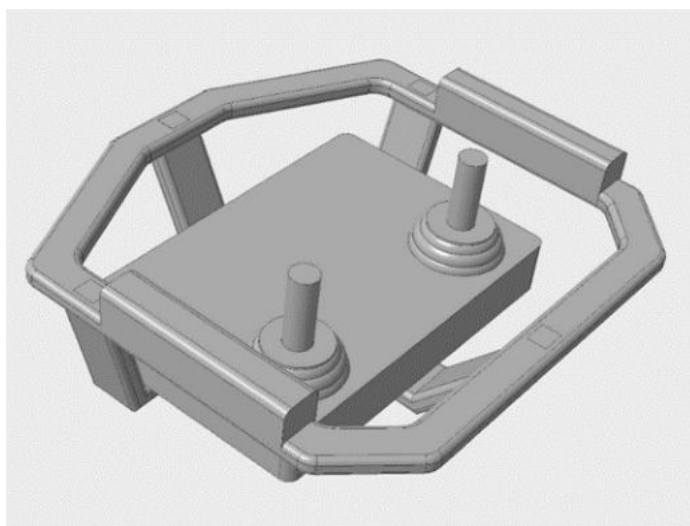


Рис. 7 Пульт управления

Алгоритм управления движением предусматривает попеременное включение мотор-колес для поворотов, увеличения/снижения скорости (Рис 8).

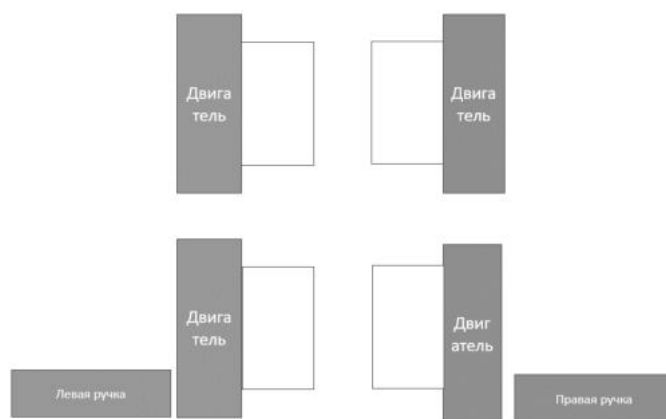


Рис. 8 Алгоритм управления движением

На данный момент мы занимаемся изучением возможных вариантов электропитания нашего Ровера, а также - разработкой механизма наведения солнечных панелей на солнце во время движения ровера с помощью датчиков и карусельно подъемного механизма.

Также хочется сказать что разрабатываемый нами Ровер будет являться многофункциональным и многозадачным транспортом, который должен прекрасно справляться с рельефами других планет, что делает его идеальным транспортом для исследовательских полетов, что говорит о том что Ровер может быть востребован как и в далеком будущем в качестве транспорта для космо - туризма, так и в настоящее время, как транспорт для исследования луны, так как космическая программа России и других стран предусматривает в качестве долговременной цели исследований и освоения некоторых районов лунной поверхности, перспективных с точки зрения использования местных ресурсов для создания технологических цепочек самообеспечения внеземной индустрии. В частности, разведка и добыча водяного льда на Севером и южном полюсах Луны с целью генерации энерго-топливных ресурсов и ресурсов жизнеобеспечения.

Подводя итоги хочется сказать что нами были получены следующие результаты:
 изучены предыдущие версии подобных проектов и в них были выявлены серьезные конструктивные недостатки;
 разработана 3D модель Ровера;
 создан макет из пластика;
 разработан план по созданию функционального макета Ровера.

*Научный руководитель:
 Эшанов А. А., к.ф.-м.н., председатель цикловой комиссии,
 Шарков В. Ю. Преподаватель спец. дисциплин*

УДК 629.76

СОПЛО С ЭЛЛИПСОИДНОЙ ФОРМОЙ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ ЧАСТИ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЕ ВОЗМОЖНОСТЬ УПРАВЛЕНИЯ ПО ТРЕМ КАНАЛАМ МЕТОДОМ ВДУВА

И. Е. Новиков

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

Способ управления вектором тяги реактивного двигателя методом вдува газа в сверхзвуковую часть сопла давно известен и в силу своих высоких динамических характеристик широко используется на верхних ступенях баллистических ракет средней и межконтинентальной дальности. Например, система вдува газа в сопло применяется для управления вектором тяги по тангажу и рысканию на таких ракетах как: РТ-2ПМ (Тополь), РТ-23 (15Ж52), «Темп-2С», РТ-20П (8К99).

Принцип создания управляющих усилий следующий: при несимметричном вдуве газа в сверхзвуковую часть сопла возникает боковая сила, имеющая две составляющие – реактивная сила вторичной струи и сила, образующаяся за счет перераспределения давления на стенке сопла в зоне возмущения, причиной которого является взаимодействие основного и вторичного потоков. В месте вдува вторичный газ образует струйное препятствие, в результате происходит отрыв пограничного слоя с образованием в газовом потоке сложной системы скачков уплотнения [1].

В настоящее время данный способ используется на ракетах для управления вектором тяги по рысканию и тангажу, однако для управления по крену используют дополнительные органы, такие как специальные устройства перепуска газа через тангенциальные сопла или газоструйные рули. Это связано со сложностью создания управляющего момента непосредственно вдувом в закритическую часть сопла. Как известно, для создания вращающего момента необходимо плечо между силами, а так как сопло имеет круглое сечение, то при вдуве газа направление результирующего вектора управляющего усилия стремится совпасть с направлением от центра сопла к точке приложения этой силы, что устремляет плечо, а значит и момент к нулю. Данную проблему пытаются решить разными способами, как поворотом отверстий (клапанов) вдува газа, так и увеличением количества этих отверстий.

При создании управляющего момента за счет тангенциального расположения отверстий вдува, усилие по крену создает реактивная составляющая и увеличенное давление в направлении движения вдуваемого газа. Однако это ведет к большому расходу вдуваемого газа для обеспечения потребного момента, для уменьшения расхода можно уменьшить угол вдува относительно касательной к соплу, но в таком случае возникнут проблемы с управлением по тангажу и рысканию и уже для их реализации придется значительно увеличивать массовый расход, либо необходимо создавать дополнительные отверстия и клапаны для управления по рысканию и тангажу, пример такой схемы приведен на рис. 1.

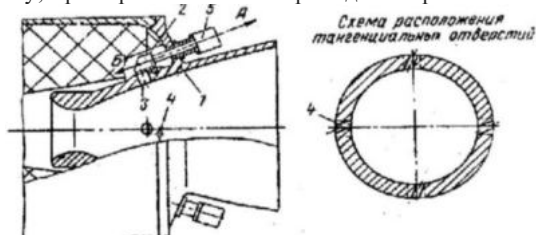


Рис. 1. Схема системы вдува с полным управлением вектором тяги по всем каналам с помощью клапанов.
1 – сопло; 2 – клапан вдува; основные отверстия вдува для управления по каналам рыскания и тангажа; 4 – тангенциальные отверстия вдува для управления по каналу крена; 5 – рулевые машинки

Использование дополнительных отверстий может быть реализовано в нескольких вариантах, расположение отверстий в одном сечении или последовательно вдоль сопла. При расположении в одном сечении их располагают попарно симметрично плоскостей рыскания и тангажа, к примеру, подобное конструктивное решение было предложено в патенте RU №2594844 С1, представленное на рис. 2, при этом вдув производится опять же не перпендикулярно к поверхности сопла, что приводит к росту потерь.

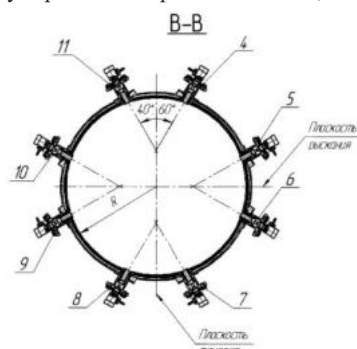


Рис. 2. Конструктивное решение управления вдувом по трем каналам по патенту RU №2594844 С1.

При последовательном расположении отверстия располагаются друг за другом с небольшим смещением относительно направления основного потока, тем самым он как бы закручивается, создавая реактивный момент. Для создания потребного момента таким способом необходимо большое количество отверстий вдува и большой расход вдуваемого газа.

Все вышеперечисленные способы малоэффективны, они приводят к значительному повышению расхода газа, усложнению конструкции из-за увеличения количества отверстий(клапанов), увеличению потерь тяги двигателя при вдуве. Поэтому, несмотря на то что присутствие дополнительных элементов в конструкции негативно сказывается на ее массе и надежности, в существующих ракетах используют дополнительные органы, осуществляющие управление по крену.

Для возможности управления системой вдува по всем каналам, а именно тангажу, рысканию и крену, используя только четыре отверстия и располагая их перпендикулярно к касательной к стенке сопла, было предложено техническое решение отличающееся от упомянутых выше. Основной принцип предложенного конструктивного решения в том, что плечо, создающее момент, возникает из-за формы сверхзвукового сечения сопла, в данном решении оно имеет форму эллипса. Принципиальная схема такой системы вдува и сопла изображены на рис. 3.

Благодаря эллипсоидной форме сечения сверхзвуковой части сопла, прямая, проходящая через вектор управляющей силы, возникшей при перпендикулярном основному потоку вдуве газа через одно из отверстий, не пересекает центр сопла, вследствие этого создается плечо и управляющий момент (см. рис.3). Оси отверстий вдува располагаются перпендикулярно к касательной эллипса и в то же время под определенным углом $\gamma \approx 45^\circ$ к полуосям эллипса. Такое расположения позволяет при помощи четырех отверстий управлять вектором тяги по крену и рысканию с практически равной эффективностью, и создавать управляющий момент вдувам в двух противоположных квадрантах. Например, при вдуве через отверстия 4 и 5 появляется направленное вверх усилие, обеспечивающее управление по каналу тангажа, вдув газа через отверстия 5 и 6 создает усилие, направленное вправо, что обеспечивает управление по каналу рыскания. Для управления по каналу крена и компенсации бокового усилия вдув происходит, как уже говорилось, в двух противоположных квадрантах, например, производя вдув через отверстия 5 и 7 возникает управляющий момент направленный против часовой стрелки.

Теоретически можно вдувать и через одно отверстие, тогда усилие будет прилагаться по диагонали и с появлением момента, так как проекция центра масс ракеты как правило близка к оси сопла. Такой вдув приведет к тому, что управление будет осуществляться одновременно по трем каналам, например, при вдуве

через отверстие 4 появится управляющее усилие по каналу тангажа, направленное вверх, по каналу рыскания направленное влево и по каналу крена, направленное по часовой стрелке. Использование такого одиночного вдува в данной схеме позволяет управлять в некоторых случаях не последовательно по трем каналам, а одновременно, что сократит расход рабочего тела и повысит эффективность, но это усложняет модель и требует повышения вычислительной мощности приборов управления, что в современных реалиях вполне возможно.

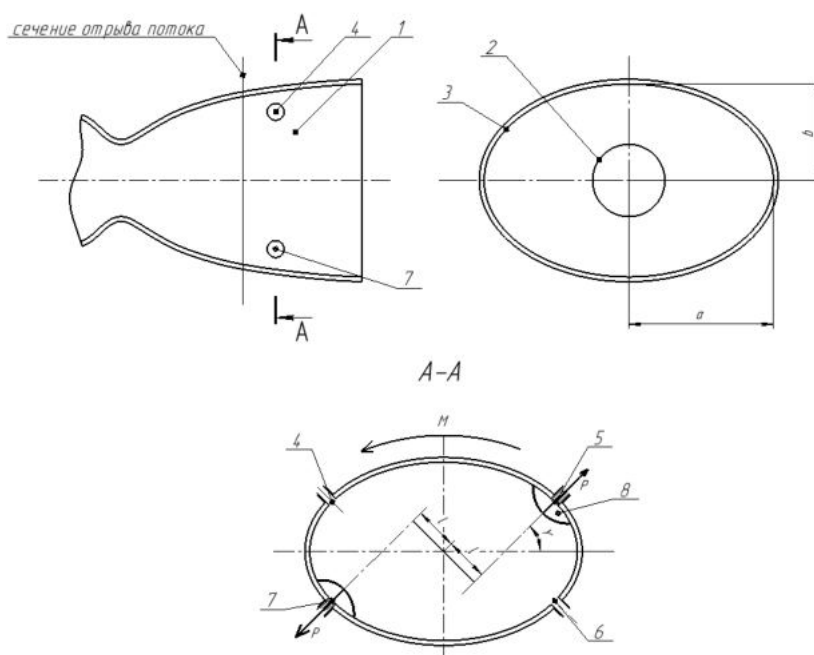


Рис. 3. Принципиальная схема системы вдува в эллипсоидное сопло для возможности полного управления по всем каналам.
1 – сопло; 2 – критическое сечение; 3 – срез сопла; 4,5,6,7 – отверстия вдува;
8 – возмущенная зона

Так как управляющий момент по крену создается благодаря эллипсоидной форме сечения сверхзвуковой части сопла, то зная потребные боковые усилия и момент, можно определить геометрические характеристики этого эллипса. Степень «эллипсоидности» сечения определяется через отношение длин полуосей a и b (см. рис. 3), чем оно больше, тем больше получающееся плечо l , необходимое для создания момента. Для нахождения необходимой формы среза сопла были приняты некоторые допущения и составлена система уравнений.

Допущения следующие:

1. Направление результирующего вектора сил \vec{P} , созданных в результате вдува через одно отверстие, совпадает с проекцией оси отверстия на плоскость сечения, в котором производится вдув;
2. Расчет проводится для среза сопла, изменение длины плеча от расстояния между вдувом и срезом не учитывается;
3. Угол $\gamma = 45^\circ$.

Данные допущения можно сделать в силу малой эллипсоидности получающегося сопла, гораздо меньшей чем той, что показана на рис.3. Проведя серию расчетов для крайних случаев потребных моментов и усилий, приведенных в открытой литературе [1], и взяв за основу характеристики второй и третьей ступеней американской ракеты «Минитмен III» [2], был определен примерный диапазон значений отношения $a/b \approx 1.025 \dots 1.1$. Так как эти значения малы, для начальной стадии профилирования сопла можно не учитывать градиент давления получающийся в разных областях эллипса, приводящий к смещению вектора силы \vec{P} от проекции оси вдува. Также наклон и смещение вектора этой силы относительно оси отверстия, происходящий из-за разности кривизны поверхности в зоне возмущения 8 слева и справа от отверстия, получается пренебрежительно малым.

Приняв эти допущения, можно составить следующую систему уравнений, позволяющую найти геометрические характеристики исходя из значений потребного момента, потребных боковых усилий и площади среза сопла:

$$\begin{cases} l = \frac{M}{2P} \\ \frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \\ x - y = l\sqrt{2} \\ ab = \frac{F_a}{\pi} \\ \frac{bx}{a^2\sqrt{1-\frac{x^2}{a^2}}} = -1 \end{cases}, \quad (1)$$

где a, b – длины полуосей эллипса; x, y – координаты пересечения плоскостью, в которой лежат оси инжекторов вдува и параллельной оси сопла, среза сопла; F_a – площадь среза сопла; l – расчетное плечо, необходимое для создания момента; M – потребный момент; P – сила, создаваемая вдувом через одно отверстие.

Например, при начальных условиях $P_1 = \sqrt{2} P = 2674 \text{ Н}$, $F_a = 1.48 \text{ м}^2$ и $M = 145 \text{ Н*м}$, решение этой системы уравнений дает следующие характеристики среза сопла: $a = 0.7057$, $b = 0.6675$.

Работоспособность подобной системы вдува было необходимо проверить. Для этого была создана трехмерная компьютерная модель сопла в САПР SolidWorks. При профилировании сопла в связи с его сложной формой, во избежание скачков уплотнений основного потока, отсутствия отрыва потока от стенки, минимизации различных потерь из-за неравномерности течения, было принято следующее решение: профилирование по методу характеристик производится в сечении, проходящем через большую полуось эллипса и ось сопла, т.е. на широкой стороне сопла, затем относительно этого профиля и значений длин полуосей a_i в каждом сечении высчитывается длина меньшей полуоси b_i . Критическое сечение круглое, оно осталось таковым для равномерности потока на трансзвуковой скорости и минимизации потерь, поэтому создать необходимое соотношение a/b сразу после его прохождения не получится, т.к. одна из полуосей вблизи критики в таком случае будет меньше радиуса критики, чего быть не должно. Расчетное соотношение a/b необходимо в зоне, где создается управляющее усилие посредством вдува, поэтому $a_i/b_i = a/b$ постоянно только после определенного сечения, расположенного немного ближе к критике, чем сечение, в котором происходит отрыв потока от стенки сопла (см. рис.3). До этого сечения b_n рассчитывается по формуле (2). Это позволяет не создавать резких изменений кривизны поверхности, тем самым уменьшая потери скорости потока.

$$b_i = a_i - a_i \left(1 - \frac{a}{b}\right) \left(\frac{x_o - x_i}{x_o}\right), \quad (2)$$

где a_i и b_i – значения длин полуосей в каждом i -м сечении; x_o – длина сверхзвуковой части сопла (расстояние от критики до среза); x_i – расстояние от критики до i -го сечения, а a и b – длины полуосей на срезе сопла.

После построения 3D-модели были выполнены расчеты в модуле SolidWorks Flow Simulation. Численные расчеты потока проводились как без вдува, чтобы рассмотреть поведение потока в сопле рассматриваемой формы, так и при вдуве газа через отверстия. При вдуве из двух верхних отверстий была получена сила равная $\approx 2630 \text{ Н}$, при этом, не меняя параметры вдува, направив его через противоположные отверстия, возникает момент равный $\approx 150 \text{ Н*м}$. Напомним, что геометрия сопла рассчитывалась через систему уравнений (1) для $P_1 = \sqrt{2} P = 2674 \text{ Н}$ и $M = 145 \text{ Н*м}$. Параметры сопла зависят от соотношения P/M , разницы данных отношений, заданных в аналитическом решении системы уравнений и полученных при численном расчете, составляет менее 5%. Это позволяет судить о возможности применения системы уравнений (1) для начального этапа проектирования подобных сопел. Полученные решения в SolidWorks Flow Simulation в целом говорят о возможности такой схемы управления. Также для численного расчета была использована САПР КОМПАС-3D и его модуль CompasFlow, в котором были получены схожие зависимости и значения.

Малая величина a/b приводит к малому градиенту параметров потока в сечении сопла, что делает потери из-за неравномерности потока незначительными. Что касается интегральных характеристик, то исследование трехмерных сопел, к такому типу относится и предложенное сопло, приведено в книге Лаврухина Г.Н и Поповича К.Ф. «Аэрогазодинамика реактивных сопел» [3]. Исследованию подвергались сопла с самыми разными сечениями от треугольных до овальных с большими значениями a/b . По результатам исследований было сделан вывод, что при $a/b \leq 2$ потери удельного импульса составляют менее 2% и такие же незначительные потери тяги, а значение отношения a/b для реализации рассмотренной схемы управления вектором тяги менее 1.1. Это указывает на совсем малые потери тяги относительно классического сопла и достаточно высокую эффективность системы.

Все вышеизложенное говорит о работоспособности предложенной схемы вдува, а также о целесообразности дальнейшего исследования в данном направлении. Для подтверждения результатов, полученных численным методом на ЭВМ, необходимо создать реальную модель сопла и исследовать движение потока как при вдуве, так и без него. В качестве рабочего тела можно использовать холодный газ, который применяется как физическая модель для выявления особенностей потока, распределения сил и возникающих моментов. Исследовать управляющие усилия и моменты можно расположив сопло в карданном подвесе, имеющем три необходимых степени свободы. Также исследований требует конструкция такого сопла, так как оно должно сохранять свою «эллипсоидность» при наличии градиента давления по стенке в поперечном сечении.

Библиографический список

1. Антонов Р.В. Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет., 2006. С. 6-7, 26 – 28, 318 – 320.
2. Андрей Х. На страже мира и капитализма. Твердотопливная межконтинентальная баллистическая ракета «Минитмен». [Электронный ресурс] // Naukatehnika; URL: <https://naukatehnika.com/amerikanskie-raketyi-minitmen.html>
3. Лаврухин Г.Н. Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. 1., 2003. С. 279 – 285.

УДК 629.78.085

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ И СПОСОБОВ ИХ МОНТАЖА

Ярославцева М. М.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Газоотражатели используются для отвода горячих газов от донной части ракеты. В сочетании с активной системой защиты, в виде подачи воды, главным образом снижается только акустические нагрузки. Другая часть нагрузок, от давления продуктов сгорания и теплового шока, полностью передается в газоотражатель [3].

В газоотражателях в качестве пассивной защиты конструкции сооружения, используются различные виды огнестойких материалов. Как правило, это металлооблицовка или огнеупорный бетон различных марок.

Решение задач устойчивости теплозащитных покрытий (ТЗП) к газодинамическим нагрузкам является актуальной тематикой, так как при длительной эксплуатации газоотражателей образуются обширные повреждения, способствующие частому проведению ремонтных работ по восстановлению целостности отражателя.

Ранее в работе [1] приводился сравнительный анализ используемых материалов теплозащитных покрытий. Данное сравнительное исследование показало, что на сегодняшний день в мировой практике, наилучшую сопротивляемость газодинамической нагрузке оказывает металлооблицовка в виде шарнирно закреплённых металлических пластин. Однако отсутствуют публикации направленные на сравнение этих способов по эквивалентным напряжениям в материале листовых деталей. Основной целью данного исследования является определение оптимальной схемы закрепления листов ТЗП по критерию прочности материала. Анализ проводился с использованием метода конечных элементов. Оценкой прочности являются эквивалентные напряжения.

Опишем распространённые и альтернативные способы болтового и шарнирного закрепления металлооблицовки [1]. Под шарнирным закреплением понимается использование болтов в сочетании с накладными и закладными элементами как на рисунке 1. На практике распространён способ закрепления листов посредством болтовых соединений. Работа шарнирной и болтовой схемы закрепления листов сравнивается со схемой, в которой широко используются сварные соединения. Предполагается, что шарнирная схема закрепления листов обеспечивает снятие излишних ограничений на листы при температурном расширении деталей под воздействием газодинамической нагрузки.

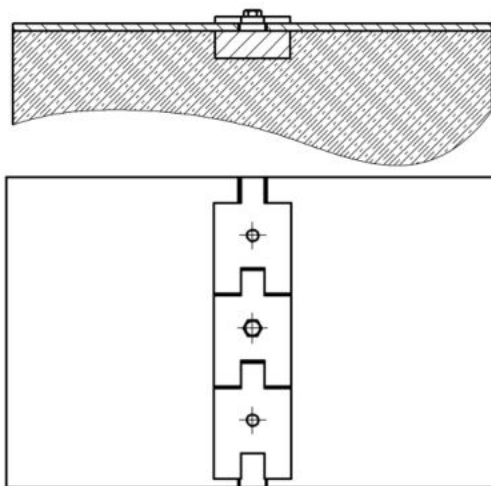


Рисунок 1 – Шарнирная схема закрепления листов металлооблицовки

Объектами исследования являются облицовочные листы условного переходного блока, установленного на «нулевой» отметке. Моделируемые листы имеют толщину $s = 2$ см, и размер на плоскости 60×80 см. Материал листов, закладных элементов и накладок – сталь 10ХСНД, $\sigma_T = 39$ кН/см².

Схемы закрепления рассчитываются на отрицательный перепад давления $0,3 \cdot 10^5$ Па. Плиты нагружены термической нагрузкой. Узловые и элементные значения температур получены при проведении теплового расчёта с использованием МКЭ. Распределение температур по толщине образца представлено на рисунке 2. Распределение температур по толщине листа соответствует времени прогрева равного 1 с.

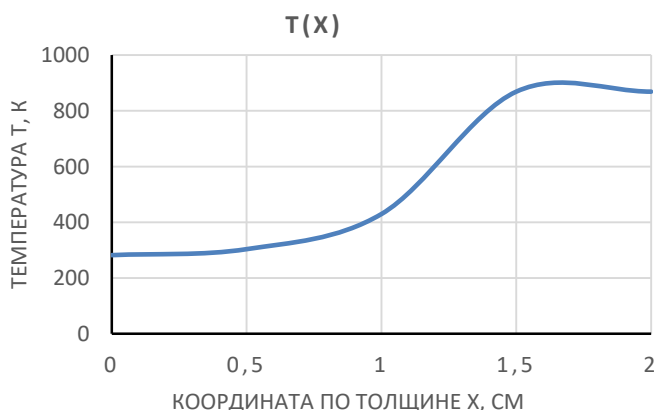


Рисунок 2 – Распределение температур по толщине образца ТЗП

Закрепления закладного элемента и накладок производилось по торцам по трём степеням свободы (фиксировалось движение по осям X, Y, Z). Листы в модели закреплены по свободным граням шарнирно. Облицовочные листы, закладные элементы и накладки моделировались твердотельными элементами гексагональной формы с размером ребра 3 мм. Болты диаметром $d = 30$ мм моделировались балочными элементами.

Численное моделирование проводилось в статической постановке. Эквивалентные напряжения, полученные в результате статического анализа конструкции, приведены на рисунке 3.

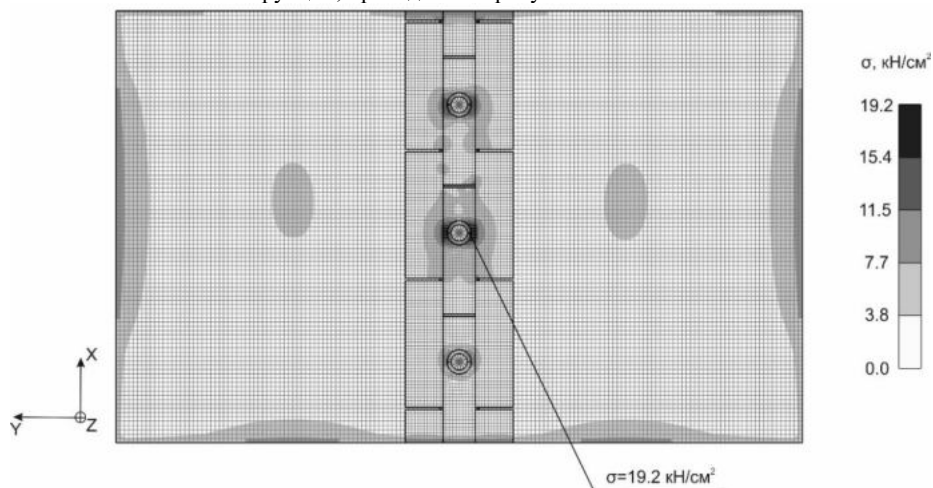


Рисунок 3 - Эквивалентные напряжения в элементах модели с шарнирной схемой закрепления листов.

Для сравнения на рисунках 4 и 5 представлены эквивалентные напряжения в аналогичных по габаритам облицовочных листах, но с разными схемами закрепления листов: с помощью болтов и сварного шва. В схеме с болтовым креплением каждый лист крепится 8 болтами М18. В местах крепления болтов к закладным элементам заданы граничные условия, соответствующие работе болтов. В схеме со сварным креплением листов используется стыковой шов.

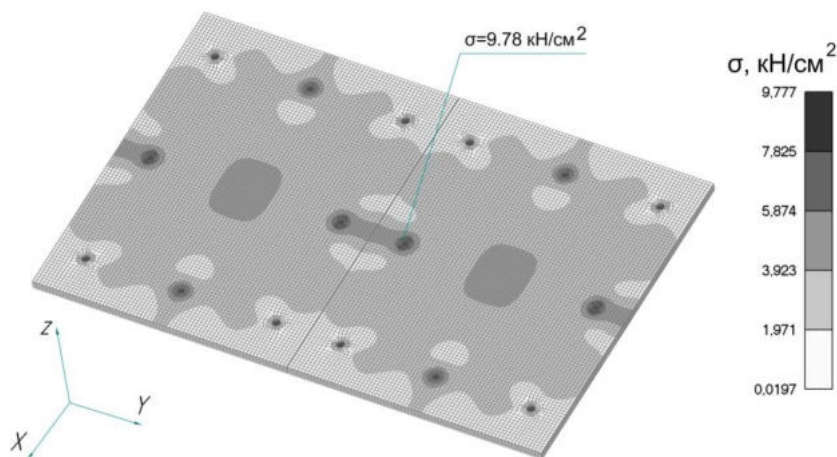


Рисунок 4 – Диаграмма эквивалентных напряжений для схемы с болтовым креплением листов

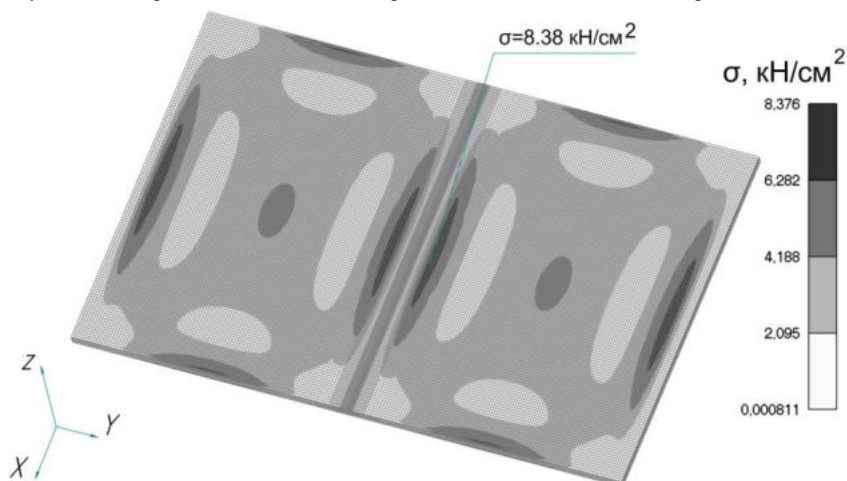


Рисунок 5 - Диаграмма эквивалентных напряжений для схемы со сварным креплением листов

По результатам моделирования можно сделать следующие выводы:

1. При работе схемы со сварным креплением листов наблюдаются наименьшие эквивалентные напряжения, чем в других схемах, однако градиент напряжений по площади листа более широк, чем в других схемах. При увеличении размеров свариваемых листов, напряжения возрастают на порядок.

2. При работе схемы с болтовым креплением листов наибольшие напряжения наблюдаются в местах установки болтов. Напряжения в листах неравномерно распределены между болтовыми отверстиями.

3. При использовании схемы с шарнирным креплением листов наибольшие напряжения наблюдаются на накладном элементе в районе отверстия под болт. Градиент напряжений по площади листа незначительный. Максимальные напряжения приходятся в основном на накладной элемент. Данную схему закрепления листов можно считать наиболее предпочтительной при оптимальном подборе толщины накладного элемента и размера болта крепления.

Результаты данной работы могут использоваться для определения ресурса металлооблицовки и ТЗП из композиционных материалов [2]. Был проведен сравнительный анализ работы различных схем закрепления защитных листов под эксплуатационными нагрузками. На примере численного эксперимента продемонстрированы возможности по уменьшению градиента напряжений в листе облицовки с использованием перспективных схем закрепления, которые обеспечивают снятие ограничений на деформацию листа, что в свою очередь, повысит ресурс безотказной работы ТЗП.

Библиографический список

1. Шаповалов Р.В., Ярославцева М. М. Анализ тенденций развития технологий монтажа теплозащитных покрытий газоотражателей пусковых устройств // Космонавтика и ракетостроение. – 2021. – № 6 (123). – С. 134-144.
2. Cox S. Processing and characterization of continuous basalt fiber reinforced ceramic matrix composites using polymer derived ceramics. Orlando, Florida: University of Central Florida, 2014. 118С.
3. Z Zhou, C Lu, C Zhao, G Le. Numerical simulations of water spray on flame deflector during the four-engine rocket launching //Advances in Space Research. Vol. 65. – 2020. – №. 4. – С. 1296-1305.

УДК 681.7.01; 536.242

ТЕРМОСТАБИЛИЗАЦИЯ НАЗЕМНЫХ ТЕЛЕСКОПОВ ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА КОСМИЧЕСКИМИ ОРБИТАЛЬНЫМИ ОБЪЕКТАМИ

В.Ю. Головина

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

Постановка задачи

Процессы теплообмена имеют существенное, а не редко и определяющее значение для работы различных технических устройств и приборов, связанных не только с преобразованием теплоты в другие виды энергии. Например, конвективная теплоотдача на оптических поверхностях существенно снижает качество изображения астрономических телескопов при наземных фотографических и визуальных наблюдениях.

Это особенно актуально для телескопов станций оптических наблюдений (СОН) за космическими орбитальными объектами (спутники, космические станции, различный космический мусор и т.п.). В качестве оптических приборов СОН используются зеркальные телескопы различных оптических схем (схемы, в которых в качестве объектива используется асферическое зеркало, собирающее свет от космического объекта) с апертурой (диаметром зеркала) до 1 метра [3], [4], [6].

Цель таких наблюдений – это определение элементов орбит космических орбитальных объектов для предотвращения столкновений с ними ракет-носителей (при выведении полезной нагрузки на орбиту) и космических станций и спутников (при их движении по орбитам). Данные наблюдения ведутся непрерывно, так как орбиты данных космических объектов постоянно подвержены возмущениям со стороны гравитационного поля Земли, Луны а так же «солнечного ветра» (потока частиц с поверхности Солнца).

Высокая точность определения элементов орбит космических объектов определяется качеством изображений этих объектов, получаемых с помощью телескопа. Изображение объекта должно быть резким и хорошо идентифицироваться в течение нескольких минут наблюдения, то есть иметь очень высокое качество.

Однако идеальных оптических систем не бывает. Телескопы СОН подвержены не только обычным оптическим аберрациям (кома, астигматизм и т.д.), но и аберрациям, связанным с движением воздуха. Это турбулентность атмосферы [2], [7] и конвективные потоки, возникающие у оптической поверхности зеркала, вследствие разности температур воздуха и зеркала.

При наличии в воздухе на линии наблюдения областей с разной температурой T и, следовательно, с разной плотностью ρ , будет меняться и показатель преломления воздуха n [9]:

$$n = 1 + 2,93 \cdot 10^{-4} \frac{\rho}{\rho_0}, \quad (1)$$

где ρ_0 - плотность воздуха при давлении 1 атм и температуре 0°C.

Вследствие этого луч света, проходя через области с разной плотностью, будет случайным образом отклоняться, что вызовет искажение и смещение изображения. На рис. 1 представлено идеальное дифракционное изображение светящейся точки (звезды) в виде диска Эйри и дифракционных колец [5], [8]. Это изображение может быть получено при отсутствии атмосферных возмущений и конвективных потоков (например, космическим телескопом).



Рис. 1. Диск Эйри

Вследствие турбулентности атмосферы данное идеальное изображение будет искажено. На рис. 2 представлены изображения светящейся точки, лучи от которой прошли через атмосферу с различной степенью турбулентности (шкала атмосферных возмущений Пикеринга) [9].



Рис. 2. Шкала Пикеринга

Видно, что чем выше турбулентность атмосферы, тем хуже изображение точки (и объекта). Для телескопов СОН при турбулентности ниже 8 баллов по шкале Пикеринга определить параметры орбиты космического объекта с требуемой точностью уже невозможно, а ниже 3 баллов невозможно даже идентифицировать объект.

Для борьбы с атмосферной турбулентностью применяют метод адаптивной оптики [1]. Гибкие зеркала сложной конструкции (рис. 3), управляемые компьютером, могут скорректировать искажения, вносимые турбулентностью атмосферы, в реальном времени. В результате получают изображения почти столь же четкие, как при наблюдениях из космоса. Адаптивная оптика позволяет, таким образом, получать более детальные изображения более слабых объектов по сравнению с обычными телескопами.

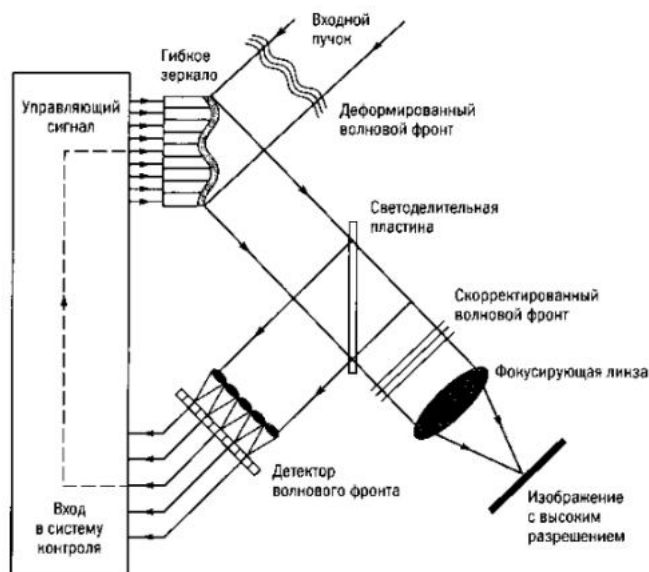


Рис. 3. Схема адаптивной оптической системы телескопа

Однако метод адаптивной оптики не может устранить конвективные потоки у поверхности зеркала вследствие разности температур. Эти потоки могут быть интенсивными [10] и не меньше атмосферной турбулентности будут ухудшать качество изображения. На рис. 4 представлена теневая картина конвективного течения в трубе телескопа от неостывшего зеркала.



Рис. 4. Конвективное течение в трубе телескопа

Но не только тепловые токи внутри трубы приводят к деградации изображения. Зеркало телескопа остывает неравномерно. Части зеркала, расположенные около его поверхности, остывают быстрее, чем его центральные части. То есть в толще зеркала будут наблюдаться значительные градиенты температуры и, как следствие этого, зеркало будет испытывать температурные деформации (рис. 5). Не смотря на то, что для большинства оптических стекол коэффициент температурного расширения имеет порядок миллионных долей, это все равно приводит к существенному искажению отражающей поверхности зеркала и к неприемлемому ухудшению качества изображения.

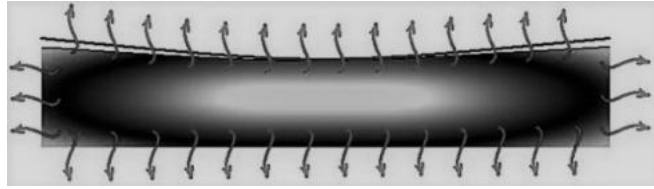


Рис.5. Температурная деформация (коробление) зеркала

Таким образом, для телескопов СОН крайне актуальна проблема термостабилизации оптики, которая решается организацией охлаждения зеркал теплоотдачей при свободной и вынужденной конвекции.

В данной работе в пакете ANSYS CFX численно моделируются процессы формирования свободно конвективных струй около горизонтально расположенных нагретых дисков, то есть моделируются процессы, происходящие при термостабилизации зеркал телескопов при свободной конвекции.

Математическая модель

Рассмотрим задачу расчёта нестационарного конвективного теплообмена при термостабилизации главного зеркала телескопа.

Зеркало конечных размеров с температурой T_3 располагается горизонтально (оптическая ось зеркала – вертикально) в бесконечном воздушном пространстве с постоянной температурой $T_b < T_3$ и поле силы тяжести g . В начальный момент времени $t_0 = 0$ температура зеркала во всем его объеме постоянна.

Движение воздуха около поверхности зеркала при свободной конвекции описывается уравнениями Навье-Стокса, уравнением неразрывности, уравнением Фурье-Кирхгоффа (энергии) и уравнением состояния Клайперона (воздух – совершенный газ).

Уравнение Навье-Стокса, описывающее вязкое движение воздуха:

$$\frac{d\vec{u}}{dt} = \vec{g} - \frac{1}{\rho} \text{grad}P + \nu \left[\nabla^2 \vec{u} + \frac{1}{3} \text{grad}(\text{div}\vec{u}) \right] \quad (2)$$

Или в проекциях на оси X, Y, Z:

$$\begin{cases} \frac{\partial u_x}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_x}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_x}{\partial y} + u_z \frac{\partial u_x}{\partial z} = g_x - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left[\frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_x}{\partial z^2} + \frac{1}{3} \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right] \\ \frac{\partial u_y}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_y}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_y}{\partial y} + u_z \frac{\partial u_y}{\partial z} = g_y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \left[\frac{\partial^2 u_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_y}{\partial z^2} + \frac{1}{3} \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right] \\ \frac{\partial u_z}{\partial t} + u_x \frac{\partial u_z}{\partial x} + u_y \frac{\partial u_z}{\partial y} + u_z \frac{\partial u_z}{\partial z} = g_z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \left[\frac{\partial^2 u_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_z}{\partial z^2} + \frac{1}{3} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \right] \end{cases} \quad (2a)$$

Уравнение неразрывности для сжимаемого газа:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{u}) = 0; \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + u_x \frac{\partial \rho}{\partial x} + u_y \frac{\partial \rho}{\partial y} + u_z \frac{\partial \rho}{\partial z} + \rho \left(\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) = 0 \quad (3a)$$

Уравнение Фурье-Киргофа – изменение температуры воздуха при наличии теплопроводности и конвекции:

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u_x \frac{\partial T}{\partial x} + u_y \frac{\partial T}{\partial y} + u_z \frac{\partial T}{\partial z} = a \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) - \frac{T}{c_p} \left(\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right) \quad (4)$$

Уравнение Клайперона для воздуха (совершенный газ):

$$P = \rho RT \quad (5)$$

Охлаждение зеркала при теплоотдаче описывается уравнением Фурье – даёт изменение температуры в объёме зеркала T_3 за счёт его теплопроводности:

$$\frac{\partial T_3}{\partial t} = a_3 \left(\frac{\partial^2 T_3}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T_3}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T_3}{\partial z^2} \right), \quad (6)$$

где $a_3 = \frac{\lambda_3}{\rho_3 c_3}$ – коэффициент температуропроводности материала зеркала.

Начальные условия (при $t_0 = 0$):

$$T_3(x, y, z, t_0) = (T_3)_0 = \text{const}, \text{ где } x, y, z \in \text{объёму зеркала.}$$

$$T(x, y, z, t_0) = T_0 = \text{const}, \text{ где } x, y, z \in \text{объёму воздуха.}$$

$$\vec{u}(x, y, z, t_0) = 0, \text{ где } x, y, z \in \text{объёму воздуха.}$$

$$P(x, y, z, t_0) = 1 \text{ атм} = 1,013 \cdot 10^5 \text{ Па}, \text{ где } x, y, z \in \text{объёму воздуха.}$$

$$\rho(x, y, z, t_0) = \frac{P(x, y, z, t_0)}{RT_0}, \text{ где } x, y, z \in \text{объёму воздуха.}$$

Граничные условия (при $t > t_0$):

$$\vec{u}(x_w, y_w, z_w, t) = 0, \text{ где } x_w, y_w, z_w - \text{координаты точек поверхности (условия непротекания).}$$

$$T(x_w, y_w, z_w, t) = T_w, \text{ где } T_w = T_3(x_w, y_w, z_w, t).$$

Дополнительные условия:

- Физические параметры воздуха (считаются заданными):
 $\nu = \text{const}, \lambda = \text{const}, R = \text{const}, c_p = \text{const}, a = \text{const}.$
- Физические параметры зеркала (считаются заданными):
 $\lambda_3 = \text{const}, c_3 = \text{const}, \rho_3 = \text{const}, a_3 = \frac{\lambda_3}{\rho_3 c_3} = \text{const}.$

Число неизвестных: $u_x, u_y, u_z, \rho, P, T, T_3.$

Число уравнений равно числу неизвестных, то есть система уравнений замкнута и имеет однозначное решение.

Метод решения

Используя пакет ANSYS CFX, проводится численное моделирование конвективного теплообмена главного зеркала телескопа с окружающим воздухом при следующих параметрах:

1. Размеры зеркала: диаметр 500 мм, толщина 50 мм;
2. Материал зеркала: стекло K8 (крон);
3. Температура:
 - зеркала: + 25 °С (начальная температура во всех точках);
 - окружающего воздуха: + 10°С (начальная температура во всем объеме).

Результаты численного моделирования

На рис. 6 и рис. 7 представлены примеры результатов численного моделирования конвективного течения около нагретого зеркала (диска).

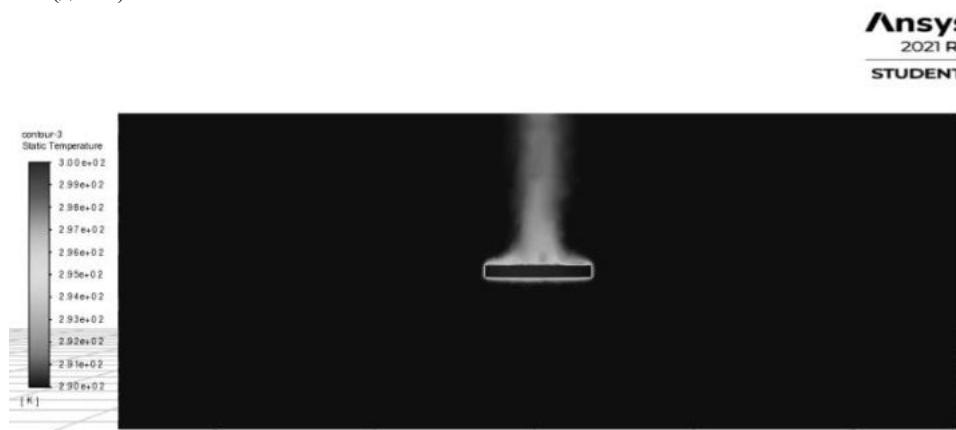


Рис.6. Поле температуры воздуха у зеркала

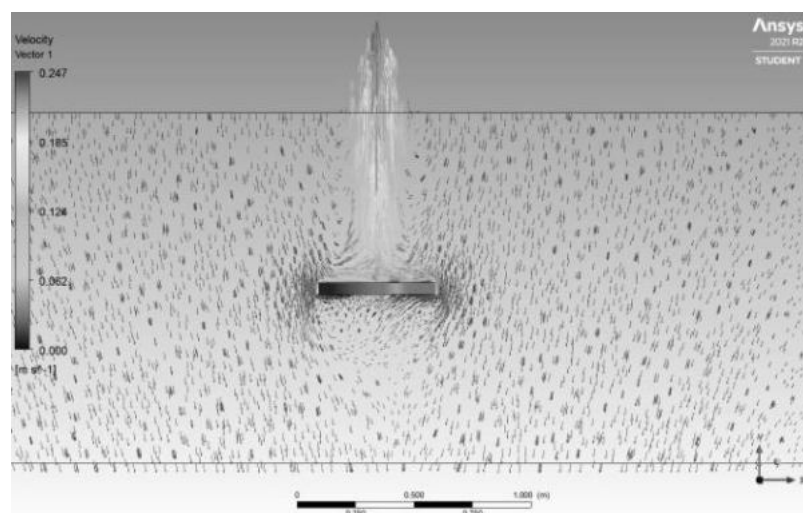


Рис.7. Поле скорости воздуха у зеркала

Из представленных расчетных полей скорости и температуры видно, что при разности температур между диском и воздухом в 15°С над диском (зеркалом) формируется мощная конвективная струя (факел), диаметр которой примерно в два раза меньше диаметра диска. Такое сужение струи обусловлено энергичной эжекцией воздуха от периферии диска к его центру. При этом воздух, двигаясь вдоль верхней поверхности диска от периферии к центру, нагревается и в центре диска, сталкиваясь, образует мощный восходящий поток (струю) нагретого воздуха.

Похожая картина течения описана в работе [10], то есть предлагаемая схема расчета в целом адекватно описывает физическую картину течения и может в дальнейшем использоваться для расчета теплоотдачи при свободной и вынужденной конвекции при различных значениях числа Грасгофа и Рейнольдса, а также для расчёта температурного поля в объеме зеркала.

Библиографический список

1. Ермолаева Е.В., Зверев В.А., Филатов А.А. Адаптивная оптика. – СПб: НИУ ИТМО, 2012. – 297с.
2. Тимофеев Ю.М., Васильев А. В. Основы теоретической атмосферной оптики – СПб., 2007, 152 с.
3. Терещук В.Ю. Современные оптические телескопы. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. – 80 с.
4. Парко В.Л., Хацевич Т.Н. Современные серийные телескопы// Известия Самарского научного центра Российской академии наук, т. 11, №5(2), 2009. – с. 416 – 419.
5. Коронкевич В.П. Формирование изображения в оптических системах. Учебное пособие. Новосибирск. 2005. – 78с.
6. Зиновьев Ю.С., Мишина О.А., Глущенко А.А. Перспективы развития оптических телескопов наземного и космического базирования// Труды МАИ. Выпуск № 101.
7. Зуев В.Е., Банах В.А., Покасов В.В. Оптика турбулентной атмосферы, том 5, 1988.

8. Михельсон Н.Н., Оптические телескопы. Теория и конструкция. Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», 1976, 512 с.

9. Алан МакРоберт. Борьба с Атмосферой. 2003 Sky Publishing Corp. Перевод Михаила Ощепкова для сайта «Астрономия и телескопостроение».

Храпунов Е.Ф., Чумаков Ю.С. Структура свободноконвективного течения над горизонтальным нагретым диском при небольших числах Грасгофа//Научно-технические ведомости СПбГУ. Физико-математические науки. 11(4) 2018.

УДК 533.6.071

ТЕЧЕНИЕ В СВЕРХЗВУКОВОЙ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ И ПЛОСКОЙ СТРУЕ

Е.С. Морозова

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

Введение

Сверхзвуковые газовые струи являются большим классом течений, интерес к которым обусловлен тем, что они применимы в различных областях техники: машиностроении, авиации, ракетной и лазерной технике. Изучению струй, истекающих из сопла в затопленное пространство на нерасчетных режимах посвящено большое количество работ [1-2], большинство которых касаются струй с высокими степенями нерасчетности, числами Маха и Рейнольдса. Интерес представляют сверхзвуковые струи с малыми значениями чисел Маха и небольшой степенью нерасчетности, которая определяется отношением давления на срезе сопла к отношению давления в окружающей среде, поскольку они менее всего изучены [3].

$$n = \frac{p_0}{p_\infty}, \quad (1)$$

где p_0 – давление на срезе сопла, p_∞ - давление в окружающей среде.

В статье рассматривается сравнение осесимметричной и плоской струй с идентичными газами – воздух. В результате были получены графики и поля распределений числа Маха, давления и температуры. Актуальность обусловлена возможностью использования показателей позволяющих выбрать оптимальную из двух сверхзвуковых струй, которая будет использоваться для дальнейших исследований, например – приготовление горючей смеси при помощи двух сверхзвуковых встречных струй. Направления применения научных результатов – ракетно-космическая и авиатехника, холодное газодинамическое напыление, сброс попутного газа при нефтедобыче, установки по резке металла кислородной струей, аэродинамические установки и др. Основной задачей исследования является нахождение путей интенсификации смешения при сверхзвуковых скоростях струй и уменьшение уровня шума, генерируемого высокоскоростным потоком [1-2,4].

Математическая модель

Моделирование процесса истечения сверхзвуковых струй было проведено в программе Ansys Fluent R17.2.

Для детального сравнения струй необходимо разобраться в структуре сверхзвуковых струй в целом. В газодинамическом анализе главным объектом исследования стационарных процессов истечения являются сверхзвуковые струи газа с различными физическими, термодинамическими и гидродинамическими свойствами. Как было ранее отмечено, принято различать перерасширенные струи, $n < 1$, недорасширенные, $n > 1$, и расчетные, $n = 1$.

По характеру изменения газодинамических параметров сверхзвуковая струя разделяется на участки: начальный, переходный и основной.

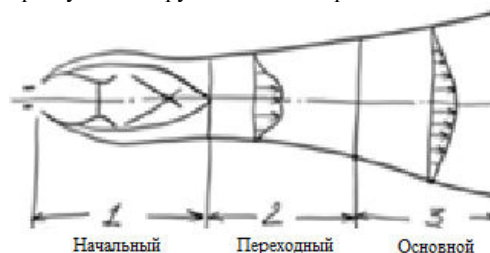


Рис. 1 – Участки сверхзвуковой струи

1 – Начальный участок ; 2 – Переходный участок ; 3 – Основной участок.

На начальном участке (1) вязкость и теплопроводность влияет только в пределах пограничного слоя. Для данного участка характерно наличие волновой структуры и сильная неравномерность давления как вдоль оси, так и в поперечных сечениях струи рис.1.

На переходном участке (2) влияние вязкости и теплопроводности становится определяющим. Пограничный слой смыкается на оси струи, значительно уменьшаются продольные и поперечные градиенты давления. Ширина струи растет быстрее, чем на начальном участке.

На последнем, основном, участке статическое давление становится равным давлению в окружающей среде, а профили параметров определяются закономерностями распространения дозвуковых струй [5].

В программе выполняется построение геометрии с параметрами, представленными на рис. 2.

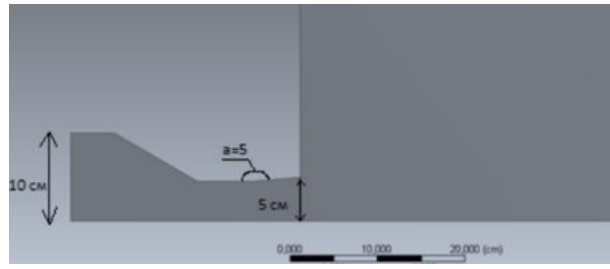


Рис. 2 – Геометрия

Размер сетки составляет 1000000 ячеек и сгущена на входе, по оси симметрии и боковым стенкам, как представлено на рис. 3.

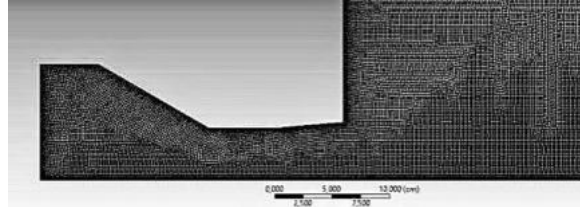


Рис. 3 – Сетка исследуемой области

Для осесимметричной и плоской струй геометрия и сетка идентична, изменения будут только в настройках решателя setup. Для решения данной задачи использовалась модель турбулентности k-ε Realizable.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_{\epsilon} \quad (3)$$

где $C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right]$, $\eta = S \frac{k}{\epsilon}$, $S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$.

Данная модель турбулентности разрешает некоторые математические ограничения Рейнольдсовых напряжений, которые имеют место в турбулентных течениях. Плюс этой модели состоит в том, что она более точно предсказывает распределение диссипации плоских и круглых струй. Это также вероятно обеспечит более лучшее предсказание вращающихся потоков, пограничных слоев подверженных сильным градиентам давления, отрывных течений и рециркуляционных течений.

В качестве газа рассматривается воздух, поэтому стоит так же учитывать уравнение Навье-Стокса, которое имеет вид:

$$\rho \frac{D\bar{w}}{dt} = \rho g - \nabla p + \mu \nabla^2 \bar{w}, \quad (4)$$

где \bar{w} – скорость газа, μ – динамическая вязкость, ρ – плотность газа [6]. Так же учтем уравнение неразрывности и уравнение энергии соответственно:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho v) = 0, \quad (5)$$

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \text{div}(\lambda \text{grad } T) + \frac{dp}{dt} + \mu D + Q_v, \quad (6)$$

где f – плотность объемных сил, в частности для гравитационного поля $f = \rho g$, D – диссипативная функция.

Для осесимметричной и плоской струй геометрия и сетка идентична, изменения будут только в настройках решателя setup. На рисунках 4, 5, 6 представлены распределение числа Маха, давление и температуры соответственно в осесимметричной струе.

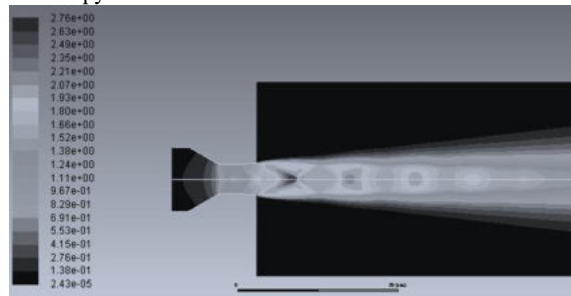


Рис. 4 – Поле распределения числа Маха

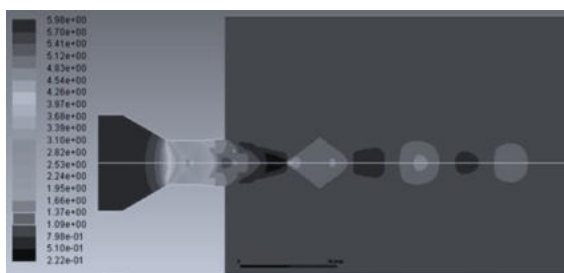


Рис. 5 – поле распределения давления

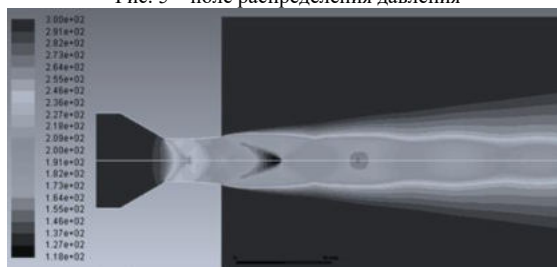


Рис. 6 – Поле распределения температуры

Далее необходимо рассмотреть поля распределения для плоской струи. Данные изображения представлены на рисунке 7, 8, 9.

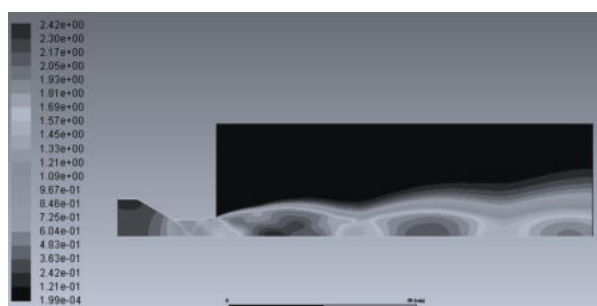


Рис. 7 – Поле распределения числа Маха в плоской струе

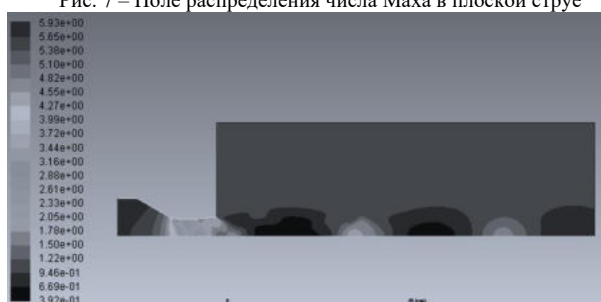


Рис. 8 – Поле распределения давления в плоской струе

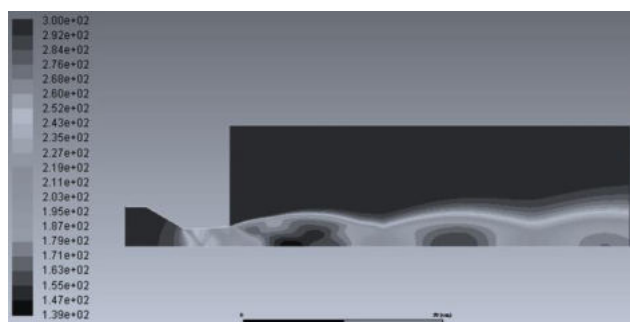


Рис. 9 – Поле распределения температуры в плоской струе

Чтобы сравнить между собой осесимметричную и плоскую сверхзвуковую струи необходимо не только рассмотреть поля распределений, но и графики изменений параметров вдоль оси симметрии, которые представлены на рисунках 10, 11 и 12.



После наглядного отображения распределения параметров можно оценить, какая из двух сверхзвуковых струй более всего подходит для дальнейших исследований. Так как показатели температуры и давления несильно отличны, то дальнейший выбор сверхзвуковой струи будет опираться на показатели числа Маха.

Заключение

В результате проведенного численного исследования, получены зависимости полей распределения числа Маха, давления и температуры, в следствии чего можно сделать вывод, что по распределению статического давления на оси симметрии у плоской струи давление немного выше, чем у осесимметричной струи и температура у плоской сверхзвуковой струи немного выше, чем у осесимметричной струи и к концу оси симметрии температуры становятся одинаковыми. Но стоит заметить, что у осесимметричной сверхзвуковой струи число Маха намного больше, чем у плоской сверхзвуковой струи.

Поэтому для дальнейшего приготовления горючей смеси по средством двух встречных сверхзвуковых струй необходимо использовать осесимметричную струю, так как ее показатели числа Маха выше, чем у плоской. Следовательно увеличение скорости ведет к интенсификации перемешивания.

Библиографический список

1. Бельков В.Н., Келекеев Р.В., Ланшаков в.л. использование энергии сверхзвуковой струи в стартовых комплексах // Современные наукоемкие технологии. – 2005. – № 2. – С. 68-69;

2. Анисимов, П. А. Новые возможности исследования сверхзвуковых закрученных струй методом голографической интерферометрии с помощью программно-аппаратного комплекса "PC-Look" / П. А. Анисимов, Н. Н. Глузов, В. В. Рыжков, В. В. Сергеев // Проблемы и перспективы развития двигателестроения / Самар. гос. аэрокосм. ун-т; [Гл. ред. Е. В. Шахматов]. – Самара : СГАУ, 1998. – Вып. 2, ч. 1. – С. 140-146. // URL: <http://repo.ssau.ru/handle/Vestnik-SGAU-Problemy-i-perspektivy-razvitiya-dvigatelistroeniya/Novye-vozmozhnosti-issledovaniya-sverhzvukovyh-zakruchennyh-strui-metodom-golograficheskoi-interferometrii-s-pomoshu-programmnoapparatnogo-kompleksa-PCLook-64568>
3. Деливеров Виталий Павлович Использование колебательных режимов сверхзвуковых струй в металлургии // ГБУЗ «Приазовский государственный технический университет». 2005. №15-1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/ispolzovanie-kolebatelnyh-rezhimov-sverhzvukovyh-struy-v-metallurgii> (дата обращения: 17.04.2022)
4. Дулов В. Г., Луьянов Г. А. Газодинамика процессов истечения. Новосибирск. // Наука, 1984. С. 182-196.
5. Модель турбулентности K-epsilon URL: https://www.cfd-online.com/Wiki/Realisable_k-epsilon_model (дата обращения: 17.04.2022)
6. Авдеевский В.С. Газодинамика сверхзвуковых неизобарических струй. // Наука. - 1989 г. - С. 5, с. 86-87.
7. Развитие прикладной газодинамики учёными Ленинграда — Санкт-Петербурга во второй половине 20 века. // URL: <https://www.disserscat.com/content/razvitiye-prikladnoi-gazodinamiki-uchenymi-leningrada-sankt-peterburga-vo-vtoroi-polovine-xx-read> (дата обращения: 17.04.2022)
8. Авдеевский В.С., Иванов А.В., Карпман И.Н. и др. Структура турбулентных недорасширенных струй истекающих в затопленное пространство и в спутный поток // Изв. АН СССР, МЖГ, 1972, № 3, с. 15-29
9. Юдаев Б.Н. и др. Теплообмен при взаимодействии струй с преградами. / М.,Машиностроение,1977. — 247 с.
10. Абрамович Г.Н., Крашениников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.М. Турбулентное смешение газовых струй. // М.: Наука, 1974.
11. Губанова О.И. О центральной срывной зоне при взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи с преградой. // Механика жидкости и газа. 1971.-№2.-С. 135- 138.
12. АржаниковН. С., СадековаГ. С. Аэродинамика больших скоростей. — М.: Высшая школа, 1965.
13. Запругаев В. И., Киселев Н. П., Павлов А. А. Влияние кривизны линий тока на интенсивность продольных вихрей в слое смешения сверхзвуковых струй // ПМТФ. 2004. Т. 45, № 3, с. 32—43.
14. Абрамович Г. Н. Теория турбулентных струй. / М.: Наука, 1984 .
15. Лукьянов Г.А. Сверхзвуковые газовые струи: Обзор теоретических и экспериментальных работ. // Сверхзвуковые газовые струи. Новосибирск, Наука, 1983.-С. 3-21.

УДК 532.525, 629.7.02, 629.76, 629.78.

УДАРНО-ВОЛНОВАЯ СТРУКТУРА НАЧАЛЬНОГО УЧАСТКА СТРУЙ ВЫСОКОЙ СТЕПЕНИ НЕРАСЧЁТНОСТИ

Д. О. Богданюк

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

Струи высокой нерасчётности могут быть как элементы струй ракетных двигателей на больших высотах, а так же как элементы технологий, реализующиеся в вакуумных камерах для обеспечения определённых процессов. Для создания адаптивных технологий, таких как плазмотроны и другие устройства.

Существует класс реактивных летательных аппаратов, в которых сила тяги создаётся за счёт преобразования внутренней энергии топлива в кинетическую энергию реактивной струи. В зависимости от соотношения давлений в окружающей среде (то есть от высоты полёта) и в выходном сечении сопла выделяют расчётные, недорасширенные, перерасширенные струи, обладающими своими особенностями и характеристиками.

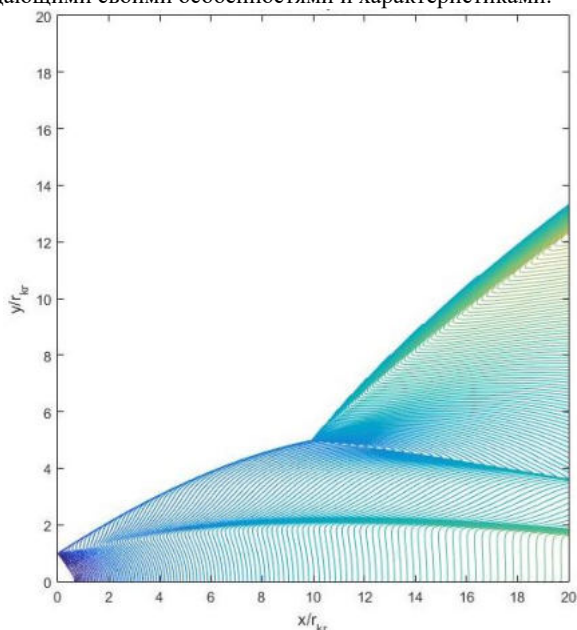


Рис. 1 Изолинии чисел Маха на высоте 20 километров

Основная задача работы – это исследование истечения струй из сопла на больших высотах. Существуют условия, при которых осуществляется истечение струи с очень малым противодавлением. Может быть покоящаяся среда, а может быть движущаяся среда, в случае истечения при движении.

Расчёт таких процессов можно провести, упрощая модель, не смотря на то, что там могут протекать различные процессы с химическими реакциями, тепловыми и другими различными процессами, можно принять модель равновесного течения продуктов сгорания, что приводит к модели идеального газа. В таком случае модель можно построить на основе уравнений. [1, 8]

Произведены сравнительные характеристики различных форм сопел. В качестве примеров основной тип профиля сопла использован примерно одной характеристики с включением во множестве незначительных изменений профиля и некоторые варианты с кардинальными различиями в профиле сопел.

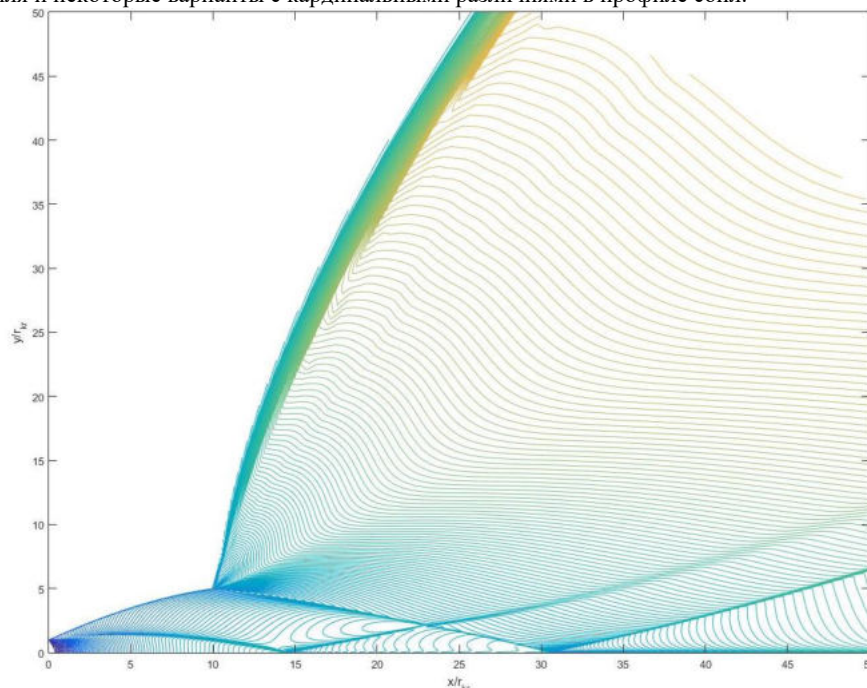


Рис.2. Изолинии чисел Маха на высоте 70 километров.

Эта задача применительно к ракетным струям. Рассматривается сопловой канал. В сопловом канале происходит ускорение потока продуктов сгорания. Образовывающийся поток в канале вытекает в окружающее пространство, образуя струю. В зависимости от степени нерасчётности могут быть недорасширенные, перерасширенные, а так же расчётные струи, как уже упоминалось. Взаимодействие потока с кромкой соплового канала в выходном сечении приводит к возникновению волн разрежения, исследование которых является важной задачей для динамики движения тел: скорость тяги, вектор тяги и тд. При этом вся задача проецируется на случай динамики летательного аппарата на скорость потока, те на всю газодинамическую структуру влияет спутный поток, который придавливает нашу струю, делает её геометрические размеры другими. Решение данной задачи можно рассматривать в упрощённой постановке. Так как проекция скорости на ось X потока в каждом сечении, в каждом элементе, сверхзвуковая, то есть число Маха (M_x) больше 1, то мы можем построить достаточно эффективную маршевую схему решения таких течений. Течение газа в сопловом канале и истечение его в спутный поток, или в заполненное пространство, если не учитывается спутный поток. Для того, что бы иметь возможность анализировать такое течение в области кромки сопла необходимо знать структуру течения в сверхзвуковой части. Поэтому расчёт строится от камеры сгорания или закритическом сечении сопла. В работе рассматривается математическая модель, алгоритмы решения и алгоритм решения маршевого метода расчёта газодинамической задачи. Приведены результаты численного моделирования и проведён их анализ. [2-7]

На рисунке 1 представлен результат программы расчёта маршевым методом. При расчёте число Маха на срезе принимается, равной 1.05. Показатель адиабаты 1.25, остальные параметры берутся на требуемой высоте по ГОСТу стандартной атмосферы. Такие же параметры взяты на рисунке 2.

Современный расчёт требует больших затрат времени. Примерно половину времени вычисления занимает интегрирование уравнения Пуассона для определения давления. В данной работе построен новый эффективный метод решения уравнений Навье-Стокса, в котором на конечно-разностном уровне проведено исключение сеточной функции давления. Рассматривается система уравнений Навье-Стокса, описывающая изотермическое движение вязкой несжимаемой жидкости [9-12] в двумерной области: уравнение неразрывности и уравнения движения.

Начальный участок, после среза сопла, характерен тем, что во многих случаях внутри сопла из-за его особенностей геометрии образуются ударные волны - так называемые сопловые скачки уплотнения. Скачки уплотнения выходит из того или иного сопла. На рисунках 1 и 2 видел сопловой скачок уплотнения, рождающийся где-то в области после того, как скругленные критического сечения сопрягается с расширяющейся частью сопла – рождается скачок уплотнения. Дальше данный скачок уплотнения отражается от оси и выходит в структуру начального участка.

Отличие расширения потока осесимметричного приводит к тому, что в область с малыми расширениями плоский поток расширяется, если он равномерный, в область с меньшим давлением в вереве волн разряжения. Данное течение – это течение Прандтля-Майера. Если имеет место осесимметричной конструкции, то такое нарушается. В этих всех структурах при истечении такого потока наблюдается образование ударной волны, так называемый висячий скачок, который идет внутрь тела и имеет пересечение с отраженным скачком уплотнения соплового скачка уплотнения. Это является важной особенностью. Но далее скачок доходит до оси и отражается от оси.

Прослеживается зона расширения, после которой разворачивается поток. Данный поток в целом не прямолинейное течение, а искривленное, образующие бочку, соответствующей струе, которую отчетливо видно на рисунке 1.

Таким образом, построена модель струйного обтекания соплового и засоплового участка сопла высокой степени нерасчетности.

Библиографический список

1. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.
2. Волков К. Н., Емельянов В.Н., Пустовалов А.В. Сверхзвуковые течения невязкого сжимаемого газа в аэродинамических окнах газовых лазеров // Выч. мет. программирование, 15:4 (2014), 712–725.
3. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Под редакцией академика Глушко В.П. Теория ракетных двигателей. 4-е издание. М.: Машиностроение, 1989, 465 с.
4. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Зазимко В.А. Турбулентные струи: статистические модели и моделирование крупных вихрей. Москва: Физматлит, 2013.
5. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Вычислительные технологии в задачах механики жидкости и газа. Москва: Физматлит, 2012. 468 с. ISBN 978-5-9221-1438-7.
6. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. Москва: Физматлит, 2008. 364 с. ISBN 978-5-9221-0920-8.
7. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Курова И.В. Нестационарные турбулентные двухфазные течения в камерах сгорания РДТТ. Труды VII Всероссийской конференции по внутрикамерным процессам и горению в установках на твердом топливе и ствольных системах (ICOS-2011), 29-31 марта, Ижевск, Россия. Ижевск: Изд-во ИПМ УрО РАН, 2011. С. 94-112.
8. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Издательство «Наука». Главная редакция физико-математической литературы. 1991. 601 с.
9. Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А. и др. Аэрогидромеханика. М.: Машиностроение, 1993. 608 с. ISBN 5-217-01989-1.
10. Тимошенко В.И. Сверхзвуковые течения вязкого газа. Киев. Наук думка, 1987. 184 с.
11. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен: В 2 т. / Пер. с англ. М.: Мир, 1990. Т.2. 392 с.
12. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: Учеб. для вузов. - изд. 6-е, перераб. и доп. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. 840 с.

УДК 629.783

УНИВЕРСАЛЬНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

М. С. Бонарь

7-ая научная рота ВИТ «ЭРА»

Аннотация: разработка малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли является актуальной задачей современной космонавтики. В частности, особенно интересным является вопрос создания группировок малых космических аппаратов. Специфика группировок подразумевает разработку универсальной космической платформы, которая может быть использована для массового производства аппаратов ДЗЗ, дешево, быстро, с возможностью оперативной замены. Поэтому важной задачей является подбор оптимальной схемы корпуса малого космического аппарата с наилучшими прочностными характеристиками, а так же возможностью модульного конструирования бортовых систем и систем обеспечения.

Ключевые слова: малые космические аппараты, космос, спутник, дистанционное зондирование Земли, группировка спутников, силовая конструкция

Аппараты дистанционного зондирования Земли занимают очень важное место не только в современной космонавтике, но и во всех отраслях человеческой деятельности в целом. С их помощью составляются более точные прогнозы погоды, формируются карты, снимки местности высокого разрешения, проводится анализ различных типов излучения и природных явлений.

Весь спектр этих задач ложится на плечи громоздких и дорогих аппаратов с мощными оптическими системами. Однако, в современной космонавтике все чаще и чаще выбирают другой подход к конструированию малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Вместо одного большого аппарата с мощной аппаратурой разрабатывают несколько, с менее громоздкой аппаратурой и меньших размеров. Такие аппараты дешевле, быстрее в изготовлении, и хотя они имеют не такую совершенную оптическую систему, при правильном подборе орбиты группировка таких спутников способна выполнять те же задачи, что и один большой аппарат. Кроме того, работая в группировке, такие аппараты позволяют обеспечить одновременное покрытие более обширных зон.

На сегодняшний день существуют несколько группировок малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Наиболее примечательными из них являются группировки спутников дистанционного зондирования Земли 1NOPSat и Blacksky Global. Обе группировки выполняют схожие цели, однако отличаются подходами к проектированию конструкции корпуса.

Группировка малых космических аппаратов BlackSky Global состоит из аппаратов с оптической системой, имеющей разрешающую способность 1 метр на низкой околоземной орбите 500 км. Космический аппарат BlackSky Pathfinder показан на рисунке 1.

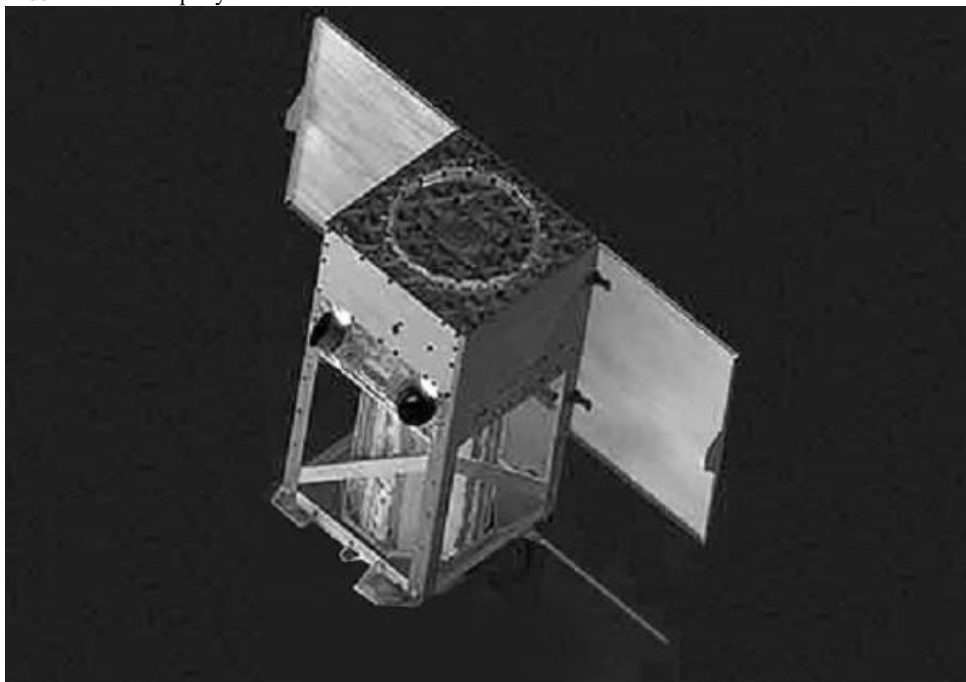


Рисунок 1 - Космический аппарат BlackSky Pathfinder

Конструкция корпуса аппарата представляет собой короб с вырезами для расположения оптической системы, в хвостовой части располагаются бортовые и обеспечивающие системы аппарата. Аппарат оснащён открывающимися рамами с расположенными на них солнечными панелями - таким образом решается проблема энергообеспечения систем спутника.

Вторая группировка космических аппаратов, о которой идёт речь - HOPSat. Эта группировка спутников обладает камерной с разрешающей способностью в 1,25 метра на орбите высотой в 700 км. Интересна конструкция аппаратов этой группировки - пример аппарата показан на рисунке 2.

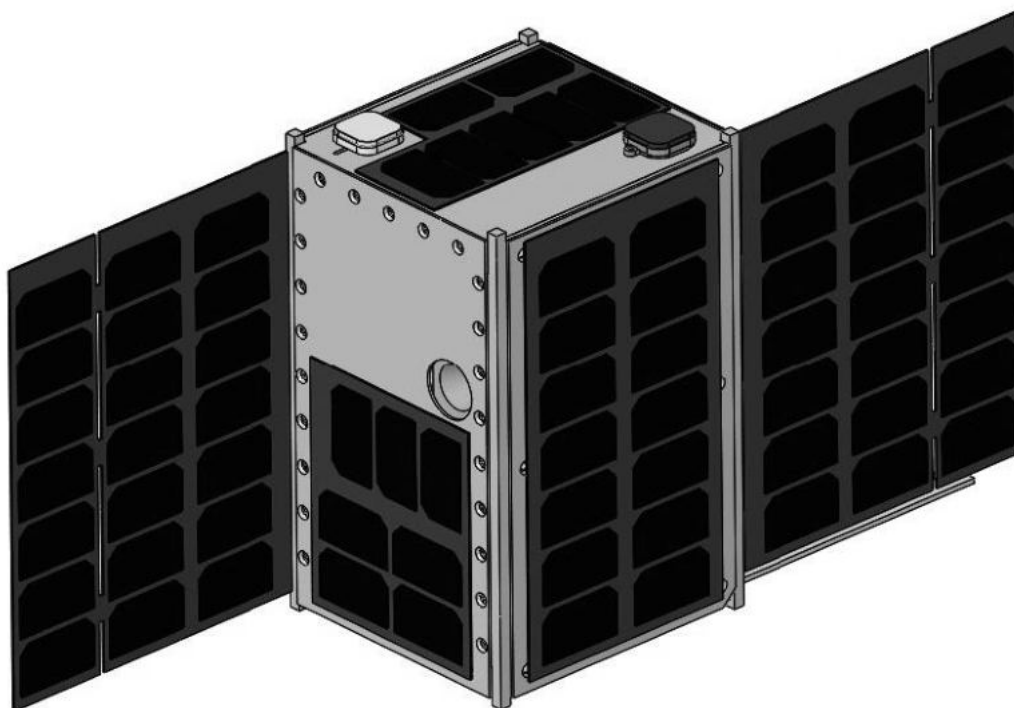


Рисунок 2 - Космический аппарат HOPSat-2

Корпус данного аппарата выполнен по модульной системе на базе Cubesat форм-фактора 12U. Помимо более быстрой и простой сборки этой конструкции, это решение позволяет стандартизировать бортовые системы и вспомогательные элементы, быстро изменяя структуру и состав начинки аппарата.

При разработке отечественных аналогов для создания низкоорбитальной группировки космических аппаратов целесообразно обратиться ко второму варианту конструкции корпуса спутника. Использование модульной структуры позволит существенно сократить время на разработку аппарата, его бортовых систем, добиться высокой степени стандартизации всех составляющих изделий. В случае преждевременного выхода из строя аппарата значительно быстрее будет происходить его замена, а поддержание активного существования группировки будет упрощено за счёт единообразного проектирования каждого аппарата.

Кроме того, использование подобного подхода при разработке корпуса даёт возможность использовать каркас для других целей. Например, разработав стандартизированную космическую платформу для дальнейшего создания аппарата дистанционного зондирования Земли, можно использовать эту же платформу для создания спутника связи или сервисного обслуживания, причём время на разработку и запуск таких альтернативных аппаратов будет существенно снижено по сравнению с ситуациями, когда разработка ведётся с нуля.

Для корректной работы аппарата необходима разрешающая способность оптической системы не менее 1.5 метров. Это требование накладывает определённые ограничения на габариты конструкции корпуса, так как слишком маленькие камеры не позволяют обеспечить такую разрешающую способность на низкой околоземной орбите. Анализ существующих оптических систем показал, что для достижения разрешающей способности в 1.5 метра на низкой околоземной орбите в 600 км необходим диаметр объектива порядка 200 мм. Оптические системы с таким диаметров объектива имеют длину по меньшей мере в 300 мм. Помимо них, на аппарате должны быть установлены двигательные системы, системы связи, обеспечивающие системы.

Исходя из вышеперечисленных требований, предлагается использовать модульную структуру Cubesat форм-фактора 24U.

Проработка различных вариантов компоновки полезной нагрузки, бортовых и обеспечивающих систем, двигателей и прочей аппаратуры позволила определить оптимальный вариант конструкции корпуса разрабатываемого космического аппарата. Предлагаемый внешний вид показан на рисунке 3.

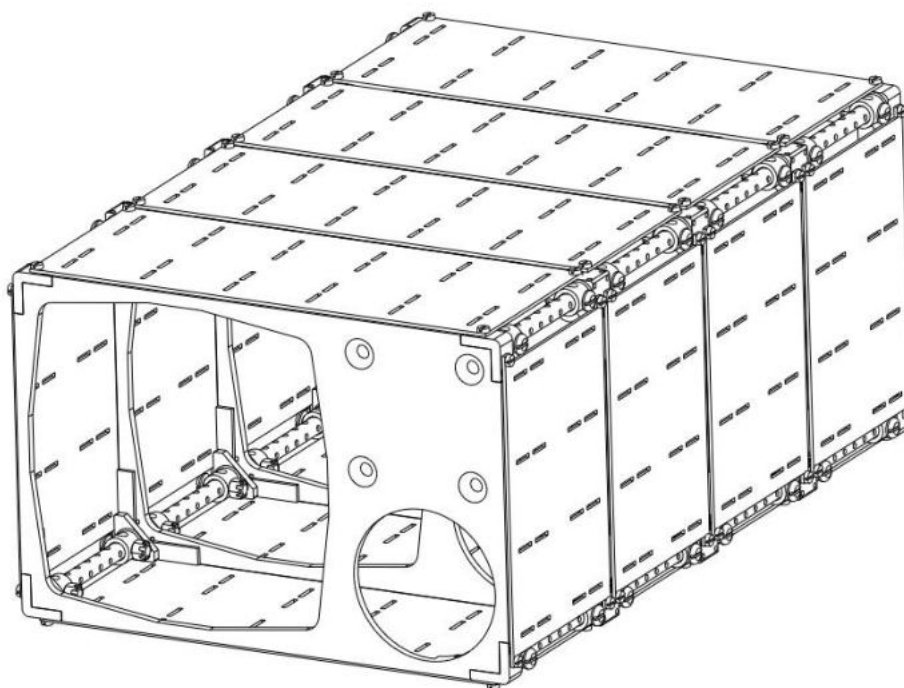


Рисунок 3 - Конструкция корпуса разрабатываемой универсальной космической платформы

Подобная конструкция аппарата позволяет установить основную оптическую систему с разрешающей способностью 1.5 метра, дополнительную оптическую систему для работы в инфракрасном диапазоне, основную двигательную установку, подруливающие устройства, систему связи, обеспечивающие системы, систему электропитания, ориентации. Более подробное описание конструкции разработанного корпуса малого космического аппарата показано на рисунке 4.

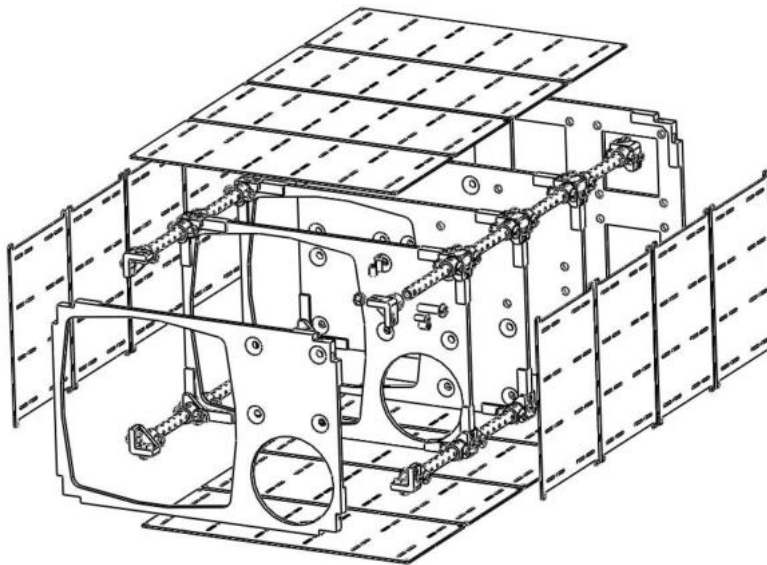


Рисунок 4 - Вид конструкции корпуса с разнесёнными частями

Каркас формируется при помощи трёх основных типов деталей: рамы, шпангоута и крепёжного угла. В конструкции корпуса имеется пять формообразующих рам, имеющие отверстия для установки крепёжных углов по краям рамы. Каждый крепёжный угол, в свою очередь, обладает цилиндрическим пазом для установки в него шпангоута. Шпангоут фиксируется в пазу при помощи болтового соединения. Закрепляясь в крепёжных углах на двух соседних рамах, шпангоут обеспечивает жёсткость такой конструкции. Сам крепёжный угол фиксируется на раме при помощи винтового соединения. Винт проходит через отверстие в крепёжном углу, а затем фиксируется в утолщённой части рамы аппарата. Кроме того, каждый крепёжный угол имеет отверстия для последующего крепления внешних панелей. На этих пластинах может размещаться различное оборудование, их вид опционален. Имеется возможность установки откидных рам, раскрывающихся на орбите, вместо установки боковых пластин. Конструкция каждой из пяти рам так же легко поддаётся модификациям из-за типовых внешних размеров и единообразного расположения отверстий для крепления связанных деталей.

Формообразующие рамы выполнены таким образом, чтобы соответствовать стандартам Cubesat. Габариты рамы соответствуют площадке с размерами 3Ux2U В продольном направлении космический аппарат имеет длину 4U. Это необходимо для удобного размещения оборудования по секциям.

Таким образом, аппарат можно условно разбить на три секции.

Первая секция - рабочая, занимает объем в носовой части аппарата 2Ux2Ux3U. В этой секции расположена главная оптическая система, а так же системы, обслуживающие её (система охлаждения, электроника, управляющее устройство).

Вторая секция - вспомогательная, расположена сбоку от первой секции, занимает объем 1Ux2Ux3U. В этой секции располагается вспомогательная оптическая система, а так же дополнительное полезное оборудование.

Третья секция - двигательная, расположена в хвостовой части аппарата, занимает объем 3Ux2Ux1U. В этой части аппарата располагаются двигательные установки, подруливающие устройства, система стабилизации и ориентации, а так же система энергоснабжения.

Такая секционная система в структуре аппарата позволяет очень легко перерабатывать его содержимое. При необходимости возможно полностью заменить рабочую секцию, поставив туда различное оборудование для связи, более мощные приборы для наблюдения и фиксации разных типов излучения, при этом не затрагивая двигательную и вспомогательную части. При необходимости можно так же переработать другие две секции с минимальными изменениями в других частях конструкции.

Обобщая все вышесказанное: для выполнения задач дистанционного зондирования Земли предлагается разработать группировку малых космических аппаратов формата Cubesat, состоящие из 24 юнитов. Такая конструкция позволит не только обеспечить установку всего необходимого оборудования для выполнения аппаратом широкого спектра задач, но и даст возможность использовать разработанную космическую платформу для задач более широкого спектра с минимальными экономическими и трудовыми затратами.

Библиографический список

1. В. Ф. Фатеев, Малые космические аппараты информационного обеспечения, издательство «Радиотехника», Москва, 2010 г.
2. В. И. Куренков, В. В. Салмин, А. Г. Прохоров, Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов Самарский государственный аэрокосмический университет, Самара, 2007 г.
3. А.А. Абдурахимов, А.М. Денисов, П.С. Гончаров, Д.В. Скворцов, Конструкция космических аппаратов, решение информационно-расчетных задач в интересах сопровождения жизненного цикла космических аппаратов, Военно-космическая академия им. Можайского, Санкт-Петербург, 2015 г.
4. Статья на ресурсе Gunter's Page, "IHOPSat 1..8", 2018 г.
5. Статья на ресурсе Gunter's Page, "BlackSky Global", 2019 г.

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ
КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

О.О. Волкова, Н.А. Брыков

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

В связи с развитием космической и авиационной отраслей, перед учеными все больше ставится задач, связанных с улучшением аэро- и газодинамики полета. Требуются летательные аппараты большей мощности и прочности, способные беспрепятственно проходить сквозь слои атмосферы. Одной из актуальных проблем в этой области является перегрев и разрушение конструкции аппарата при воздействии среды при больших скоростях полета.

Когда летательный аппарат совершает полет на сверхзвуковой или гиперзвуковой скорости, энергия частиц внешнего потока преобразуется в тепло и температура поверхности летательного аппарата значительно повышается, достигая значений в несколько тысяч градусов Цельсия, что приводит к разрушению конструктивных материалов. Внутри двигателей летательных аппаратов происходит процесс горения, нагревающий рабочее тело до двух и более тысяч градусов. Эта температура выходит за пределы диапазона, который способны выдержать материалы конструкции. В этих случаях, чтобы противодействовать большим тепловым нагрузкам и влиянию горячего сверхзвукового потока, применяют различные методы снижения нагрева, в частности, тепловую защиту ЛА и его энергоустановок, а также разные виды траекторий полета.

Для решения проблемы разработки и создания надежных средств теплозащиты летательных аппаратов, совершающих сверхзвуковые полеты в плотных слоях атмосферы, требуется рассмотрение совокупности сложных задач, к которым также относится ряд вопросов, связанных с процессами массообмена (разрушения) на поверхности. Поскольку конструкции разнообразны, а условия полета в атмосфере специфичны, в авиа- и ракетостроении применяются различные способы тепловой защиты. Тепловая защита необходима как для внешнего корпуса, так и для внутренних элементов и конструкций двигателей, электроприборов и т.д. Все методы тепловой защиты делятся на два вида: охлаждение конструкций, основанное на подаче жидкого или газообразного вещества на разогретую поверхность (конвективное, пористое, пленочное, заградительное, комбинированное) – активная тепловая защита; теплозащитные покрытия (тугоплавкие, аблирующие (оплавляющиеся, сублимирующиеся, коксующиеся), радиационное охлаждение) – пассивная тепловая защита.

Выбор траектории полета в качестве метода снижения нагрева конструкции связан с задачей моделирования газодинамики полета космического летательного аппарата сквозь слои атмосферы, которая весьма обширна. В ее решении должно учитываться множество факторов: изменчивость процентного состава атмосферы и ее параметров с высотой, разреженность среды в верхних слоях, появление химических реакций в образованном пограничном слое, интенсивность течения на поверхности ЛА и т.д. Особое значение траектория полета играет при спуске космического аппарата на поверхность планеты с атмосферой. Всего существует четыре вида траектории спуска: баллистический (аэродинамическое качество $K=0$), скользящий ($K=0,3-0,6$), планирующий (K более $0,7-1$) и спуск с «отражениями». Чем выше аэродинамическое качество, тем больше возможности для маневра и точной посадки и тем ниже перегрузки, воздействующие на корпус аппарата.

Решение задач обтекания при больших числах Рейнольдса заключается в разделении течения на внешнюю вязкую область и вязкий пограничный слой, при расчете которого стоит проблема учета вязко-вязкого взаимодействия. Однако если решать задачу с помощью полных уравнений Навье-Стокса, такая проблема не возникает. Имеет место задача расчета вязкого газа около затупленных тел, для которого разработано множество вычислительных алгоритмов, однако они довольно трудоемки и долгие, а также не обеспечивают необходимую надежность результатов.

Известно, что при обтекании тела гиперзвуковым потоком в сжатом и пограничном слое, газ становится химически активным. В нем происходят реакции диссоциации и рекомбинации молекул, что повышает интенсивность процессов тепло-массообмена между газом и стенкой космического летательного аппарата. Число Маха, при котором реализуются эти процессы и происходит переход из сверхзвукового течения в гиперзвуковое, $M \geq 6$. В таком случае газ рассматривается как многокомпонентный газ и оценивается влияние каждой компоненты и ее взаимодействие с другими на процесс тепло-массообмена.

Система уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (включает в себя уравнения сохранения массы, импульса и энергии; так же рассматривается уравнение состояния):

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \rho \vec{u} = 0; \\ \frac{\partial (\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla (\tau_m + \tau_t); \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla (\rho \vec{u} H) = \nabla [\vec{u} (\tau_m + \tau_t) + (\vec{q}_m + \vec{q}_t)]; \end{cases} \quad (1)$$

где \vec{u} – вектор скорости осредненного течения с компонентами u, v и w ; $\tau_m + \tau_t$ – молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений; $E = C_v T + 0,5(u^2 + v^2 + w^2)$ – полная энергия газа; $H = E + \frac{p}{\rho} = C_p T + 0,5(u^2 + v^2 + w^2)$ – его полная энтальпия; $\vec{q}_m + \vec{q}_t$ – молекулярная и турбулентная составляющие вектора плотности теплового потока; T – температура; $C_v = (C_p - R/m)$ – удельная теплоемкость газа при постоянном объеме; C_p – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении; m – молярная масса газа; $R = 8,3143$ кДж/(моль·К) – универсальная газовая постоянная.

Величины молекулярных составляющих тензора напряжений и вектора плотности теплового потока определяются с помощью реологического закона Ньютона и закона Фурье:

$$\begin{aligned}\tau_m &= 2\mu(T)\left(S - \frac{1}{3}IV \cdot \vec{u}\right) \\ \vec{q}_m &= -\lambda(T)\nabla T\end{aligned}\quad (2)$$

где $S = \frac{1}{2}(\nabla\vec{u} + [\nabla\vec{u}]^t)$ – тензор скоростей деформации, I – единичный тензор, $\mu(T)$ и $\lambda(T)$ – коэффициенты молекулярной динамической вязкости и теплопроводности.

Величины турбулентных составляющих тензора напряжений и вектора плотности теплового потока определяются с помощью гипотезы Буссинеска и закона Фурье:

$$\begin{aligned}\tau_t &= 2\mu_t\left(S - \frac{1}{3}IV \cdot \vec{u}\right) + \frac{2}{3}kI \\ \vec{q}_t &= -\lambda_t\nabla T\end{aligned}\quad (3)$$

где μ_t – турбулентная вязкость среды, λ_t – турбулентная теплопроводность, $k = 1/2(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2})$ – кинетическая энергия турбулентности (может быть опущено слагаемое с ней в 6 уравнении).

Турбулентная теплопроводность может быть выражена через турбулентную вязкость:

$$\lambda_t = \frac{C_p\mu_t}{Pr_t},\quad (4)$$

где $Pr_t = 0,9$ является турбулентным аналогом числа Прандтля.

Существует большое количество моделей химической кинетики, используемых для воздуха при больших температурах. Такие модели состоят из нескольких основных неравновесных химических реакций (пяти-шести реакций), в некоторых из них участвуют третьи тела (М). Один из примеров такой модели приведен в таблице 1.

Таблица 11 - Основные неравновесные химические реакции

$O_2+M \leftrightarrow 2O+M$
$N_2+M \leftrightarrow 2N+M$
$NO+M \leftrightarrow N+O+M$
$NO+O \leftrightarrow O_2+N$
$N_2+O \leftrightarrow NO+N$

Для каждого i -го компонента газовой смеси решается отдельное уравнение переноса массы в виде:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_i C_i) + \nabla \cdot (\rho_i \vec{v} C_i) = -\nabla \cdot \vec{g}_i + \omega_i\quad (14)$$

где \vec{g}_i – диффузионный поток i -го компонента; ω_i – скорость образования i -го компонента в химических реакциях. В уравнении каждое слагаемое по порядку представляется собой: нестационарность процесса переноса массы, перенос массы конвекцией, перенос массы диффузией, источник массы, обусловленный наличием химических реакций.

Скорость образования i -го компонента в химических реакциях вычисляется с использованием соотношения вида:

$$\omega_i = M_{wi} \sum_{r=1}^{N_R} \hat{R}_{ir}\quad (15)$$

где M_{wi} – молярная масса i -го компонента; N_R – количество химических реакций; \hat{R}_{ir} – молярная скорость образования (распада) i -го компонента в реакции r , вычисленная по уравнению химической кинетики скорости образования i -го компонента в ходе неравновесной химической реакции.

Для неравновесной химической реакции молярная скорость образования (распада) i -го компонента в реакции r , записывается в виде:

$$\hat{R}_{ir} = \Gamma(v''_{ir} - v'_{ir}) \left(k_{fr} \prod_{j=1}^N [X_{jr}]^{\eta'_{jr}} - k_{br} \prod_{j=1}^N [X_{jr}]^{v'_{jr}} \right)\quad (16)$$

где X_{jr} – молярная концентрация компонента j в реакции r (К·моль/м³); η'_{jr} – показатель степени для реагента j в реакции r ; v'_{ir} – стехиометрический коэффициент для реагента j в реакции r ; v''_{ir} – показатель степени для продукта j в реакции r (всегда равен стехиометрическому коэффициенту продукта реакции); Γ – коэффициент, учитывающий влияние третьих тел на скорость реакции; k_{fr} – константа скорости прямой реакции; k_{br} – константа скорости обратной реакции.

В уравнении (16) коэффициент Γ , учитывающий влияние третьих тел на скорость химической реакции, вычисляется следующим образом:

$$\Gamma = \sum_j^N X_j \cdot \gamma_{jr}\quad (17)$$

где γ_{jr} – эффективность компонента j в реакции r как третьего тела; X_j – молярная концентрация компонента j .

Константа скорости каждой прямой или обратной реакции r вычисляется по формуле Аррениуса (f – прямая реакция, b – обратная реакция):

$$k_{f,br} = A_{f,br} T^{\beta_{f,br}} e^{-E_{f,br}/RT}\quad (18)$$

где $A_{f,br}$ – предэкспоненциальный фактор; $\beta_{f,br}$ – температурный показатель; $E_{f,br}$ – энергия активации реакции; R – универсальная газовая постоянная.

Для вычисления константы скорости каждой реакции могут быть применены эмпирические коэффициенты, приведённые в таблице 2.

Таблица 2 - Эмпирические коэффициенты для вычисления констант скорости реакций

№ реакции	A_{fr}	β_{fr}	E_{fr}	A_{br}	β_{br}	E_{br}
1	2.5005e+13	-0.5	4.9365e+08	8.90e+11	-0.44	0.0
2	2.0004e+18	-1.5	9.4177e+08	1.91e+17	-1.57	0.0
3	5.5042e+17	-1.5	6.2782e+08	1.67e+17	-1.52	0.0
4	3.1999e+06	1.0	1.6365e+08	2.67e+07	0.92	2.9486e+07
5	6.8027e+10	0.0	3.1395e+08	2.10e+10	-0.04	0.0

Уравнение энергии с учетом процесса выделения тепловой энергии имеет следующий вид:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = -\nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j^m h_j \vec{j}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \quad (19)$$

В свою очередь, S_h – источник тепловой – энергии может быть представлен в виде:

$$S_h = - \sum_j^m \frac{h_j^0}{M_j} \omega_j \quad (20)$$

где h_j^0 – энтальпия образования компонента j .

Система уравнений Навье-Стокса, а также уравнения конвекции и диффузии решаются одновременно, в совокупности. Уравнения дополнительных же моделей решаются отдельно от основных, последовательно. Также при расчете используется модель лучистого теплообмена для определения тепловых потоков от излучения в задачах с оптически тонкими средами.

Замыкается система уравнениями турбулентности. При моделировании обтекания тел часто используется модель SST. Данная модель – комбинация k - ϵ и k - ω моделей турбулентности: для расчета течения в свободном потоке используются уравнения k - ϵ модели, а в области вблизи стенок – уравнения k - ω модели. Плотность сетки требуется такая же, как и в моделях k - ω и низкорейнольдсовой k - ϵ , однако у SST отсутствуют некоторые их недостатки.

Турбулентная вязкость задается соотношением:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\max(\omega, SF_2/\alpha)} \quad (21)$$

где k и ω – кинетическая энергия и удельная диссипация турбулентных пульсаций, соответственно. Данные величины определяются из уравнений модели:

$$\begin{cases} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho k u) = \nabla((\mu + \sigma_k \mu_t) \nabla k) + P_k - \beta^* \rho \omega k, \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla(\rho \omega u) = \nabla((\mu + \sigma_\omega \mu_t) \nabla \omega) + \gamma_s \frac{\rho}{\mu_t} P_k - \beta^* \rho \omega^2 + \\ + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega_2}}{\omega} \nabla k \nabla \omega. \end{cases} \quad (22)$$

Генерационный член P_k вычисляется в виде:

$$P_k = \min(P, 10\beta^* \rho \omega k) \\ P = \mu_t S^2, \quad S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (23)$$

Стыковочные функции SST модели определяются согласно формулам:

$$F_1 = \text{th}(\arg_1^4), \quad \arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\mu}{\rho \omega d^2} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega_2} k}{CD_{k\omega} d^2} \right] \\ CD_{k\omega} = \max \left(\frac{2\rho \sigma_{\omega_2}}{\omega} \nabla k \nabla \omega, 10^{-10} \right) \\ F_2 = \text{th}(\arg_2^2), \quad \arg_2 = \max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\mu}{\rho \omega d^2} \right) \quad (24)$$

Коэффициенты SST модели определяются в виде: $\Phi = F_1 \Phi_1 + (1 - F_1) \Phi_2$, $\Phi = \sigma_k, \sigma_\omega, \gamma_s, \beta$. Остальные параметры являются константами и представлены в таблице 3.

Таблица 3 – Константы модели SST

σ_{k_1}	σ_{k_2}	σ_{ω_1}	σ_{ω_2}	β_1	β_2	γ_{s_1}	γ_{s_2}	β^*	α
0,85	1,0	0,5	0,856	0,075	0,0828	5/9	0,44	0,09	0,31

Описанные выше математические модели позволяют смоделировать процесс обтекания космических летательных аппаратов высокоскоростным потоком при их полете или спуске в атмосфере Земли. Стоит отметить, данные уравнения и допущения используются преимущественно для сплошного обтекания, то есть при полете в плотных слоях атмосферы (на высоте ниже ≈ 100 км). Если рассматривать среду на большей высоте, при которой

будет иметь место смешанное или свободномолекулярное обтекание, то в таком случае уравнения Навье-Стокса неприменимы, а модель будет решаться не методом Лагранжа, а методом Эйлера.

Ниже на рисунке 1 представлен пример такого расчета в программной среде ANSYS FLUENT. В качестве обтекаемого тела был выбран космический корабль, по габаритам схожий со спускаемым космическим кораблем «Орёл» (диаметр 4,4 м, высота 5,1 м). Параметры выбирались по высоте $H = 60$ км: $P = 21.98$ Па, $T = 242$ К, число Маха полета тела $M = 10$. При расчете в областях с высокими градиентами измельчалась сетка.

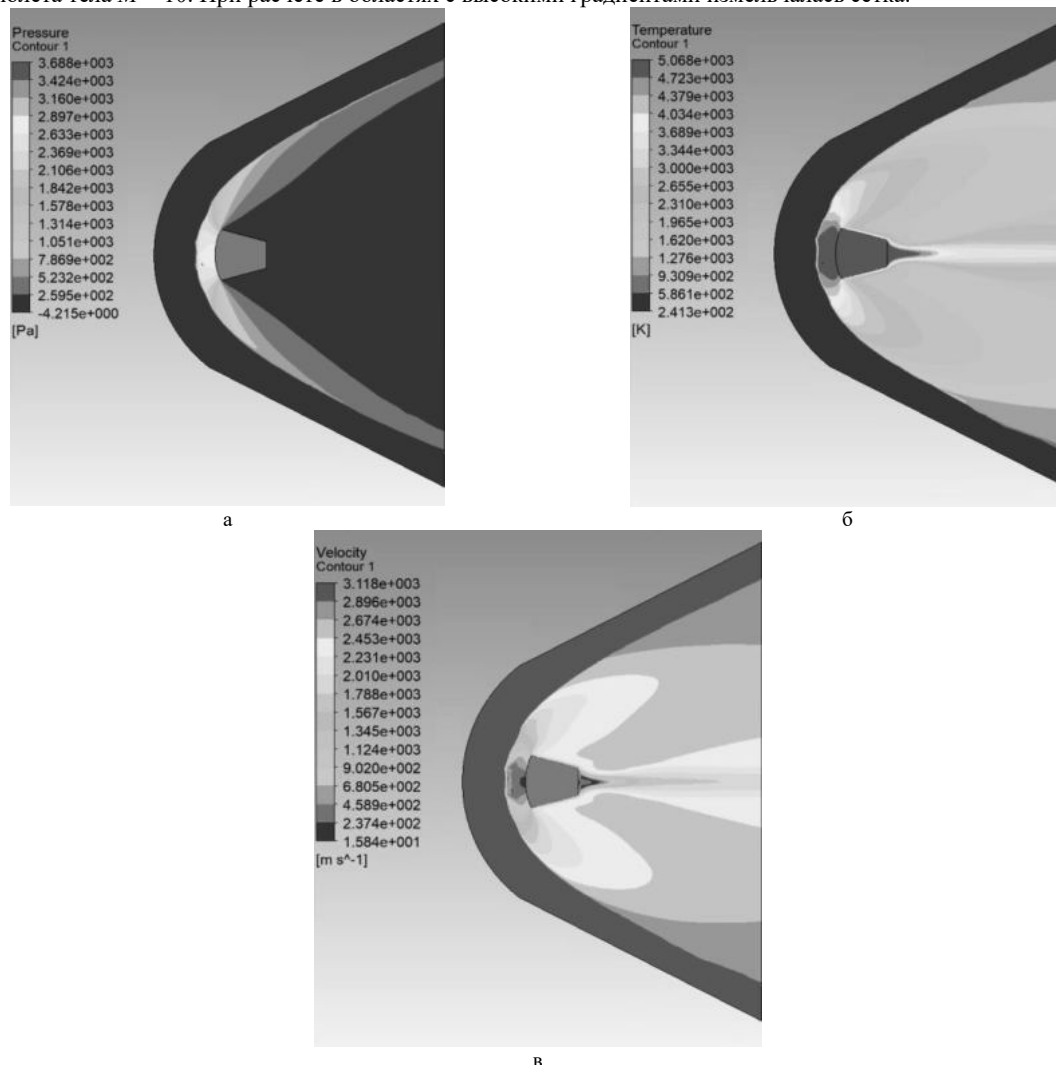


Рисунок 1 – Результаты расчета обтекания космического аппарата сверхзвуковым потоком: а – давление, б – температура, в – скорость

Библиографический список

1. Белоцерковский О. М., Осетрова С. Д., Фомин В. Н., Холодов А. С., Гиперзвуковое обтекание затупленных тел потоком излучающего газа, Ж. вычисл. матем. и матем. физ. – 1974. - Том 14, номер 4, 992–1003 с.
2. Гарбарук А.В. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учебное пособие / А.В.Гарбарук, М.Х.Стрелец, М.Л.Шур – СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – 88 с.
3. Сидняев Н.И. Аэродинамические характеристики гиперзвуковых летательных аппаратов с поверхностным массообменом. Математическое моделирование – М.: Мос. гос. техн.ун-т им. Баумана, 2008.
4. ГОСТ 25431-82 Таблица динамических давлений и температур торможения воздуха в зависимости от числа Маха и высоты полета

УДК 621.454.2

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Л.Д. Бахарь

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

В настоящее время актуальны задачи вычислительной гидрогазодинамики (Computational Fluid Dynamics – CFD). Для моделирования таких задач есть множество современных информационных технологий, оформленных в виде пакетов программ, таких как Ansys Fluent. Средствами Ansys Fluent выполнен анализ процессов тепломассопереноса в проточном тракте жидкостного ракетного двигателя.

Рассматривается типовая конструкция ЖРД на двухкомпонентном топливе: кислород и водород. Топливная пара является наиболее экологично безопасной, в отличие от таких топливных пар как кислород – керосин, фтор – водород, кислород – несимметричный диметилгидразин и т.п. Также такое топливо имеет высокий удельный импульс [2].

В реальном двигателе компоненты топлива подаются мелкими жидкими частичками и, попадая в камеру сгорания, испаряются, и уже газообразные продукты смешиваются и реагируют. Но в данном пакете программ вследствие невозможности моделирования испарения жидких частиц компоненты топлива подаются в газообразном виде.

Смесительная головка имеет три пояса подачи компонентов – рисунок 1 [1].

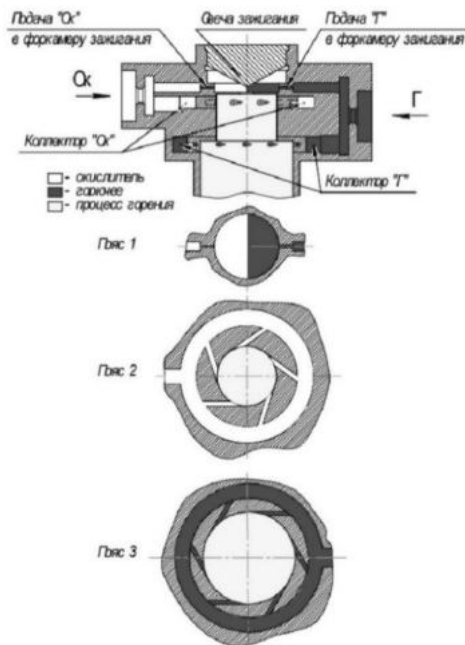


Рис. 1 – Принципиальная схема моделируемого двигателя [1]

В первом поясе газообразные компоненты подаются через два радиальных канала с избытком водорода, что позволяет охладить свечу и предотвратить выгорание. Во втором поясе в образовавшуюся воспламененную смесь через тангенциальные отверстия подается газообразный кислород, а в третьем поясе - газообразный водород [1]. После смешения компонентов топливо воспламеняется и горит при высоком давлении, образуя продукты сгорания, которые ускоряются за критическим сечением и выбрасываются в окружающую среду.

В представленной задаче рассмотрена упрощенная конструкция ЖРД (вместо свечи зажигания рассматривается стенка предкамеры с высокой температурой). Трехмерная модель геометрии выполнена в Design Modeler. Также применяется идеализированная реакция кислорода и водорода: $2H_2 + O_2 \rightarrow 2H_2O$, и не учитывается излучение. Теплообмен на стенках камеры отсутствует (стенки адиабатные). Численное моделирование рабочего процесса ЖРД проведено в стационарной постановке при использовании граничных условий, представленных в таблице 1.

Таблица 1
Граничные условия

Тип	Параметр	Значение	Единицы измерения
Вход кислорода	Массовый расход	0,9978	г/с
	Температура	283	К
Вход водорода	Массовый расход	4,889	г/с
	Температура	283	К
Стена предкамеры	Температура	3000	К
Выход	Статическое давление	832	Па

В качестве математической модели в Ansys применяются система уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, уравнения энергии, горения, турбулентности $k - \epsilon$ Realizable, переноса частиц, массовой диффузии в турбулентных потоках, уравнение модели Буссинеска. Выбранная модель горения – модель диссипации вихря (Eddy-Dissipation Model) применяется при быстро протекающих химических реакциях и при турбулентном течении, вычисляет скорость смешивания компонентов.

Результаты численного моделирования можно проанализировать с помощью постпроцессора Ansys Fluent. Оценить тепловые потоки в конструкцию ЖРД, тягу двигателя в пустоте, удельный импульс тяги, поле давления, а также можно визуализировать течения сил тока для анализа смешения компонентов.

В ходе численного моделирования были получены поля распределения температуры, массового расхода, скорости и Маха. На рисунках 2-4 представлены результаты расчета.

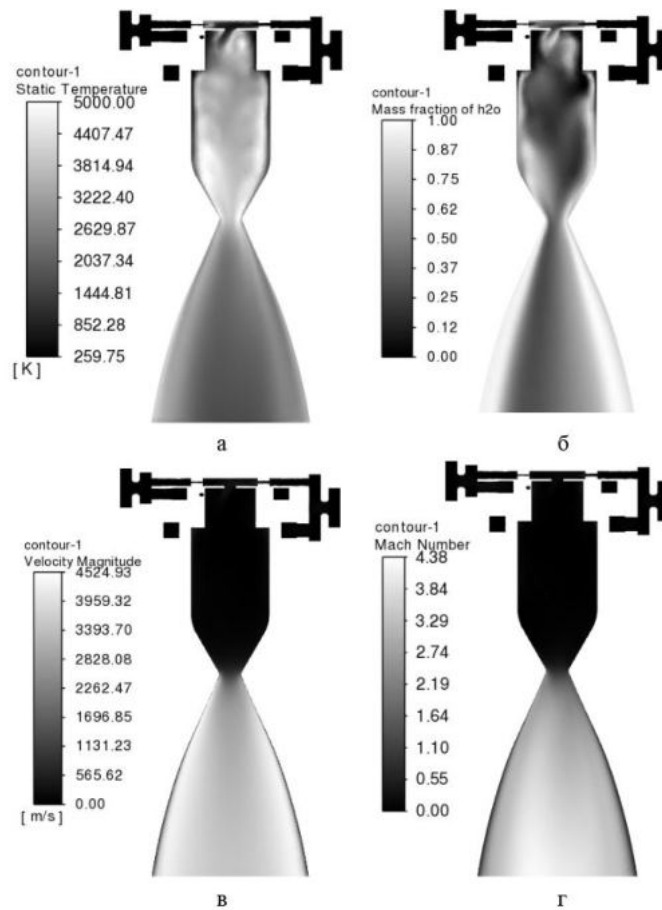


Рис. 2 – Распределение в продольном (осевом) сечении двигателя: а – температуры; б – массовой доли воды; в – скорости; г – числа маха.

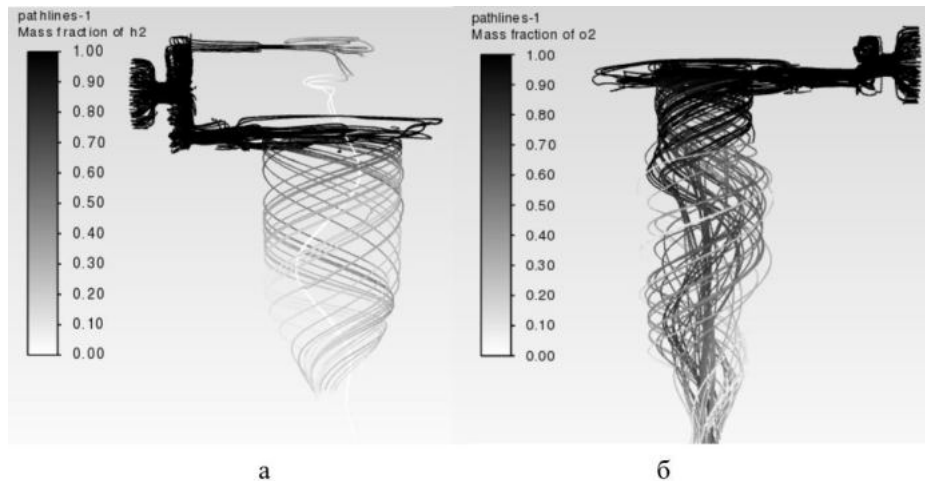


Рис. 3 – Линии тока: а – горючего (водорода); б – окислителя (кислорода)

В данной модели двигателя на основе коаксиальных и тангенциальных форсунок компоненты топлива обеспечивают высокие значения энергии турбулентности, происходит активное перемешивание газообразных кислорода и водорода. Но из-за одностороннего подвода возникает неравномерность смешения компонентов (рис.3). На рис. 4 представлен график распределения параметров по длине двигателя.

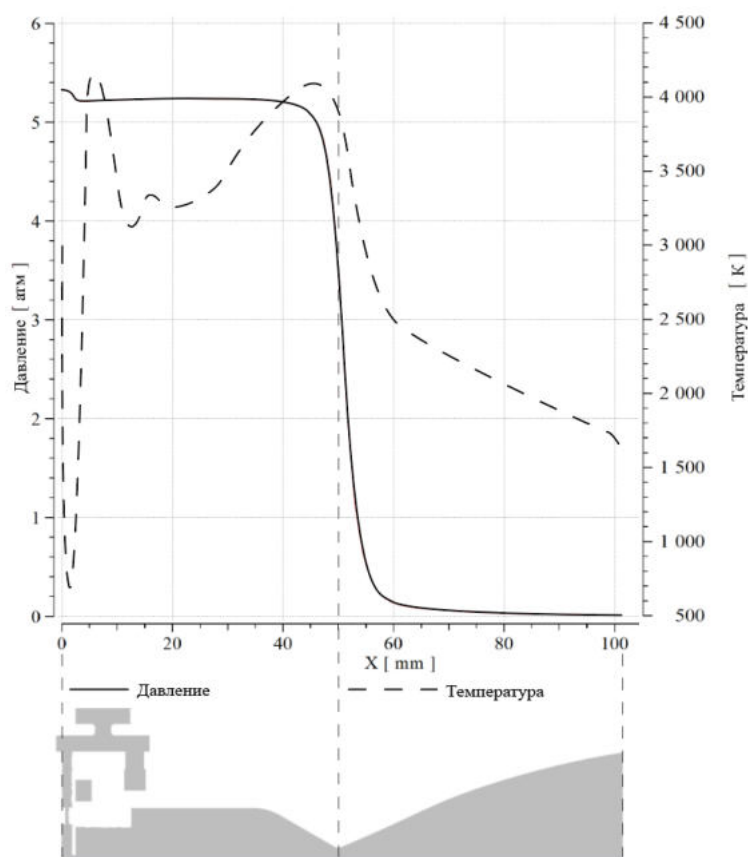


Рис. 4 – График распределения параметров по длине двигателя

Возможность проведения численного моделирования с использованием пакетных технологий позволяет оценить распределение параметров и характеристики жидкостного ракетного двигателя, при этом не проводить физический эксперимент. А также на этапе проектирования внести корректировки схемы для совершенствования рабочего процесса (повышения эффективности смесеобразования, обеспечение теплового состояния конструкции, увеличение тяги и т.п.).

Существует возможность более детального рассмотрения процессов, протекающих в двигателе, можно выполнить настройку задачи разными способами. Например, смоделировать область за соплом, использовать подробный механизм реакции горения, провести численное моделирование в нестационарной постановке, увеличить количество ячеек расчетной сетки. Но все это приведет к увеличению времени расчета. Для его уменьшения необходимо увеличить мощность электронной вычислительной машины.

Библиографических список

1. Егорычев В.С., Шаблий Л.С., Зубанов В.М. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в Ansys CFX. Самара: Издательство Самарского университета, 2016. 136 с. ISBN 978-5-7883-1090-9
2. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Москва: Высшая школа, 1983. 703 с.

УДК 533.6.071.8

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОХОЖДЕНИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ПО КАНАЛУ

Шаронов Е.М., Григорьева К.К.

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

Ударные волны имеют разрушительные свойства и представляют угрозу, как для людей, так и для объектов инфраструктуры. В связи с чем в некоторых отраслях, например в ракетно-космической отрасли (газоходы стартовых комплексов) [7], горнодобывающей промышленности (шахты) и строительстве (защита шахт метрополитена) [5] рассматриваются задачи по изучению ударных волн и защите от них.

Ударная волна - это движущаяся по веществу со сверхзвуковой скоростью поверхность разрыва непрерывности скорости течения, плотности, давления, температуры и других величин. На практике прохождение ударной волны рассматривается как прохождение потока газа через скачок уплотнения [1]. Таким образом математическая модель прохождение ударной волны по каналу будет представлять из себя систему уравнений для прямого скачка уплотнения.

Целью данной работы является проведение предварительного расчёта задачи элементарной ударной трубы в качестве тестовой задачи для проведения дальнейших изысканий на тему ударных волн в каналах.

Система уравнений для поставленной задачи о прохождении скачка уплотнения будет включать в себя закон сохранения массы, количества движения и энергии (в форме Эйлера) [1]:

$$\begin{cases} \rho_1 V_1 = \rho_2 V_2 \\ p_1 + \rho_1 V_1^2 = p_2 + \rho_2 V_2^2 \\ h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} \end{cases} \quad (1)$$

Где ρ_1 – плотность газа перед скачком уплотнения, ρ_2 – плотность газа после скачка уплотнения, p_1 и p_2 – давления перед скачком уплотнения и после, соответственно, а h_1 и h_2 – энтальпия на тех же рассматриваемых участках.

Из адиабаты Ренкина-Гюгонно следует, что прохождение газа через скачок уплотнения не является изэнтропическим процессом и сопровождается ростом энтропии [1].

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{(k+1)\rho_2/\rho_1 - (k-1)}{k+1 - (k-1)\rho_2/\rho_1} \quad (2)$$

Так как в качестве проверки расчётной схемы будет использоваться элементарная теория ударной трубы, то нужно привести необходимые соотношения для газодинамических параметров в различных зонах внутри трубы.

Отношение давления в камере повышенного давления (толкающий газ) к давлению в камере пониженного давления [1]:

$$\frac{p_4}{p_1} = \left(\frac{2k_1}{k_1+1} M_1^2 - \frac{k_1-1}{k_1+1} \right) \left[1 - \frac{k_4-1}{k_1+1} \left(M_1 - \frac{1}{M_1} \right) \frac{a_1}{a_4} \right]^{-\frac{2k_4}{k_4-1}} \quad (3)$$

Здесь p_4/p_1 – заданное начальное отношение давлений в отсеках трубы, а отношение a_1/a_4 при одинаковости начальных температур может быть вычислено вот так:

$$\frac{a_1}{a_4} = \sqrt{\frac{k_1 \mu_4}{k_4 \mu_1}} \quad (4)$$

Соотношение давлений после отражения прямого скачка уплотнения от стенки трубы [2]:

$$\frac{p_3}{p_2} = \frac{(3\gamma-1)p_2 - (\gamma-1)p_1}{(\gamma-1)p_2 + (\gamma+1)p_1} \quad (5)$$

Где p_1 – давление перед скачком до отражения, p_2 – давление за скачком до отражения и перед скачком после и p_3 – давление за скачком после отражения (между отражённым скачком и стенкой).

Степень сжатия газа при прохождении через скачок уплотнения можно узнать из соотношения [1]:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2k_1}{k_1+1} M_1^2 - \frac{k_1-1}{k_1+1} \quad (6)$$

Данные соотношения будут применяться для сравнения данных, полученных при расчёте в программе ANSYS, с аналитическим решением.

В расчётной схеме будут применяться следующие условия: задача плоская, средой распространения ударной волны является идеальный газ ($\gamma = 1.4$) с давлениями $p_4 = 3.45$ атм и $p_1 = 1$ атм в зонах повышенного и пониженного давления, соответственно, что по приведённым соотношениям соответствует числу Маха $M=1.3$. Так как процесс протекает на больших скоростях, то течение внутри ударной трубы можно считать адиабатическим [3].

При изучении физико-химических процессов измерения параметров в ударной трубе проводятся до того момента, пока волна разрежения не догонит падающую или не встретит отражённую от стенки трубы ударную волну.

Геометрия расчётной области (рис. 1) представляет из себя прямоугольник со сторонами 1 м и 0.1 м. Размер сетки (рис.2) 0.001 м (1 мм²) позволяет получить результаты приемлемой точности для данной задачи.

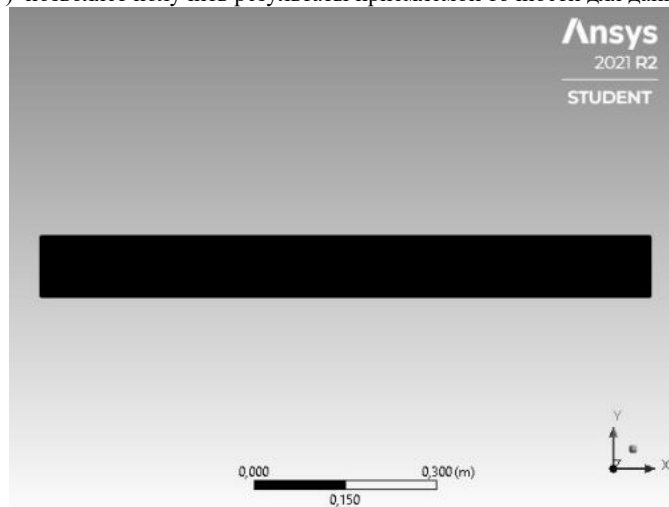


Рис. 1 – Геометрия расчётной области

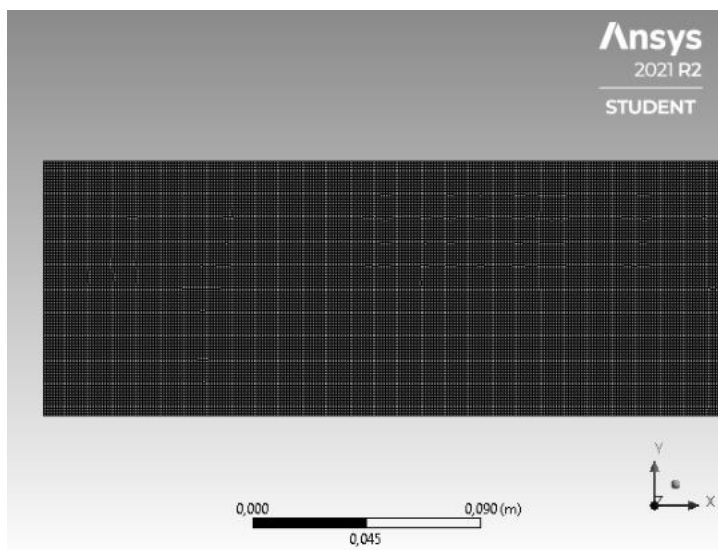


Рис.2 – Расчётная сетка

При расчёте была использована невязкая постановка задачи (среда идеальная, сжимаемая), которая обеспечивает достаточно приемлемую точность для многих задач с газодинамическими разрывами.

В панели Solution methods выбран явный алгоритм решения Explicit, в связи с чем число Куранта берётся 0.25 в силу того, что явная схема более чувствительна к этому параметру.

Для подвижных газодинамических разрывов эффективен метод расчёта потоков AUSM.

Для конвективных слагаемых выбрана единая схема интерполяции First Order Upwind.

Для отображения результатов применена функция сохранения каждой 25 итерации на протяжении всего расчёта, благодаря чему можно покадрово наблюдать движение УВ, что позволяет более детально изучить сам процесс и в последствии отобразить динамическую картину изменения газодинамических характеристик.

Мгновенная картина течения в ударной трубе до отражения волны разрежения и ударной волны от торцов выглядит следующим образом (рис.3). Перед ударной волной находится покоящийся газ низкого давления. За ударной волной имеется область течения сжатого и разогретого рабочего газа с постоянными параметрами, так называемая «пробка» (рис.5), которая замыкается поверхностью контакта, толкающего и исследуемого газов или просто контактной поверхностью [6].

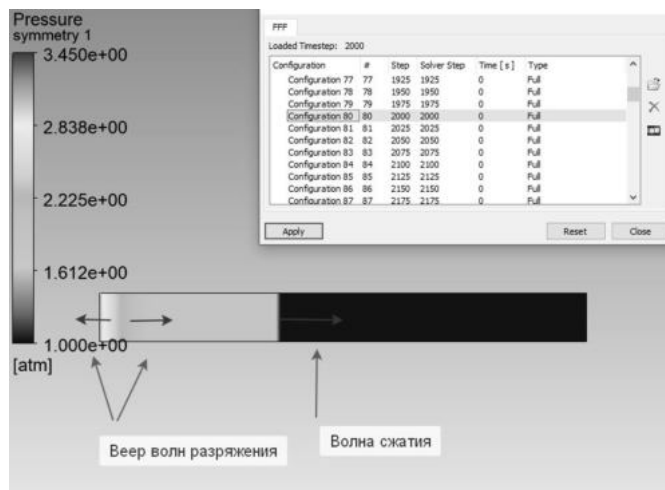


Рис.3 – Поле распределения давления (2000 итераций)

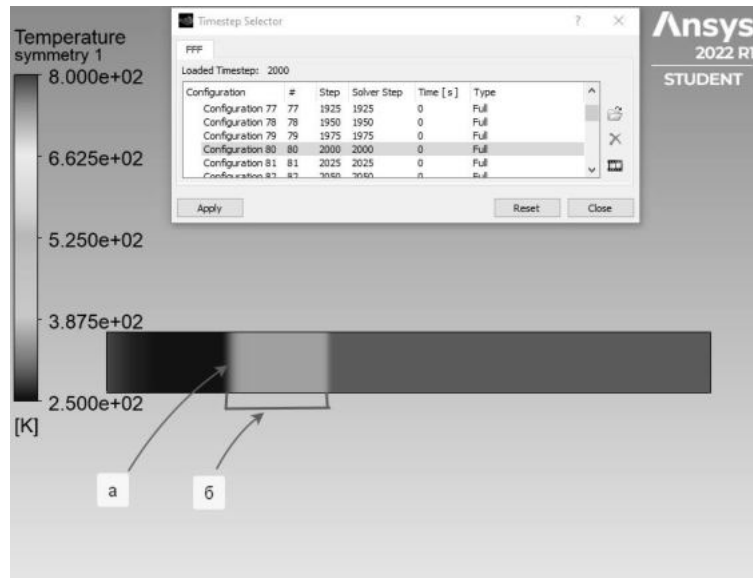


Рис.4 – поле распределения температуры (2000 итераций)
а – поверхность контакта газов (контактный разрыв), б – «пробка»

Ударная волна, пробка и контактная поверхность (рис.4) движутся в одну сторону. Голова волны разрежения распространяется по покоящемуся газу в камере повышенного давления в направлении, противоположном движению ударной волны. Скорость спутного потока обычно сверхзвуковая, исключая случай очень слабых ударных волн, как в данном случае (~170 м/с). Поэтому хвост волны разрежения движется в направлении, противоположном движению её головы. Ударная волна нагревает толкаемый газ, а волна разрежения его охлаждает.

После проведения расчёта в пакете ANSYS можно сравнить полученные данные с данными аналитического расчёта, проведённого на основании формул (2), (3), (5) и (6). На рисунках 5-7 представлены графики сравнения аналитического решения и результатов расчёта в программном пакете ANSYS для ударных волн с числами Маха $M=1.3, 2.4, 3.5$:

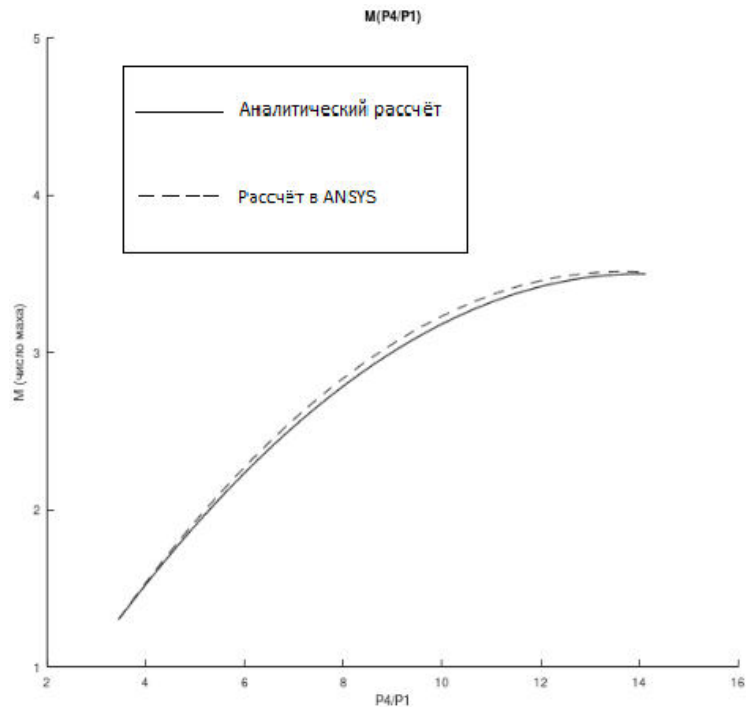


Рис.5 - График зависимости $M(p_4/p_1)$, где M - число маха ударной волны, p_4/p_1 - начальное отношение давлений в ударной трубе

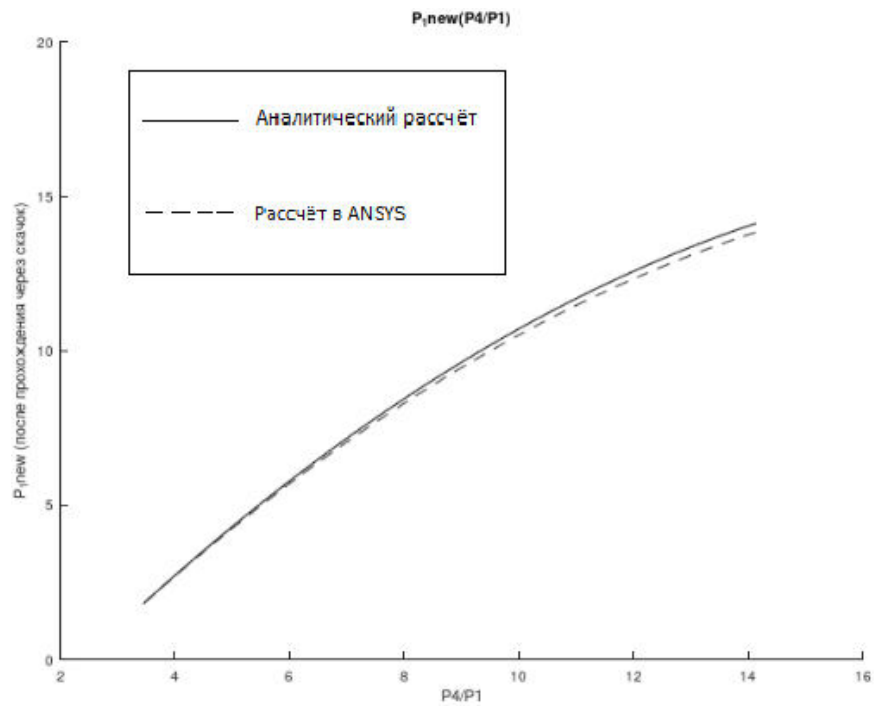


Рис.6 - График зависимости $p_{1new}(p_4/p_1)$, p_{1new} - давление за падающим скачком, p_4/p_1 - начальное отношение давлений в ударной трубе

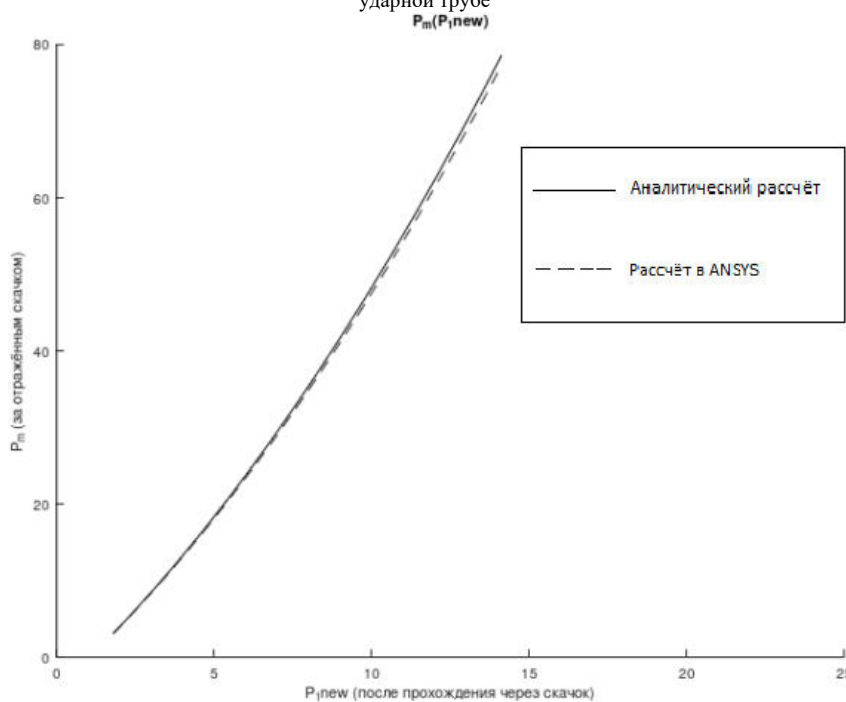


Рис.7 - График зависимости $p_m(p_{1new})$, p_{1new} - давление за падающим скачком, p_m - давление за отражённым скачком уплотнения

Как видно из графиков, данная расчётная схема даёт хорошее совпадение с аналитическим решением, следовательно её можно использовать для проведения расчёта ударных волн.

Таким образом в пакете моделирования ANSYS FLUENT была протестирована расчётная схема установки элементарной ударной трубы, а также сравнение полученных данных для ударных волн разных интенсивностей, полученных в результате аналитического решения и результатов расчёта в программном пакете ANSYS для одних и тех же параметров.

Данная расчётная схема даёт хорошее совпадение с результатами аналитического решения, что говорит о возможности её использования для дальнейших изысканий. Она может быть использована для исследования прохождения ударных волн в каналах.

Библиографический список

1. «Механика жидкости и газа», Лойцянский Л.Г., «Наука», Москва, 1987 г.
2. «Нестационарные взаимодействия ударных волн», Баженова Т.В., Гвоздева Л.Г., «Наука», Москва, 1977 г.

3. «Бегущие одномерные волны», Усков В.Н., БГТУ «Военмех», СПб, 2013 г.
4. «Расчетно-экспериментальные исследования ударно-волновых процессов в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе», Котов М.А., Диссертация, Москва, 2014 г.
5. «Воздействие ударных волн и струй на элементы конструкций», Ляхов В.Н., Подлубный В.В., Титаренко В.В., «Машиностроение», Москва, 1989 г.
6. Лекция 05.12.11. Распространение волн [Электронный ресурс]: http://theorphys.phys.msu.ru/education/05_12_11.pdf
7. «Газодинамические процессы в газоходах стартового комплекса малого заглубления для ракет космического назначения лёгкого класса», Зюзликов В.П., Синильщиков Б.Е., Синильщиков В.Б., Ракитская М.В., БГТУ «Военмех» им. Устинова, 2017 г.

УДК 662.6

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

А. А. Краснюк, Н.С. Храмов

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

Проблемой применения альтернативных топлив в авиации занимаются с середины 70-х годов 20 века. Исследованию подвергались синтетические топлива, жидкий водород, жидкий метан, сжиженный природный газ и другие. Предпочтение было отдано криогенным топливам. Наиболее перспективным является жидкий водород, который по теплотворной способности в 2,8 раза калорийнее авиационного керосина.

Первым газотурбинным двигателем (ГТД), работающим на жидком водороде, была модификация советского двигателя НК-8-2. Экспериментальный НК-88 был смонтирован на самолет Ту-155, переоборудованный из пассажирского Ту-154, при этом два другие двигателя было решено оставить работать на керосине. При первых испытаниях НК-88 выяснилось, что в жидком виде водород подавать в камеру сгорания (КС) нельзя из-за его вскипания во фронтном устройстве и форсунках. В итоге был создан теплообменник-газификатор, который установили за турбиной [1].

В данной работе рассматривается камера сгорания турбореактивного двухконтурного двигателя. Геометрия расчетной области показана на рисунке 1. Расчеты проводились для сектора 20° . При численном моделировании была упрощена геометрия каналов охлаждения жаровой трубы (ЖТ). Выход из расчетной области находится за первым сопловым аппаратом (1СА), который не моделировался.

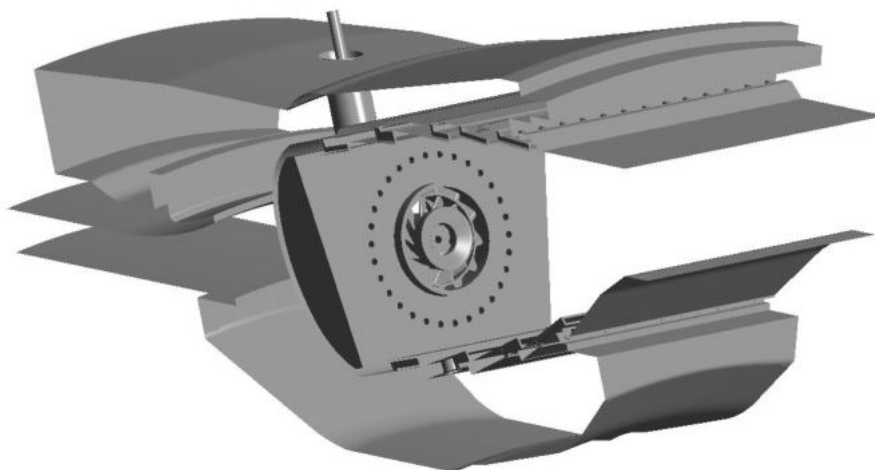


Рисунок 1. Геометрическая модель камеры сгорания.

Дискретная модель построена в программном пакете ANSYS Meshing и представляет собой трехмерную конечно-элементную сетку нерегулярной структуры размерностью ~19млн. элементов (рисунок 2). Количество призматических слоев поперек пограничных слоев на обтекаемых поверхностях равно 5 с коэффициентом роста 1,4. Размер ячейки в зоне горения 4мм.

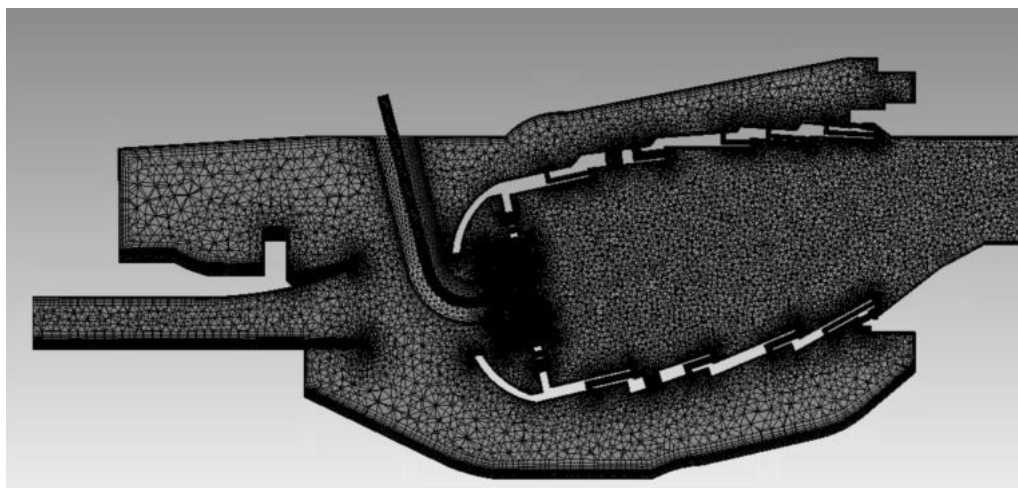


Рисунок 2. Дискретная модель КС в разрезе.

Математическая модель представляет собой систему уравнений Навье-Стокса, осредненную по Рейнольдсу (RANS), с учетом уравнения энергии, уравнения состояния (ideal-gas), параметров турбулентности потока и системы уравнений переноса концентраций. Для замыкания системы использовалась SST $k-\omega$ модель турбулентности.

Рабочие среды:

- топливо: водород - 100% H_2 ;
- окислитель: воздух - 23% O_2 и 77% N_2 .

При численном моделировании в камере сгорания были взяты граничные условия, представленные в таблице 1 и рисунке 3. На границах сектора задавались условия периодичности.

Таблица 1. Граничные условия для расчета КС на крейсерском режиме работы двигателя для сектора 20° .

Параметр	Значение
Давление за компрессором [Па]	3749025
Температура за компрессором [К]	838
Расход воздуха за компрессором [кг/с]	7,86
Расход топлива [кг/с]	0,0501
Температура топлива [К]	288
Опорное значение давления [Па]	3636554
Избыточное давление на выходе [Па]	0

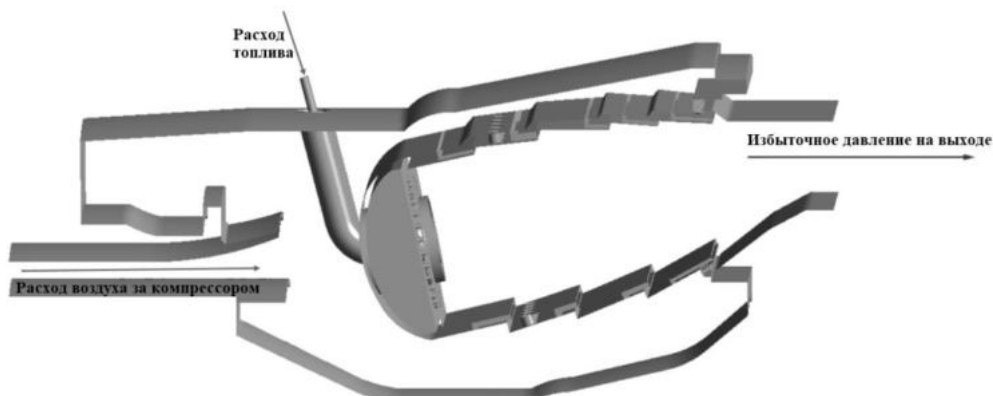


Рисунок 3. Обозначение граничных условий для расчета.

Для проведения численного моделирования использовался программный комплекс FLUENT 20.1. Расчеты выполнены в стационарной RANS-постановке. В качестве модели горения был использован встроенный в ANSYS Fluent механизм кинетики горения водорода. Данный механизм, используемый для описания горения водорода, является некоторыми результатами выполненных ранее работ Sandia National Laboratories [2].

В качестве модели переноса компонент (species model) использовалась модель Non-Premixed Combustion. Для подготовки таблицы коэффициентов уравнения состояния использовалась встроенная в программный комплекс FLUENT программа PrePDF.

Результаты численного моделирования показаны на рисунке 4.

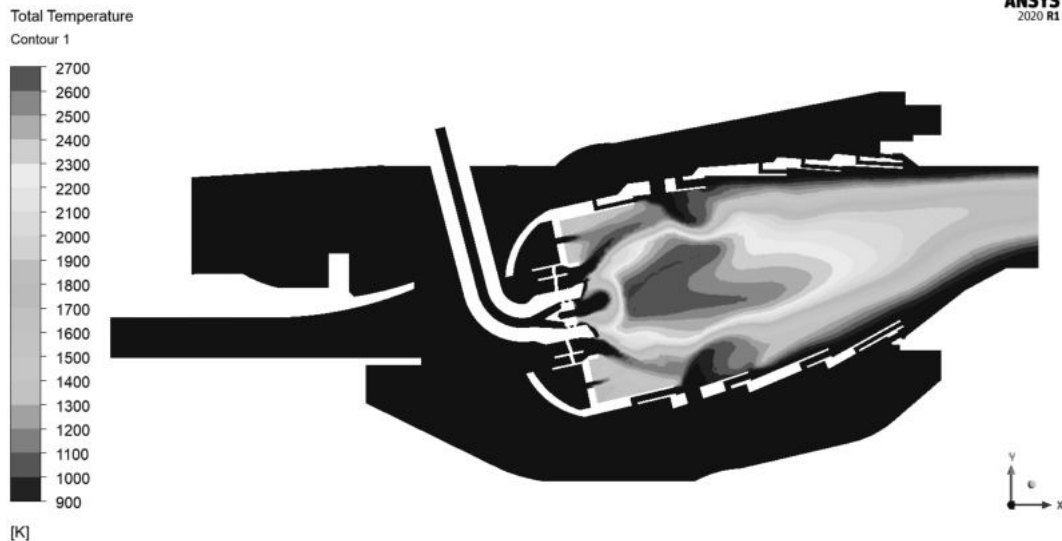


Рисунок 4. Поле полной температуры в продольном сечении КС.

Из представленных материалов видно, что температура пламени достигает 2700 К, что соответствует горению водорода при стехиометрическом отношении (коэффициент избытка воздуха $\alpha = 1$). Учитывая, что расход воздуха на входе в зону горения равен 1,78539 кг/с, по формуле:

$$\alpha = \frac{L_{0a}}{L_{0ast}} = 1,04$$

где $L_{0a} = m_p/m_T$ – фактическое отношение массы воздуха к массе топлива, L_{0ast} – отношение массы воздуха к массе топлива, необходимое для его полного сгорания (для водорода оно равно 34,2).

Двигатель, рассматриваемый в данной работе, использует концепцию RQL (Rich-burn, Quick-mix, Lean-burn), которая подразумевает сжигание «богатой» смеси ($\alpha < 1$ на входе в зону горения), быстрое смешение с воздухом из основных отверстий (рисунок 5) и дожигания бедной смеси ($\alpha > 1$).

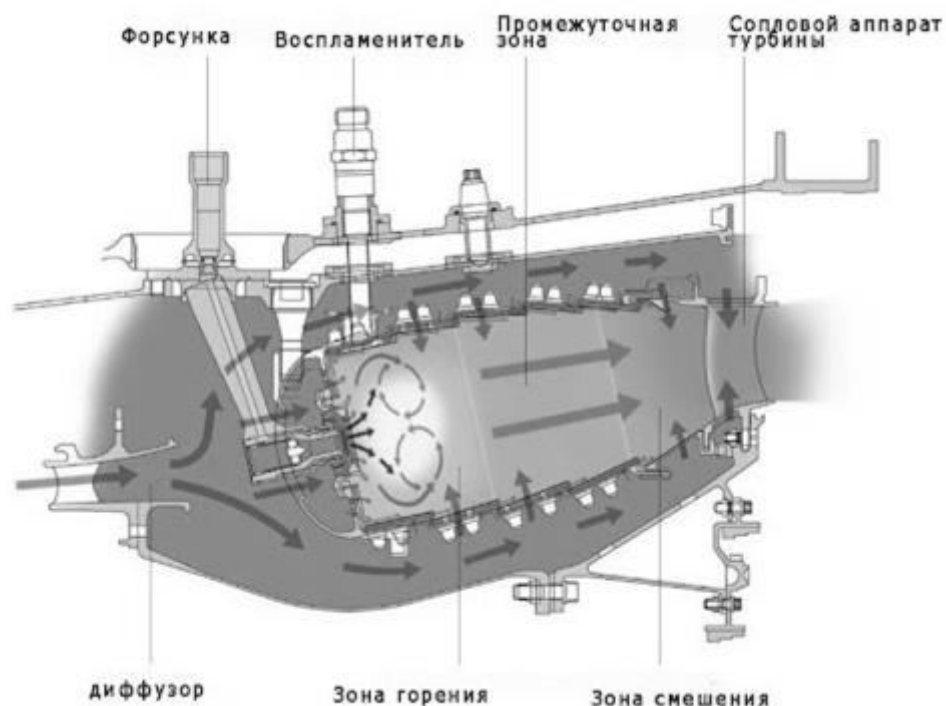


Рисунок 5. Концепция RQL в газотурбинных двигателях.

Так как в данном расчете на входе в основную зону горения вместо «богатой» смеси поступает смесь близкая к стехиометрической, то все топливо сгорает до этапа смешения, а воздух из основных отверстий уже не дожигает бедную смесь, а охлаждает продукты сгорания, в связи с чем уровень температуры за камерой сгорания (рисунок 6) несколько ниже (1387 К) относительно средней для большинства ГТД (± 1500 К). Это объясняется упрощением моделирования охлаждения стенок ЖТ и отсутствием охлаждения ICA из-за чего расход воздуха перераспределился в горелочное устройство.

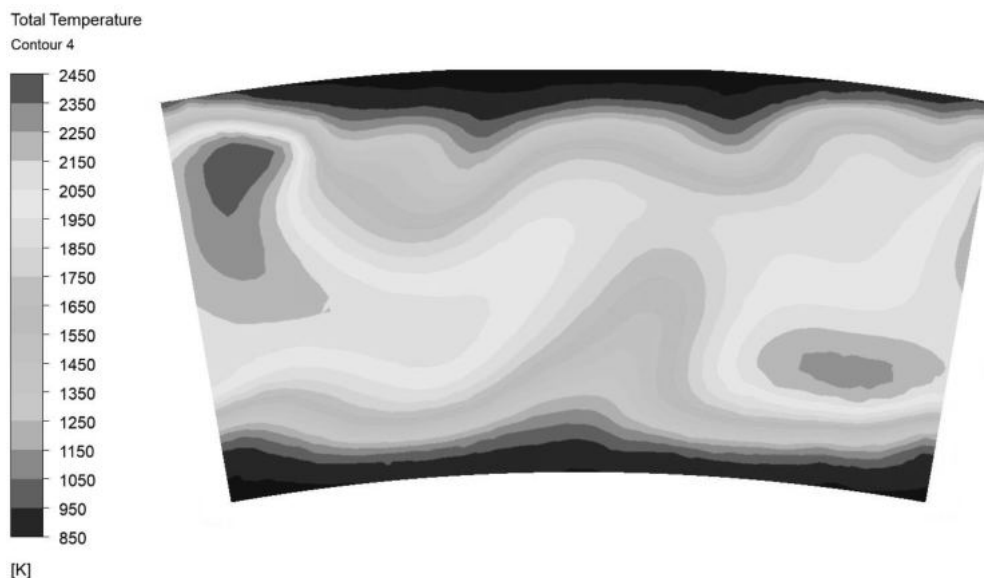


Рисунок 6. Поле полной температуры на выходе из ЖТ.

На рисунке 7 приведена эпюра температурного поля за камерой сгорания (перед турбиной). Стоит отметить высокий уровень температур (порядка 2000 К) в центральной части потока продуктов сгорания, так как охлаждение ICA не моделировалось. Значения относительной неравномерности поля температуры на выходе из камеры сгорания приведены в таблице 2.

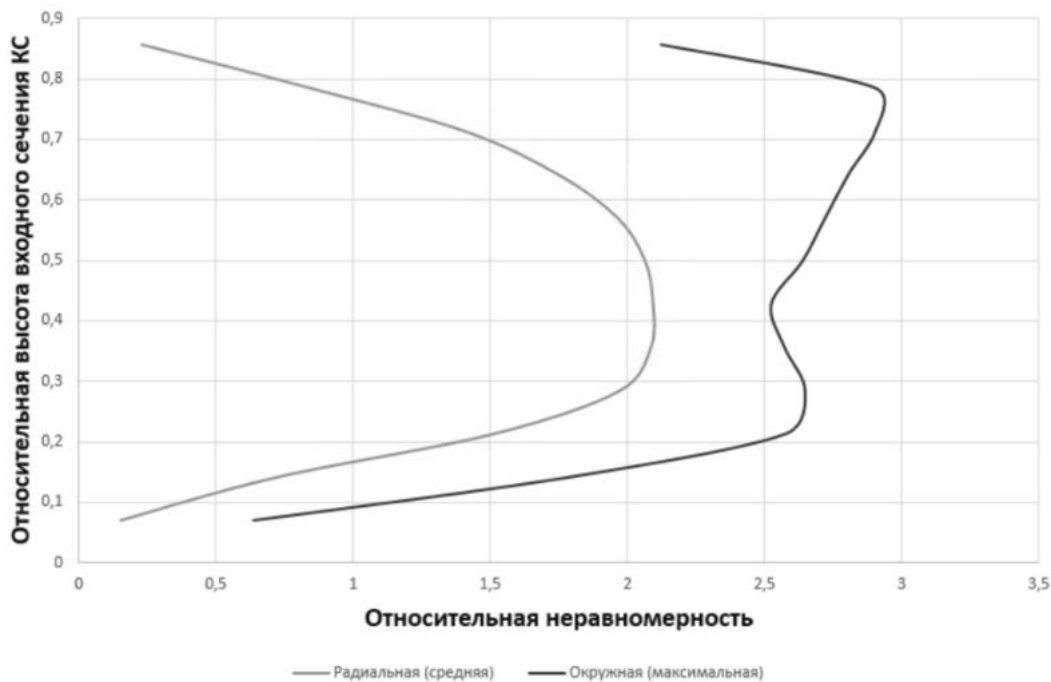


Рисунок 7. Эпюра температурного поля.

Таблица 2. Значения относительной неравномерности поля температуры на выходе из КС.

Параметр	Значение
Относительная радиальная (средняя) неравномерность поля температуры на выходе из КС (при $T = 1988$ К)	2,094
Относительная окружная (максимальная) неравномерность поля температуры на выходе из КС (при $T_{\max} = 2433$ К)	2,905

В данной работе было численно смоделированы процессы горения водорода в камере сгорания. Несмотря на некоторые недостатки (отсутствие развитой инфраструктуры для газотурбинных установок (ГТУ) и ухудшение летно-технических характеристик для ГТД), положительные стороны водорода превалируют над недостатками. Это должно стимулировать к развитию технологий получения, хранения и транспортировки водорода, а также к более подробному изучению механизма его горения, как при низких значениях давления, так и при высоких, характерных для ГТУ и ГТД.

Применение водорода в жидком агрегатном состоянии позволяет использовать ГТД, работающие на авиационном керосине, с минимальными доработками камеры сгорания и горелочного устройства, однако требуется теплообменник-газификатор.

Использование же водорода в стационарных ГТУ требует разработку горелок принципиально новой конструкции, так как при применении традиционной метановой горелки высока вероятность проскока пламени вверх по потоку в зону смешения, что может привести к аварии. Одним из перспективных вариантов для замены классической горелки в ГТУ для применения водорода являются кластерные горелки, которые планируется рассмотреть в дальнейшем.

Библиографический список

1. Гриценко Е., Орлов В. Криогенные газотурбинные двигатели из Самары // Двигатель. 2000. №2 (8). С.29.
2. ChemKin Theory Manual // ANSYS Reaction Design. 2016. CK-TUT-15151-1601-UG-1. С. 201.

АВТОРЫ СБОРНИКА

Абдрахманов Р. Р.	55	Манохина Э. С.	16
Аваряскин Д. П.	117	Маштаков А. П.	73
Алексеев А. В.	79	Мещанинов В. М.	114
Алексеева К. С.	90	Мизун В. А.	41
Амиров А. Ф.	157	Михайлов Д. Д.	148
Анкудинов А. Н.	90	Михайлова Н. Е.	148
Бахарь Л. Д.	219	Морозова Е. С.	206
Башарина Т. А.	104	Мырзин В. В.	144
Бобров Д. А.	70	Наумова Н. В.	39
Богданюк Д. О.	210	Новиков И. Е.	196
Богомолов А.С.	12	Новикова Ю. Д.	129
Бонарь М. С.	144, 212	Новов Е. В.	53
Брусков А. А.	138	Носов А.С.	99
Брыков Н. А.	41, 216	Носова О.А.	99
Будный Н. Л.	18	Овчинников А. Л.	95
Бурмистров А. А.	144	Оленева А. Д.	83
Власенко Е. А.	70	Пантелюк Р. А.	178
Волкова О. О.	216	Пастушенко О. В.	109
Гавриленко М. И.	67	Пешков Р. А.	62
Галитенко В. О.	48	Плискин М. В.	22
Глебов С. Е.	104	Подгорная В. И.	70
Головина В. Ю.	202	Подгорных Р. О.	37
Григорьев М. С.	161	Полянский В. В.	165
Григорьева К. К.	222	Провоторов Г. С.	104
Гусев А. В.	73	Романов В. А.	18
Дорофеев Н. П.	39	Рыбенко Е. А.	29
Доценко А. Ю.	129	Рыкалин А. В.	125
Дундукова П. М.	184	Сагалович С. А.	184
Егоров В. В.	164	Савец П. А.	37
Едигарев А.Д.	5	Сеньчев М. Н.	48
Ермолаев В. И.	67	Смирнов А.А.	141
Ефремов А.В.	9	Теляков Р. Ф.	58
Жолудев А.	174	Тетерин Р.О.	5
Зенюк К. О.	45	Тихоненко В. В.	183, 189
Зорин А. О.	192	Топольницкий А. А.	25
Иванов Д. А.	161	Финк В. А.	45
Иванов Д. Н.	39	Хамадов Р. Р.	152
Иванов М. С.	184	Храмков Н. С.	227
Ивашин К. А.	114	Цурикова А.	174
Игнатов А. Д.	117	Чернов Е.П.	9
Игнатова А. А.	79	Чернышов Д. А.	104
Измайлов А. Т.	133	Честнов А. А.	164
Исправникова О. В.	62	Чубенко В. П.	87
Казаков Д. В.	192	Шарова А. К.	109
Климов М. Д.	18	Шаронов Е. М.	222
Кожевникова Е. А.	32, 73	Швец А. С.	168
Корешкова С. А.	62	Шевчук А. А.	109
Костиков А. К.	161	Шелудько М. Л.	45
Косякина Н. А.	183, 189	Шикарев М. А.	16
Краснюк А. А.	227	Шишкина В.А.	12
Лазарева И.	174	Шметкова А. С.	62
Лебитков В. К.	22	Шмурак Е.С.	178
Левин К. Д.	83, 109	Шульга К. Л.	168
Липневич Н. С.	37	Юденков В. Э.	22
Мазгалина Е. В.	121	Языков М. Д.	125
Мальков А.	174	Яндашевская П. Л.	58
Мальцева О. А.	70	Ярославцева М. М.	199

Подготовили к печати В. Е. Иванов, Д. М. Охочинский, М. Н. Охочинский

Подписано к печати 08.11.2022. Формат бумаги 60'84 1/4.
 Бумага офсетная. Усл.-печ. л. 33,15. Тираж 150 экз. Заказ №
 Балтийский государственный технический университет «Военмех»
 Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская дом 1