Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования
«Омский государственный технический университет»

На правах рукописи

Сурикова Юлия Вячеславовна

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ВОЗМОЖНОСТИ СЖИГАНИЯ ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Специальность 2.5.13 – Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов (технические науки)

Диссертация
на соискание ученой степени
кандидата технических наука

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Трушляков Валерий Иванович

Омск – 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ…… 4

ГЛАВА 1. Анализ современного состояния вопроса эксплуатации ракет-носителей с отделяющимися головными обтекателями…… 15

1.1. Основные проблемы эксплуатации ракет-носителей, связанные с наличием отделяющихся головных обтекателей и существующие варианты их решений……... 15

1.2. Анализ существующих конструкций головных обтекателей ракет-носителей и технологий их изготовления…….. 32

1.3.Постановка задачи исследования…….. 42

1.4.Выводы по Главе 1……. 43

ГЛАВА 2. Методика определения геометрического облика исследовательского демонстрационного образца из выбранных материалов…….. 45

2.1. Концепция сжигания исследовательского демонстрационного образца……. 45

2.2. Выбор материалов исследовательского демонстрационного образца ……... 56

2.3. Компьютерное моделирование исследовательского демонстрационного образца различной геометрии из выбранных материалов…….. 76

2.4. Выводы по Главе 2……. 83

ГЛАВА 3. Методика проведения эксперимента сжигания исследовательского демонстрационного образца, изготовленного из полимерного композиционного материала и энергетического материала… 85

3.1. Разработка заполнителя разной геометрической конфигурации и изготовление экспериментальных исследовательских демонстрационных образцов…… 86

3.2. Разработка экспериментального стенда для сжигания 88

исследовательских демонстрационных образцов различной конфигурации……..
3.3. Результаты экспериментальных исследований сжигания исследовательских демонстрационных образцов из выбранных материалов……... 90
3.4. Выводы по Главе 3…….. 97
ГЛАВА 4. Рекомендации к техническим предложениям по терморазложению створок головных обтекателей ракет-носителей……. 99
4.1. Уточнение положений концепции сжигания створок головных обтекателей ракет-носителей……. 99
4.2. Разработка рекомендаций к проектно-конструкторским параметрам к системе сжигания створок головных обтекателей ракет-носителей……. 103
4.3. Формирование общего научно-методического подхода к созданию сжигаемых отделяющихся частей ракет-носителей…… 110
4.4. Выводы по Главе 4…….. 114
ЗАКЛЮЧЕНИЕ……... 115
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ……..... 118
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ……. 119
Приложение 1. Полученные акты внедрения…….. 133
Приложение 2. Полученные результаты интеллектуальной деятельности... 139

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Пуски ракет-носителей (РН) сопровождаются выделением районов падения под отделяющиеся части. При запусках РН заранее рассчитывают траекторию выведения, время отделения отработавших частей и предполагаемые районы для их падения. Требование использования выделенных районов падения приводит к необходимости при каждом пуске РН разрабатывать индивидуальные программы выведения, обеспечивающие падение отработавших частей в заданные районы, что приводит к существенному снижению массы выводимого полезного груза (до 10%). Несмотря на то, что эти места располагаются в местностях, наименее заселенных и с отсутствием или минимальным ведением хозяйственной деятельности, организациям, порученным эксплуатация районов падения, перед и после каждого запуска требуется проводить мероприятия по обеспечению безопасности людей, экологическому мониторингу, охране окружающей природной среды и т.д.

Выделение данных территорий, наряду с экологической проблемой, повышают стоимость пуска РН, т.к. отделение отработавших частей чаще всего происходит исходя из расположения района падения, а последующие поиски, транспортировка и утилизация этих частей также представляют трудоемкий и экономически затратный процесс, который достигает 15-40% от стоимости пуска, причем проблема усугубляется расположением этих районов в различных административно-территориальных регионах. Данная проблема характерна для российских космодромов, т.к. большинство районов падения при пусках с российских космодромов находятся на территории России. В настоящее время площадь районов падения составляет ~ 20 млн. га.

Особенно актуальной эта задача является для отделяющихся створок головного обтекателя (СГО, ГО) РН, поскольку для них характерны относительно большие размеры, ввиду разделения на створки и, соответственно, увеличения точек разброса. Например, для РН типа «Союз» районы падения отработавших ступеней (боковые блоки и центральный блок) составляют ~ 35 % в общей

площади РП, а районы падения ГО ~ 65 %; для РН «Зенит» площадь района падения ускорителя 1-й ступени составляет ~ 19 – 20 %, а район падения ГО ~ 80 - 81 %; для РН «Протон-М» площадь района падения отработавшей 1-ой ступени составляет ~ 28 %, площадь района падения ГО ~ 23 % (при отведении отдельного района падения), площадь района падения отработавшей 2-ой ступени ~ 49 %. После каждого пуска РН в районах падения проводятся работы по поиску отработавших частей, их разделка и вывоз в места складирования с последующей утилизацией и т.д., что приводит, кроме нанесения ущерба окружающей среде и экономической деятельности хозяйствующих субъектов региона, дополнительную социальную напряжённость.

Таким образом, наличие отделяющихся частей при полёте РН на активном участке траектории выведения приводит к появлению ряда проблем, в том числе: прогноз координат районов падения отделяющихся частей и их фрагментов, расчет траектории выведения РН, исходя из мест расположения районов падения, минимизация площадей и количества районов падения и т.д, которые в общем виде формулируются в виде проблемы снижения техногенного воздействия на окружающую среду и повышения экономической эффективности от ракетно-космической деятельности за счёт сокращения выведенных из хозяйственного оборота площадей под районы падения отделяющихся конструкций РН и затрат, связанных с содержанием и обслуживанием данных территорий, поиском, вывозом и последующей утилизацией этих конструкций. Разработка способов и методов решения данной проблемы определяет актуальность диссертационной работы.

Степень разработанности темы исследования

Реализуемые к настоящему времени на зарубежных РН (РН «Falcon-9» компании SpaceX; РН «Arian» компании RUAG) технические решения, основанные на применении парашютных систем спасения СГО для их повторного использования, частично решают проблему, минимизируя площадь района падения, например, за счет возврата ступени или СГО в заданный квадрат

площади района падения, но при этом не снимают ограничения по траектории выведения РН в виду заданного расположения района падения.

Для отечественных РН, как для всех перспективных, типа РН «Ангара», «Иртыш», в том числе с многоразовым ускорителем первой ступени крылатой и/или баллистической схемы РН, так и для эксплуатируемых РН типа «Союз-2», «Протон-М» эта проблема особенно актуальна из-за расположения района падения на территории страны, либо арендованных территориях соседних государств и отсутствия реализуемых технических решений. Проведенный патентно-информационный обзор показал, что отечественные варианты решения схожи по принципу действия с зарубежными аналогами и преимущественно направлены на сокращение площадей РП.

Все найденные способы основаны на аэродинамическом торможении отделяющейся части РН при прохождении атмосферного участка траектории спуска и, в большинстве, связаны с применением парашютных систем спасения СГО.

Техническое решение, направленное на полное исключение выделения площадей под районы падения и затрат на проведение послепусковых мероприятий для РН, имеющих отделяющиеся СГО, предложено Федеральным государственным автономным образовательным учреждение высшего образования «Омский государственный технический университет» и основано на сжигании СГО при его движении на пассивном участке траектории спуска за счет подвода дополнительной тепловой энергии. Иных способов, обеспечивающих полное исключение районов падения и затрат на проведение послепусковых мероприятий для РН, имеющих отделяющиеся части, в открытых источниках не найдено.

Цель диссертационной работы

Сжигание исследовательского демонстрационного образца различной конфигурации, изготовленного из полимерного композиционного материала и энергетического материала, представляющего собой элемент конструкции отделяющихся створок головных обтекателей ракет-носителей.

В соответствии с целью были определены следующие **задачи исследования**:

1) Разработать основные положения концепции сжигания отделяющихся СГО РН за счет дополнительной тепловой энергии при движении на пассивном участке траектории спуска.

2) Разработать геометрическую модель ИДО из ПКМ и ЭМ для определения облика элемента трехслойной конструкции СГО РН из условия обеспечения его сгорания за счет подведения дополнительной тепловой энергии.

3) Разработать методику проведения физического эксперимента сжигания ИДО из ПКМ и ЭМ для исследования процесса тепло- и массообмена в зависимости от выбранных материалов.

4) Разработать рекомендации к техническим предложениям по терморазложению СГО РН с учетом повышения экологической безопасности и экономической эффективности пусков РН.

Объект исследования

Исследовательский демонстрационный образец (ИДО) трехслойной конструкции, изготовленный из полимерного композиционного материала (ПКМ) и энергетического материала (ЭМ), представляющий элемент конструкции створки головного обтекателя РН.

Предмет исследования

Состав (ПКМ и ЭМ), структура и геометрический облик ИДО, процессы тепло- и массообмена элементов конструкции ИДО при реализации процесса сжигания.

Научная новизна работы

1) Предложена концепция, отличающаяся от известных концепций:

а) кардинальным решением проблемы выделения районов падения для отделяющихся частей РН за счет их сжигания при движении на пассивном участке траектории спуска,

б) выбором структуры элементов отделяющихся частей РН и их материалов из условия режимов процесса тепло-массообмена,

в) введением в конструкцию системы сжигания, состоящей из энергетического материала и системы инициализации, обеспечивающей, помимо выполнения целевой функции, сжигание конструкции после выполнения миссии при движении на пассивном участке траектории.

2) Предложена методика определения геометрического облика трехслойного ИДО, отличающаяся от существующих определением оптимальной конструкции заполнителя ИДО из выбранных материалов и условия моделирования процесса горения заполнителя из ЭМ и тепло-массообмена между элементами ИДО (обшивками из ПКМ и заполнителем из ЭМ).

3) Разработана методика проведения физического эксперимента сжигания ИДО, отличающаяся обеспечением сжигания ИДО, конструктивные параметры которого определены на основе математического моделирования, при различных условиях (вакуум, набегающий аэродинамический поток, тепловой поток от ЭМ).

Научная значимость результатов работы

1) Полученные научные результаты позволят исследовать возможность сжигания СГО РН, изготовленных из существующих и используемых ПКМ и ЭМ, оценить потери массы полезной нагрузки за счет увеличения массы СГО.

2) Разработана методика проведения физического эксперимента сжигания ИДО при различных условиях (программа экспериментов, условия проведения эксперимента (вакуум, набегающий аэродинамический поток, тепловой поток от ЭМ), система измерений, конструктивные параметры ИДО, определенные на основе математического моделирования) и получена база данных экспериментальных исследований по сжиганию ИДО, изготовленных из различных типов ПКМ и ЭМ, для последующей разработки методики проектирования сжигаемых конструкций РН.

3) Разработанная методика моделирования процессов тепло- и массобмена трехслойного ИДО, учитывающая прочностные и теплофизические характеристики его материалов, позволяет определить оптимальный геометрический облик ИДО.

Практическая значимость работы

1) Полученные основные результаты могут найти применение в организациях ракетно-космической промышленности АО «ЦНИИмаш», АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», ФГУП «ФЦДТ «Союз» для перспективных образцов ракетно-космической техники.

2) Полученные основные результаты используются в образовательном процессе для студентов УГСН 24.00.00 Авиационная и ракетно-космическая техника.

3) Возможен трансфер разработанных технологий на другие отрасли машиностроения, например, при проектировании и изготовлении образцов вооружения и военной техники: а) утилизируемой нефтепродуктовой тары для районов Крайнего Севера и приравненных к ним территорий; б) сжигаемых элементов динамической защиты после их срабатывания.

Методы исследования

Научное исследование основано на использовании аналитических методов исследования, методов математического моделирования, таких, как: методы решения задач тепло-и массообмена на основе законов термодинамики; методы проектирования трёхслойных конструкций; и экспериментальных методов исследования: исследование выделенного элемента конструкции СГО РН (исследовательского демонстрационного образца) для исследования различных характеристик (определение составов энергетических материалов, оценки теплопроводности, решения задачи распределения теплоты при нагреве и горении и т.д.) с последующим распространением полученных результатов на всю конструкцию СГО РН, включая разработку программы проведения экспериментов.

Положения, выносимые на защиту

1) Основные положения концепции сжигания СГО РН при движении на пассивном участке траектории спуска за счет подвода дополнительной тепловой энергии в результате реакции горения ЭМ, обеспечивающего прогрев до

температуры воспламенения несущих слоев СГО – обшивок, изготовленных из ПКМ

2) Методика определения геометрического облика трехслойного ИДО, включая ее программную реализацию, ограничения, критерии и допущения, позволяющая с помощью моделирования процесса горения заполнителя из ЭМ и тепло-массобмена между элементами ИДО (обшивками из ПКМ и заполнителем из ЭМ) определить оптимальную конструкцию ИДО.

3) Методика проведения физического эксперимента сжигания ИДО при различных условиях (программа экспериментов, условия проведения эксперимента (вакуум, набегающий аэродинамический поток, тепловой поток от ЭМ), система измерений, конструктивные параметры ИДО, определенные на основе математического моделирования).

4) База данных теоретических и экспериментальных исследований сжигания ИДО.

5) Рекомендации к техническим предложениям по терморазложению СГО РН с учетом повышения экологической безопасности и экономической эффективности пусков РН.

Личный вклад автора

Автор принимал участие в планировании и проведении исследования, в частности:

1) проведение анализа литературных источников;

2) разработка основных положений концепции утилизации СГО РН;

3) формирование требований к материалам ИДО;

4) проведение расчетов по определению геометрического облика ИДО;

5) экспериментальные исследования проводились автором совместно с группой Научно-исследовательского института прикладной механики и математики Томского государственного технического университета;

6) проведение сравнительного анализа этапов функционирования и проектировании традиционного и сжигаемого ГО;

7) формирование рекомендаций к техническим предложениям по терморазложению СГО;

8) обработка результатов исследования и их обсуждение, формулировка выводов и положений, выносимых на защиту, подготовка публикаций по теме диссертационной работы.

Достоверность результатов исследований

Достоверность обеспечивается обоснованностью принятых допущений и основных физических законов и подтверждается результатами математического моделирования и физических экспериментов, широкой апробацией основных результатов на международных конференциях, публикациями в рецензируемых научно-технических журналах, отзывами и актами внедрения, полученными от ведущих предприятий и организаций.

Реализация результатов

Результаты диссертационного исследования использованы:

1) при выполнении научно-исследовательских работ в рамках выполнения гранта Российского научного фонда от 18.05.2016 г. № 16-19-10091 и от 24.05.2019 г. № 16-19-10091-П на тему «Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкции ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения»;

2) при выполнении составной части научно-исследовательской работы для государственных нужд в рамках Контракта от 17.04.2017 г. № 47702388027160000450/(120-1200-2016)-1203/48-2017-17011 с АО «ЦНИИмаш» на тему «Повышение тактико-технических характеристик ракет-носителей с маршевыми жидкостными ракетными двигателями за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней и сгораемых конструкций головных обтекателей»;

3) при выполнении составной части научно-исследовательской работы для государственных нужд в рамках Контракта от 28.02.2020 г. № 19217302014822170002418 51/(255-1200-2017)-12003/33-2020 с АО «ЦНИИмаш» на тему «Снижение последствий аварийных отказов в полете РН с маршевыми

ЖРД за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней на основе создания эффективных систем испарения невырабатываемых остатков топлива с использованием технологии получения теплоты непосредственно в топливных баках отработавшей ступени РН. Технико-экономический анализ затрат на ПКР по разработке сгораемых при спуске конструкций ГО, ХО. Оценка возможностей сжигания силовых элементов ГО, ХО»;

4) при выполнении составной части научно-исследовательской работы для государственных нужд в рамках Контракта от 01.04.2022 г. № 21257302009522170002418 51/(98-12000-2021)-12102/93-2022 с АО «ЦНИИмаш» на тему «Предложения по созданию сжигаемых на траектории спуска конструкций головного обтекателя, хвостового отсека, переходного отсека с целью исключения необходимости отведения районов для их падения»;

5) при выполнении научно-исследовательских работ в рамках выполнения гранта Российского научного фонда от 20.04.2023 г. № 23-23-10143 на тему «Создание технологий конструирования хвостовых отсеков ракеты-носителя, утилизируемых на траектории спуска, с использованием высокоэнергетического материала»;

6) получены акты внедрения результатов диссертационной работы в АО «ЦНИИмаш», ОмГТУ в рамках выполнения гранта РНФ № 16-19-10091, 16-19-10091-П (приложение 1).

7) в учебном процессе ОмГТУ при чтении дисциплин «Строительная механика ракет», «Технология композитных конструкций ракетно-космической техники», выполнении научно-исследовательских и выпускных квалификационных работ по направлениям подготовки 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов; 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей; 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтика (приложение 1).

Апробация результатов

Основные положения и результаты диссертационного исследования докладывались и обсуждались на научно-технических конференциях различного

уровня, в том числе на 57th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences (г. Тель-Авив, Израиль, 2017 г.), 5 International Forum for Young Scientists «Space Engineering» (г. Томск, 2017 г.), European Advanced Materials Congress, EAMC-2018 (г. Стокгольм, Швеция, 2018 г.), Международной конференции «Авиация и космонавтика» (г. Москва, 2018, 2020, 2022 г.), Международной научно-технической конференции «Динамика систем, механизмов и машин» (г. Омск, 2016, 2017, 2018, 2019, 2021 гг.), Международной научно-технической конференции «Проблемы машиноведения» (г. Омск, 2019, 2021 гг.), Всероссийском молодежном конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (г. Москва, 2016, 2018 гг.), Всероссийской конференции молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (г. Новосибирск – п.г.т. Шерегеш, 2017, 2018, 2021, 2023 гг.), Всероссийском симпозиуме по горению и взрыву (г. Суздаль, 2022 г.), XLVII Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (г. Москва, 2023 г.).

Публикации

По теме диссертационного исследования опубликовано 37 статей, из них 4 статьи в изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки РФ для публикации основных научных результатов диссертации на соискание ученой степени кандидата наук, 9 статей в изданиях, индексируемых в Scopus и Web of Science; 24 тезиса и статей в сборниках материалов международных и всероссийских научно-технических конференций. Получено 7 патентов на изобретение, 3 свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ (приложение 2).

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и приложений. Работа изложена на 148 страницах машинописного текста и содержит 48 рисунков, 23 таблицы, 2 приложения, библиографические ссылки из 95 наименований.

Соответствие работы паспорту научной специальности

Тема и содержание диссертационной работы соответствуют паспорту специальности 2.5.13 Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов, технические науки:

п. 3. Создание и отработка принципиально новых конструктивных решений выполнения узлов, систем и ЛА в целом, наземных комплексов и стартового оборудования. Исследование их характеристик и оценка перспектив применения.

п. 12. Совершенствование и разработка эффективных способов применения ЛА, эксплуатации наземных комплексов и стартового оборудования, их утилизации и обеспечения экологической безопасности. Разработка и совершенствование методов и средств для обеспечения пожаровзрывобезопасности, нейтрализации заправочно-дренажных систем, паров и проливов токсичных компонентов топлива для создания требуемых экологических условий эксплуатации ЛА, наземных комплексов и стартового оборудования.

ГЛАВА 1. Анализ современного состояния вопроса эксплуатации ракет-носителей с отделяющимися головными обтекателями

1.1 Основные проблемы эксплуатации ракет-носителей, связанные с наличием отделяющихся головных обтекателей и существующие варианты их решений

Выведение полезных нагрузок на орбиты функционирования ракет-носителей (РН) сопровождается отделением отработавших элементов конструкции. При запусках РН заранее рассчитывают траекторию выведения, время отделения отработавших частей (ОЧ) и предполагаемые районы для их падения (РП). Требование использования выделенных районов падения приводит к необходимости при каждом пуске РН разрабатывать индивидуальные программы выведения, обеспечивающие падение ОЧ в заданные районы, что приводит к существенному снижению массы выводимого полезного груза (до 10%). Эти территории выведены из хозяйственного оборота, располагаются в малонаселенных районах и имеют площадь, например, около 120 000 га при выведении РН с космодрома «Восточный» [1]. Всего же на территории РФ площадь районов падения составляет порядка 20 млн га [2]. Районы падения европейских ракет-носителей находятся в акваториях Мирового океана, что снижает стоимость их эксплуатации за счет того, что все ОЧ, как правило, тонут. Однако, использование летательных аппаратов, морских судов, систем поиска, большого штата сотрудников обслуживающего персонала для спасения отделяющихся частей ведет к повышению экономических затрат. Использование летательных аппаратов (вертолетов) и морских судов требуют оптимальных погодных условий для их эксплуатации, таким образом вводятся граничные условия по времени пуска и району поисковых работ.

Выделение данных территорий, наряду с экологической проблемой, повышают стоимость пуска РН, т.к. отделение ОЧ чаще всего происходит исходя из расположения района падения, а последующие поиски, транспортировка и утилизация этих частей также представляют трудоемкий и экономически

затратный процесс, который достигает 15-40% от стоимости пуска, причем проблема усугубляется расположением этих районов в различных административно-территориальных регионах. Регулярно проводятся мероприятия и исследования по вопросу сокращения площадей РП ОЧ [3, 4]. Принят ряд документов, предусматривающий рекомендации разработчикам ракетно-космической техники по снижению негативного воздействия на окружающую среду [5, 6].

Особенно актуальной эта задача является для головных обтекателей (ГО) всех ракет-носителей, переходных (ПО) и хвостовых отсеков (ХО), поскольку для них характерны относительно большие размеры, ввиду разделения на створки и, соответственно, увеличения точек разброса. Например, для РН типа «Союз» районы падения отработавших ступеней (боковые блоки и центральный блок) составляют ~ 35 % в общей площади РП, а районы падения ГО ~ 65 %; для РН «Зенит» площадь района падения ускорителя 1-й ступени составляет ~ 19 – 20 %, а район падения ГО ~ 80 - 81 %; для РН «Протон-М» площадь района падения отработавшей 1-ой ступени составляет ~ 28 %, площадь района падения ГО ~ 23 % (при отведении отдельного района падения), площадь района падения отработавшей 2-ой ступени ~ 49 % [2, 3]. После каждого пуска РН в районах падения проводятся работы по поиску ОЧ, их разделка и вывоз в места складирования с последующей утилизацией и т.д., что приводит, кроме нанесения ущерба окружающей среде и экономической деятельности хозяйствующих субъектов региона, дополнительную социальную напряжённость.

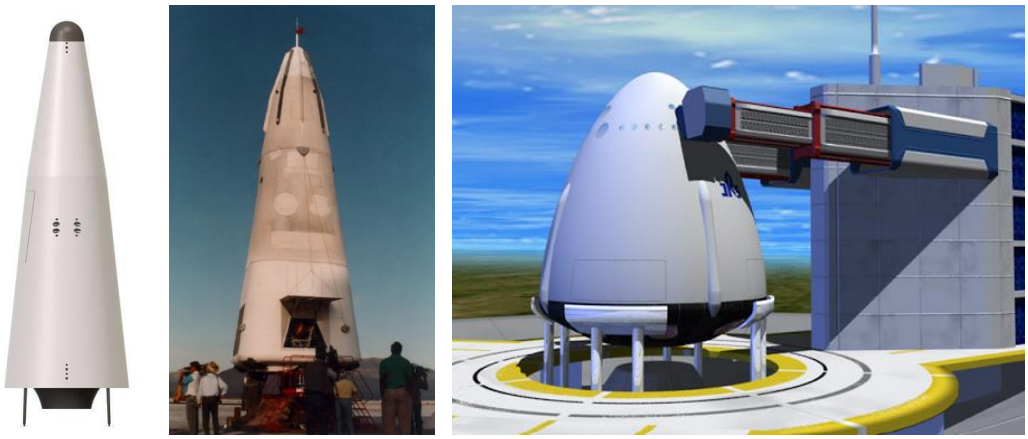
В качестве возможных технических решений предлагаются различные подходы, например, в настоящее время интенсивно рассматриваются задачи, связанные с входом космических объектов в атмосферу с гиперзвуковыми скоростями и деградацией материалов конструкций этих объектов [7]. По большей части, подобные исследования касаются отработавших ступеней, в то время как отделение сухих отсеков (ГО, ПО, ХО) происходит при таких параметрах движения, что в плотных слоях атмосферы нагрев не достигает достаточных температур для обеспечения процесса их сгорания [8]. Специфика

движения ПО, ХО и ГО на траектории их спуска после отделения от РН заключается в том, что скорости их входа в атмосферу на высоте ~100 км составляют 1.0 – 1.5 км/с, что в несколько раз меньше скоростей входа отработавших ускорителей вторых (третьих) ступеней РН, космических аппаратов при их спуске с рабочих орбит (6 – 8 км/с), которые сгорают практически полностью при движении на атмосферном участке траектории спуска.

Проблема уменьшения площадей районов падения отделяющихся частей РН также стоит в США, ЕС и Японии [9, 10]. Разрушения топливных баков отработанных ступеней европейских РН, изготовленных их титана, с помощью дополнительного их разогрева термитным составом до температуры начала горения (1200 градусов С) представлено в работах [11, 12]. Однако, поскольку РП для этих ракет находятся в акваториях Мирового океана, стоимость их эксплуатации существенно меньше.

Известны технические решения, которые обеспечивают практически полное отсутствие районов падения для отработавших частей РН, например, многоразовые одноступенчатые ракеты-носители для орбитального полета типа РН «Корона» (Россия) [13], РН «Delta Clipper» (США) [14], РН «Kankoh-maru» (Япония) [15], у которых отсутствуют отделяющиеся части, в том числе ГО, а корпус представляет собой единую конструкцию из композиционного материала (Рисунок 1.1).

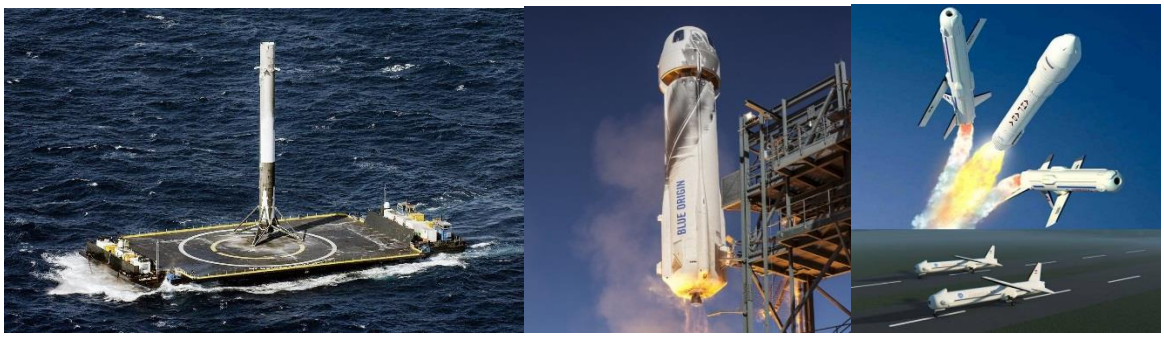
РН «Delta Clipper», совершившая в 90-х годах XX века 12 испытательных полетов в пределах земной атмосферы, является прототипом отечественной РН «Корона», разработка которой началась в 1992 году и ведется по настоящее время. Перспективы ее разработки и реализация пока малопонятны. Однако создание РН по принципу многоразового использования и возвращения/вертикальной посадки с помощью двигателей позволит решить проблему выделения районов падения.



а) *б)* *в)*

Рисунок 1.1 – Многоразовые одноступенчатые РН для орбитального полета: а) РН «Корона»; б) РН «Delta Clipper»; в) РН «Kankoh-maru»

В настоящее время разработаны многоразовые первые ступени РН, которые также обеспечивают решение вышеуказанных проблем, например, возвращение первой ступени РН «Falcon-9» (Space-X, США) на плавучую платформу [16], РН «New Shepard» [17] (Blue Origin, США) и предлагаемые проекты по РН «Байкал-Ангара» [18] (ОАО «НПО «Молния» по заказу ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Россия), РН «Россиянка» [19] (ГРЦ им. В.П. Макеева, Россия) за счёт их посадки в фиксированный район (Рисунок 1.2).



а) *б)* *в)*

Рисунок 1.2 – Многоразовые первые ступени РН: а) РН «Falcon-9»; б) РН «New Shepard»; в) РН «Байкал-Ангара»

Перспективы отечественных разработок возвращаемых первых ступеней пока не ясны, в то время как проекты зарубежных компаний реализуются и активно отрабатываются. Первые ступени РН «Falcon-9» и РН «New Shepard» еще в 2015 году совершили первые успешные приземления на посадочную площадку, а уже через четыре месяца, в 2016 году, первая ступень РН «Falcon-9» успешно

приземлилась на морскую платформу. Всего в 2017–2019 годах было осуществлено 24 повторных запуска первой ступени РН «Falcon-9» и 10 успешных посадок РН «New Shepard».

Одним из широко декларируемых преимуществ многоразовых РН с возвращаемой в район старта отработавшего ускорителя первой ступени является возможность обеспечения всеазимутальных запусков из-за отсутствия необходимости отведения района падения по трассе пуска [20]. Однако, это кажущееся очевидным преимущество фактически нивелируется необходимостью отведения на трассе пуска района падения створок головного обтекателя (СГО) и других отделяющихся частей (ПО, ХО). Как правило, размеры этих районов падения превышают размеры районов падения отработавших ускорителей первых (вторых) ступеней РН, их площадь составляет от ~ 80 % до ~ 25 % (для двухступенчатой и трехступенчатой РН, соответственно) от суммарной площади всех районов падения по каждой трассе пуска типовой одноразовой РН. В Таблице 1.1 приведены характеристики районов падения СГО при пусках РН с космодромов Байконур и Плесецк [21].

Таблица 1.1 – Характеристики районов падения створок головных обтекателей

Космодром	**Тип РН**	**Наклонение орбиты, град**	**Размеры Полуосей ±а х ±в ,км**	**Площадь** $S_{рп}$, км^2	**Удаление от старта** $L_{рп}$, км
БАЙКОНУР	Протон	51.6	20x15	942.5	492
		64.8	25x15	1178.1	560
		72.7	30x15	1413.7	1785
	Союз	51.6	30x20	1885	1137
		63	30x20	1885	546
		65	30x20	1885	550
			30x20	1885	550
			30x20	1885	550
			30x20	1885	550
	Зенит	97.4	30x20	1885	595
			30x20	1885	595
		51.6	55x30	5184	1965
		64	40x20	2513.3	1636
			40x20	2513.3	1636
		99	50x25	3927	860
	Циклон	65	80x25	6283.2	2010
	Рокот	64	25x25	1963	1514
	Днепр	*98*	*120x50*	*18840*	*9100*

Продолжение таблицы 1.1

Космодром	**Тип РН**	**Наклонение орбиты, град**	**Размеры Полуосей ±а х ±в ,км**	**Площадь** $S_{рп}$, км^2	**Удаление От старта** $L_{рп}$, км
ПЛЕСЕЦК	Зенит	63	61х25	4786	863.5
		72	70х27	5930.8	907.3
		75	*70х27*	*5930.8*	*923.7*
		86.4	*70х27*	*5930.8*	*869.2*
		58	*70х27*	*5930.8*	*905.4*
	Космос	66	40х27	3391.2	760
		74	54х36	5955.4	760
		83	*63х42*	*9663.1*	*740*
		97.8	40х25	3139.9	833
	Рокот	*86.4*	*50х50*	*7850.8*	*1386*
		99.5	*50х50*	*7850.8*	*1325*
	Союз	62.8	31х22	2141.5	592.4
		97.1	30х20	2245.8	685.9
		72.9	35х25	2747.6	590.7
		81.4	35х20	2197.8	570
		82.3	34х23	2455.5	516
	Циклон-3	*73.5*	*100х40*	*12552.8*	*1350*
		82.5	*90х40*	*11299.5*	*1100*

Примечание: курсивом выделены районы падения в мировой океан

В качестве примера сложившейся ситуации по районам падения СГО можно привести современную РН «Зенит»: при пусках с космодромов Байконур и Плесецк, их площади достигают до 6000 кв. км для каждой трассы пуска. Такие размеры площадей районов падения СГО обусловлены динамикой неуправляемого полёта на атмосферном участке траектории их спуска, что, в свою очередь, вызвано случайным характером углового положения СГО.

Анализ существующих способов снижения площадей районов падения СГО отечественных и зарубежных РН показал, что основные способы сокращения площадей районов падения условно разделяют на активные и пассивные. Пассивные способы предполагают использование в составе СГО дополнительных аэродинамических устройств (щитки, открываемые в оболочке СГО отверстия, отделяемые на тросе аэродинамические устройства, парашюты). Все эти устройства направлены на снижения аэродинамического качества отделяющейся части, обеспечивая тем самым движение СГО на некотором балансировочном угле атаки с учетом действия указанных вспомогательных устройств при близкой

к нулю подъемной силе, что позволяет минимизировать продолжительность воздействия на них неустранимых возмущающих воздействий, которые приводят к увеличению разброса возможных точек падения СГО. Активные способы предполагают управление угловым движением СГО и установку на них автономной системы управления с исполнительными органами для управления угловым движением, обеспечивающим ориентированный полет СГО с поддержанием заданной ориентации СГО по отношению к осям скоростной системы координат.

В качестве возможных технических решений сокращения площадей районов падения, выделяемых в том числе под СГО, за счет аэродинамического торможения относятся: воздушно-космическая парашютная система, например, [22]; парашютная система, состоящая из тормозного парашюта и парашюта-крыла [23]; парашютная система, состоящая из тормозного парашюта и основного купольного парашюта (Рисунок 1.3) [23]; управляемое отделение от конструкции обтекателя [24] и т.д.

Применение воздушно-космической парашютной системы из термостойких материалов заключается в обеспечении ориентированного входа СГО в плотные слои атмосферы с одновременным гашением гиперзвуковой скорости, применяемая на высоте более 70 км, снижением аэродинамического и теплового нагружения на конструкцию СГО средствами пассивной ориентации, стабилизации, торможения на высоте ниже 10 км с помощью парашютной системы с целью предотвращения разрушения, начиная с момента отделения от РН и до момента приземления, а также последующей эвакуации, как целого объекта с места приземления [22].

Применение парашютной системы, состоящей из тормозного парашюта и парашюта-крыла предлагает компания RUAG (разработчик ГО, средств отделения для РН «Ариан») и предполагает схему спасения в воздухе. В верхней части створки ГО располагаются контейнеры с вытяжным и тормозным парашютом. В центральной части створки расположены средства обеспечения плавучести СГО в виде баллонов, которые надуваются после приводнения СГО. Тормозная система

имеет стабилизационное назначение, а также необходимое развертывание основного парашюта-крыла. Парашют-крыло обеспечивает низкую скорость снижения, а также придает горизонтальную скорость, тем самым увеличивает время для вертолетного захвата и спасения в воздухе [23].

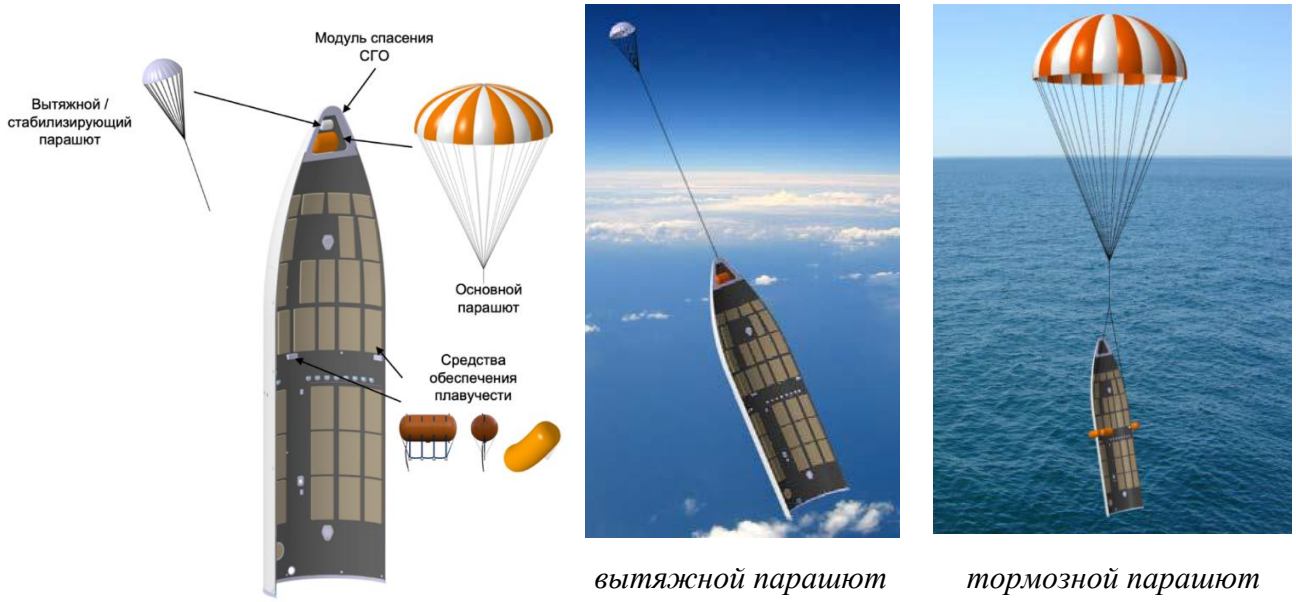


Рисунок 1.3 – Парашютная система спасения СГО [23]

Применение парашютной системы, состоящей из тормозного парашюта и основного купольного парашюта предполагает схему спасения в море. Тормозной стабилизирующий парашют, используется для гашения гиперзвуковой скорости спуска СГО в атмосфере. Основной парашют обеспечивает необходимое аэродинамическое сопротивление, чтобы замедлить скорость полёта СГО до приемлемой скорости спуска. Плавсредства (буи) не позволяют СГО затонуть, поддерживая ее на поверхности воды до прибытия спасательного судна [23].

Применение отверстий в конструкции СГО, закрытые крышками, с возможностью их отделения в полете заключается в обеспечении устойчивой стабилизации СГО, обеспечении стабилизирующего момента без привлечения внешних средств стабилизации – путем снижения аэродинамического качества [24].

В настоящее время отрабатывается система спасения СГО РН «Falcon-9» для их повторного использования. Специалистам компании удалось успешно поймать створку ГО в специальную растянутую сеть, установленную на судно

[25]. Для управляемой посадки обтекателей в воду используется газореактивная система управления с управляемым парашютом (Рисунок 1.4). Возможность повторного использования СГО, судя по оценкам компании, позволит сэкономить до 6 млн. долларов, затрачиваемых на производство ГО, что составляет примерно 10% от общей стоимости запуска [26]. Система состоит из вытяжного парашюта, парашюта-крыла и двигателей ориентации на сжатом азоте. Они включаются на первоначальном этапе входа в атмосферу, пока парашюты ещё сложены, и ориентируют створку обтекателя так, чтобы она правильно вошла в плотные слои атмосферы и не разрушилась восходящим потоком воздуха. Вытяжной парашют выбрасывается на высоте около 15 км, выполняет предварительное замедление СГО и вытягивает основной парашют-крыло. После раскрытия парашюта-крыла вытяжной парашют и чехол, в котором он находился, отстреливаются. Створка обтекателя и парашют-крыло вылавливаются спасательным судном, которое находится в безопасной зоне недалеко от предполагаемого места посадки. Экипаж корабля находит часть обтекателя и парашют-крыло по GPS. Непосредственно к обтекателю направляется лодка с жёсткой крышей. Экипаж цепляет канат к обтекателю и буй к парашюту-крылу, затем поднимает парашют-крыло и укладывает в бак-хранилище. Компания изначально признаёт, что в плохую погоду и обтекатель и парашют-крыло могут быть потеряны. Возврат вытяжного парашюта и его чехла также возможны, но только в том случае, если они находятся в прямой видимости для экипажа корабля. Анализ материалов, из которых он сделан (нейлон) предполагает, что вся конструкция тонет примерно через минуту [27].

Рисунок 1.4 – Система спасения СГО РН «Falcon-9» [27]

В результате полученного опыта в компании приняли решение не использовать сети для исключения контакта СГО с морской водой. Восстановление ГО, плавающих на поверхности океана, было достаточным для обеспечения экономичного повторного использования обтекателей полезной нагрузки при последующих запусках РН «Falcon-9». После окончания экспериментальной программы восстановления SpaceX вступила в оперативную фазу и по состоянию на апрель 2021 года использовала законтрактованные корабли подъема СГО с поверхности воды с помощью судовых кранов.

Таким образом, компания SpaceX подтвердила практическую возможность спасения для повторного использования СГО при помощи парашютной системы и системы газореактивных сопел.

Использование парашюта позволяет использовать подхват СГО при помощи вертолета до касания поверхности земли или водной поверхности. В патенте [28] описывается устройство и способ для спасения СГО. Предлагается оборудовать СГО двигателями торможения и управляемым парашютом-крылом (параплан). Следует отметить, что согласно патенту, двигатели предполагается использовать именно для снижения скорости движения СГО в плотных слоях атмосферы, а не для стабилизации углового движения СГО.

Управление СГО осуществляется после раскрытия парашюта. После снижения СГО производится ее захват при помощи вертолета и буксировка в заданную точку.

В патенте [29] описывается способ и устройство для спасения СГО, предполагающие установку на СГО аэродинамических устройств (крыльев) *2, 3* (Рисунок 1.5). Для мягкой посадки СГО предлагается использовать демпфирующее устройство *4*, которое может представлять собой раскрываемую воздушную подушку.

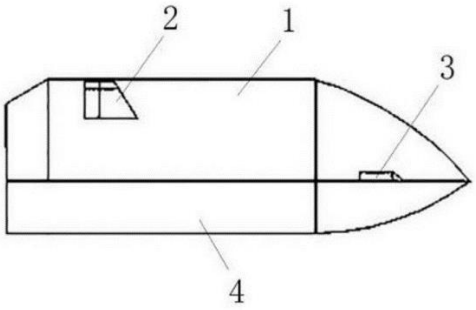


Рисунок 1.5 – Схема СГО *1* с аэродинамическими поверхностями *2, 3* и демпфирующим устройством *4*

После отделения от РН аэродинамические крылья используются для стабилизации и управления движением СГО до достижения низких высот, где выполняется захват СГО при помощи самолета и ее буксировка в заданную точку (Рисунок 1.6).

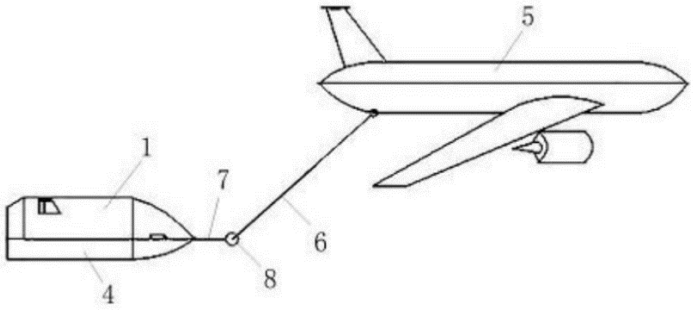


Рисунок 1.6 – Буксировка СГО

В патенте [30] описывается способ возврата ГО и устройство для реализации этого способа. Рассматривается два варианта спасения ГО. В первом случае возвращаемый ГО выполнен из двух створок, связанных друг с другом раздвижным механизмом. При работающем двигателе первой ступени створки ГО раздвигают так, что ступень свободно проходит через ГО, а ГО фиксируют на упорах первой ступени (Рисунок 1.7).

После разделения ступеней створки ГО сдвигают, и возвращают ГО на Землю вместе с первой ступенью. Во втором случае проход ГО через ступень производится после разделения ступеней и при работе двигателя второй ступени. После прохода ГО запускают тормозные двигатели на створках, створки сдвигаются. Посадка ГО осуществляют с помощью аэростатической оболочки.

Очевидно, что возвращение ГО как единого целого, учитывая его симметрию является более простым и эффективным решением, однако техническая реализуемость объединения створок после разделения по продольным и поперечным стыкам, описанная в патенте [30], представляется маловероятной.

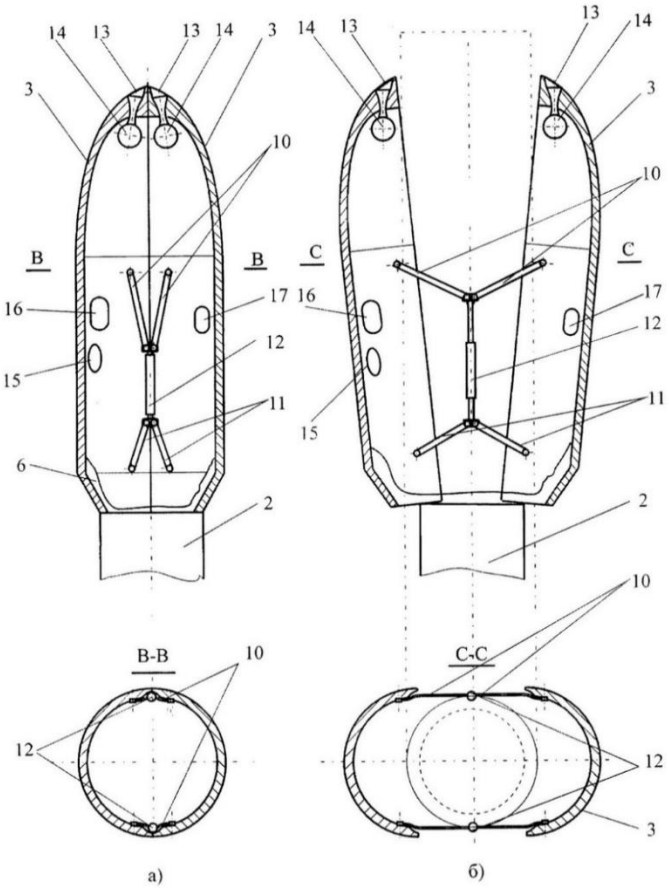


Рисунок 1.7 – Устройство СГО к способу возврата ГО, описанному в [30]

В 90-е годы в РКК «Энергия» совместно с ЦНИИмаш проводились исследования возможности применения аэродинамической стабилизации отделяемых элементов конструкции РН для сокращения РП. Для повышения статической устойчивости СГО после отделения предлагалось использовать конические стабилизаторы, соединённые со ступенью гибким тросом. Такие стабилизаторы увеличивают запас статической устойчивости ступени, но при этом увеличивается и вес выводимой конструкции. [31 – 33]. В диссертации [31] отмечено, что на рассеивание точек падения отделяемых элементов РН существенное влияние оказывают ветер и неопределенность ориентации, а,

следовательно, и аэродинамических характеристик элемента в автономном полете.

Для уменьшения размеров районов падения необходимо застабилизировать СГО в положении, когда подъемная и боковая силы принимают нулевое значение, а ее лобовое сопротивление минимально.

В качестве стабилизирующих устройств в РКК «Энергия» рассматривались парашюты, надувные баллоны, несущие винты, гибкое крыло, щитки, решетки. В работах [31, 33] в качестве стабилизирующего устройства предлагается использовать жесткий конус, выполненный из теплостойкого материала, который соединяется со створкой гибкой связью (Рисунок 1.8).

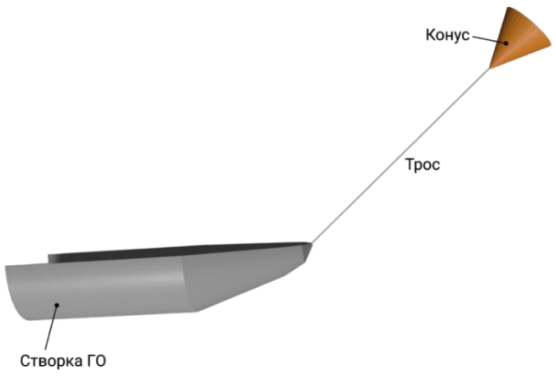


Рисунок 1.8 – Стабилизация СГО при помощи конуса на тросовой связи

Место крепления гибкой связи выбирается, исходя из условий создания максимального управляющего момента и балансировки системы «створка – стабилизатор» на угле атаки, при котором коэффициенты подъемной и боковой силы были близки к нулю, а коэффициент лобового сопротивления минимален. В результате проведенных исследований получено, что с это точки зрения наиболее выгодными местами закрепления троса для СГО являются носок СГО и место перехода конической поверхности в цилиндрическую.

Анализ, проведенный в [31], показал, что СГО с коническим стабилизатором на тросе должна совершать полет под определенным углом атаки, при этом подъемная сила и сила лобового сопротивления, действующие на створку, принимают близкие к нулевым значения. В предположении статической устойчивости системы «створка-стабилизатор» и плоского

характера движения применение конического стабилизатора на тросе сокращает площадь района падения створок ГО в 10-16 раз, учет динамики движения тел системы «створка – стабилизатор» корректирует результаты сокращения площади района падения до 4-6 раз. При этом подразумевается, что стабилизирующее устройство вводится в действие при M=6 и высоком скоростном напоре, в случае ввода в действие стабилизатора при M<3 и скоростном напоре q<15 КПа (параметрах, при которых возможно ввести в действие парашют), площадь района падения уменьшится в 1,3–1,5 раза [33].

Следует отметить, что в работе [34] расчетно-экспериментальным методом показано, что требуемого уменьшения аэродинамического качества на балансировочных углах атаки с помощью стабилизирующих конусов добиться не удалось. Однако экспериментальные исследования показали, что наличие в потоке стабилизирующего конуса исключает непредсказуемое быстрое вращение створки при внешних воздействиях.

В то же время при применении гибкой связи между стабилизирующим устройством и отделяемым элементом РН могут возникнуть сложности при введении стабилизатора в поток, а также с раскачкой стабилизатора в донном следе, поэтому в работе [34] дополнительно рассмотрены альтернативные варианты аэродинамической стабилизации СГО с использованием двух полых конусов, закрепленных в носовой и кормовой частях СГО (Рисунок 1.9).

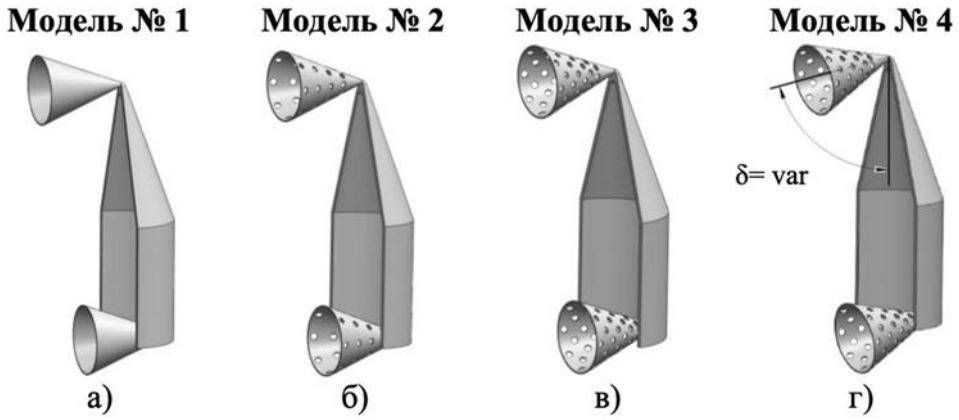


Рисунок 1.9 – Установка на СГО двух стабилизирующих конусов с перфорацией и без перфорации [34]

В результате экспериментальных исследований, проведенных в дозвуковой аэродинамической трубе определено, что модель СГО с двумя стабилизирующими конусами имеет только один устойчивый балансировочный угол. Установлено, что при δ=80 градусов при дозвуковом обтекании наблюдается снижение аэродинамического качества СГО. Расчетным путем для M=2 определено, что использование двух перфорированных конусов с установкой их под углом 70 градусов приводит к снижению аэродинамического качества, а перфорация конусов способствует устойчивому обтеканию створки и исключает «раскачку» [34].

В работе [35] описывается гибридная система, предполагающая использование и аэродинамического устройства на тросовой связи и системы газореактивных сопел для стабилизации СГО.

В работе [24] предлагается введение в конструкцию СГО открывающихся отверстий (Рисунок 1.10). Открытие отверстий позволяет обеспечить движение СГО с нейтральным углом атаки, который соответствует минимальной подъемной силе и минимальному лобовому сопротивлению.

Рисунок 1.10 – Отверстия, открываемые после отделения СГО, для стабилизации ее движения в атмосфере [24]

Проведенные расчеты показали [36], что вскрытие отверстий позволяет застабилизировать створку на угле атаки, соответствующем нулевой подъемной силе и минимальному лобовому сопротивлению. Следует отметить, что подобные отверстия также используются компанией SpaceX в конструкции спасаемой СГО (Рисунок 1.11) для стабилизации СГО при входе в атмосферу.

Рисунок 1.11 – Отверстия в нижней части СГО SpaceX для течения воздуха (камера установлена в носовой части и «смотрит» вдоль продольной оси СГО от носовой части к плоскости поперечного стыка)

Также на СГО могут быть установлены раскрываемые аэродинамические поверхности [37] (Рисунок 1.12). Расчетные исследования, проведенные в [34] показали, что наиболее эффективным способом уменьшения аэродинамического качества на балансировочном угле атаки является раскрытие щитков. Щитки позволяют уменьшить аэродинамическое качество створки до 40%.

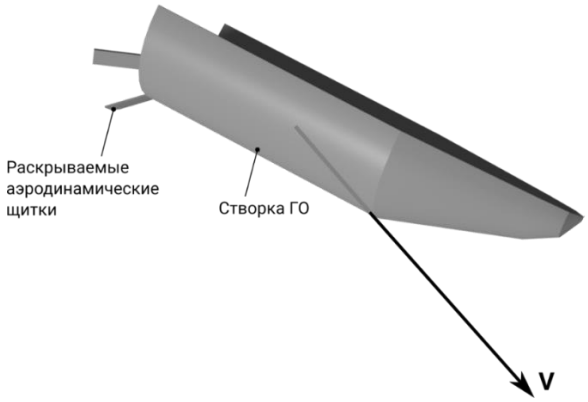


Рисунок 1.12 – Раскрываемые аэродинамические поверхности

Для изменения балансировочного угла и снижения подъемной силы может быть использован балансировочный груз (Рисунок 1.13) [37]. Это наиболее простое решение может привести к изменению балансировочного угла атаки и изменению аэродинамического качества СГО, однако приведет к нежелательному увеличению массы СГО.

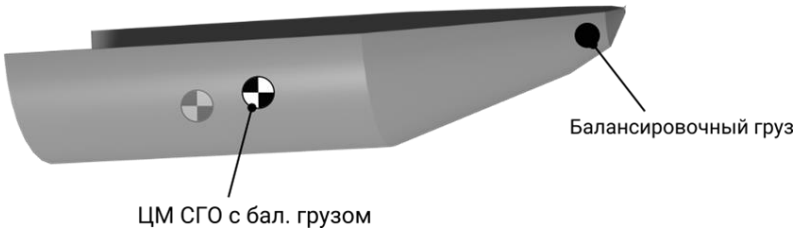


Рисунок 1.13 – Использование балансировочного груза для изменения положения центра масс СГО

В работе [38] с целью исключения районов падения ГО на земную поверхность и для расширения возможностей запуска космических аппаратов на различные орбиты и обеспечения ориентированного входа ГО в плотные слои атмосферы с одновременным гашением гиперзвуковой скорости, снижением аэродинамического и теплового нагружения на конструкцию ГО и предотвращением фрагментации ГО, начиная с момента отделения и до момента приземления, а также последующей эвакуации ГО как целого объекта, с места приземления, применяется воздушно-космическая парашютная система, выполненная из термостойких материалов, с введением в действие в верхних сильно разряженных слоях атмосферы путем применения специальных конструктивных решений (элементов) по системам отстрела, ввода формирования и поддержания работоспособности куполов.

Для отказа от РП ОЧ РН в патенте [39] предлагается использование управляемого судна на воздушной подушке, оснащенное улавливающим устройством для приема приземляющихся на парашютах ОЧ РН (Рисунок 1.14).

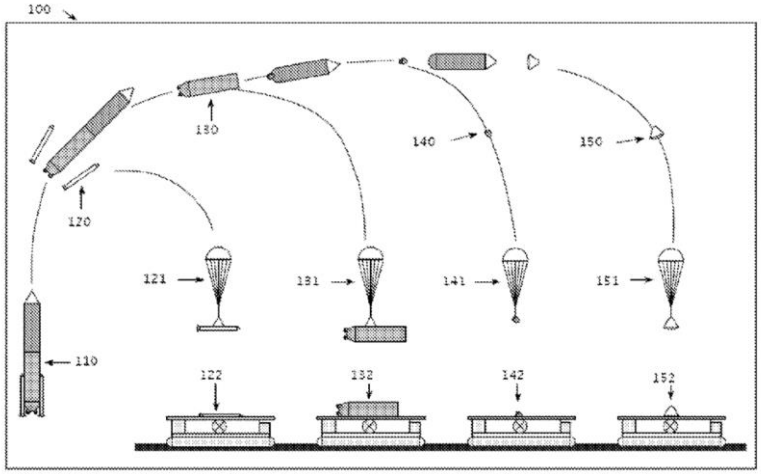


Рисунок 1.14 – Передвижная платформа для улавливания спускающихся ОЧ РН [39]

Предварительный анализ вышеприведённых технологических, схемных и проектно-конструкторских решений, показал, что направление, основанное на аэродинамическом торможении, имеют как минимум одну общую особенность – использование парашютной системы. Все технические решения системы спасения имеют сложную конструкцию, размещаемую внутри ГО. Сложно обеспечить достаточную надежность развертывания таких систем, учитывая аэродинамические особенности спуска в атмосфере. Использование самолётов, вертолётов, морских судов, систем поиска, наличия благоприятных погодных условий, большого штата сотрудников обслуживающего персонала и т.д., всё это приводит к высоким экономическим затратам. Такие системы существенно удорожают стоимость послепусковых работ и, соответственно, стоимость пуска РН.

Все приведенные выше способы имеют сложную конструкцию, в систему необходимо вводить дополнительные сложные агрегаты, такие как управляющие двигательные установки и системы парашютов, что ведет к увеличению массы конструкции, проблемам компоновки и размещения внутри парашютной системы. Ко всему прочему, в найденных способах не снимаются ограничения при расчете программы управления выведением РН, обеспечивающей падение ОЧ в заданный район, что приводит к уменьшению массы полезного груза.

1.2 Анализ существующих конструкций головных обтекателей ракет-носителей и технологий их изготовления

Производители ракетно-космической техники постоянно стремятся увеличить массу и габариты выводимого на орбиту полезного груза, в том числе за счет минимизации массы конструкции РН при сохранении ее целостности, работоспособности и защиты полезного груза на участке выведения РН.

Стоимость изготовления большинства ГО в открытых источниках отсутствуют за исключением: для РН «Falcon-9» стоимостью $ 6 млн., РН «Зенит-3SL» (фирмы «Boeing») стоимостью $ 5,5 млн., РН семейства «Ariane» и

«Циклон-4» (фирмы «O.Contraves») стоимостью $ 0,8 ... 1 млн, РН «Протон-М» стоимостью ≈ 155 млн. руб. и РН «Союз-2.1а» - ≈ 114 млн. руб. [40].

Основные характеристики ГО РН приведены в Таблице 1.2 [41]

Таблица 1.2 – Основные характеристики ГО и зон ПГ РН

Ракета-носитель	**Наружный диаметр ГО, мм**	**Диаметр зоны ПГ, мм**	**Длина ГО, мм**	**Масса ПГ[2] (ГО), кг**	**Конструктивно-силовая схема и применяемые материалы**
Носители с массой ПГ до 2 т (класса РН «Ворскла» и «Луч»)					
Pegasus, США	1270	1120	4420	390 (110)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
Старт-1, Россия	1330	1420	2250	470	Клепаная, алюминиевый сплав
Старт, Россия	1610	1450	2820	570	Клепаная, алюминиевый сплав
CZ-1 D, Китай	2050	1560	3990	700	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
J-1, Япония	1650	1400	6850	900 (520)	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
Taurus, США	1470	1370	5650	1400	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
Космос-3М/SL-8, Россия	2400	2200	5720	1400 (350)	Клепаная, алюминиевый сплав
Рокот, Германия, Россия	2500	2260	7900	1930	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
M-5, Япония	2500	2200	9190	1800/800 (700)	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
Носители с массой ПГ 2 - 5 т (класса РН «Днепр», «Циклон» и «Маяк»)					
Молния / SL-6, Россия	2700	2650	7800	2500	Клепаная, алюминиевый сплав
Athena-2, США	3050	2740	9220	2000/630	Клепаная, алюминиевый сплав
Titan-2, США	3050	2830	6100	2700 (650)	Клепаная, алюминиевый сплав
	3050	2830	7600	2700 (750)	
	3050	2830	9100	2700 (910)	
PSLV, Индия	3200	2900	8300	2900 (1100)	Клепаная, алюминиевый сплав

CZ-2C, Китай	2200	1800	3144	3200/1000	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
	3350	3070	7125		
CZ-4, -4B, Китай	2900	2360	4910	4400/1500	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
	3350	3000	8480		
CZ-3, Китай	3000	2720	7270	4800/1500	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
Delta-2, США	2900	2540	8470	5000/1800 (840)	Клепаная, алюминиевый сплав
	2900	2540	8470		
	3050	2540	7920	5000/1800 (1000)	
	3050	2540	7920		
GSLV, Индия	3400	3100	7800	5000 (1250)	Клепаная, алюминиевый сплав
Носители с массой ПГ 5 – 13,5 т (класса РН «Зенит»)					
Delta-4S, США	3100	2750	7920	5680/2180	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и пенопласт
Союз / SL-4, Россия	3000	2850	11360	7000 (4500)	Клепаная, алюминиевый сплав
Atlas-2, США	3300	2920	10400	6580/2800 (1370)	Клепаная, алюминиевый сплав
	4200	3650	12000	1860	
Ariane-4, Европа	4000	3650	8630	6900-9600 (800)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	4000	3650	9630	6900-9600 (900)	
	4000	3650	11120	6900-9600 (1050)	
	4000[3]	3650	11400	6900-9600 (1180)	
	4000[3]	3650	12400	6900-9600 (1230)	
	4000[3]	3650	12400	6900-9600 (1210)	
CZ-3A, Китай	3350	3000	8890	7200/2500	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
CZ-2E, CZ-3B, Китай	4200	3800	11950	8800/3370	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты

Delta-3, США	4070	3750	10800	8300/3800	Сэндвич, стеклопластиковые несущие обшивки и соты
Atlas-3, США	3650	3350	10300	8700/4060	Вафельная, алюминиевый сплав
H-2, Япония	4070	3700	12000	10500/4200 (1200)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	5100	4600	12000	10500/4200 (1200)	
	4070	3700	14500	10500/4200 (1200)	
	5100	4600	14080	10500/4200 (1200)	
Delta-4M, США	4070	3750	10800	11500/6100	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и пенопласт
Ангара, Россия	5000	4500	22500	13500	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	4350	3750	19420		
Носители с массой ПГ свыше 13,5 т					
Ariane-5, Европа	5400	4570	12700	18000 (2900)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	5400	4570	17000	18000 (2700)	
	5400	4570	12700	18000 (2700)	
Протон К/ДМ, Россия	3900	3300	7647	19760/4500 (1800)	Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и алюминиевые соты
	4350	3970	10000	19760/4500 (1800)	
Протон К, Россия	4100	3600	14900	20900	
	4100	3800	15600		
Titan-4, США	5080	4570	17100	21700/8620 (4000)	Вафельная, алюминиевый сплав
	5080	4570	20100	21700/8620 (5500)	
	5080	4570	23200	21700/8620 (5900)	
	5080	4570	26200	21700/8620 (6000)	
Delta-4H,	5131	4572	19100	23000/	Сэндвич, углепластиковые

США				14200	несущие обшивки и пенопласт
	5080	4572	19800		Вафельная, алюминиевый сплав
	5131	4572	22400		Сэндвич, углепластиковые несущие обшивки и пенопласт

Примечание: [1] – информация взята из доступных коммерческих источников, поэтому возможны некоторые неточности; [2] – масса ПГ приведена для случая выведения на круговую орбиту высотой 200 км с наклонением 51 градус (LEO / переходная к геостационарной GEO); [3] – типы ГО являются составными и включают в себя параметры вспомогательной конструкции Speltra, используемой для двойного запуска.

Из приведенных данных следует, что характерной конструктивно-силовой схемой (КСС) для ранних ГО является подкрепленная стрингерами клепаная металлическая оболочка, а для более поздних – сэндвичевая (трехслойная) с различными видами заполнителей. Главной особенностью этих КСС является то, что нагрузка в основном воспринимается обшивкой, а ребра или заполнитель обеспечивает изгибную жесткость и сопротивляемость потере устойчивости. Снижение массы ГО обеспечивается за счет применения более эффективной сэндвичевой КСС в сочетании с широким использованием высокопрочных и высокомодульных полимерных композиционных материалов (ПКМ) и различных типов заполнителей.

В качестве материалов для несущих слоев ГО все чаще применяются высокомодульные и высокопрочные ПКМ из стеклопакета, углепластика, заполнителя сотовой структуры и органопластика. Во время эксплуатации ГО подвергается как силовому, так и интенсивному тепловому воздействию, поэтому материал обтекателя должен не только обеспечивать несущие способности, но быть устойчивым к перепадам температуры, в том числе обеспечивать допустимый диапазон температур внутренней и наружной поверхностей оболочек ГО. Колебания температуры на участке выведения может быть от 100 градусов С до -100 градусов С в коротком промежутке времени (около минуты). Допустимый диапазон температур для поверхности силовых оболочек ГО контролируется существующими требованиями к его внутреннему пространству, в котором

размещен полезный груз. Распределение температуры по поверхности ГО показано на Рисунке 1.15 [8].

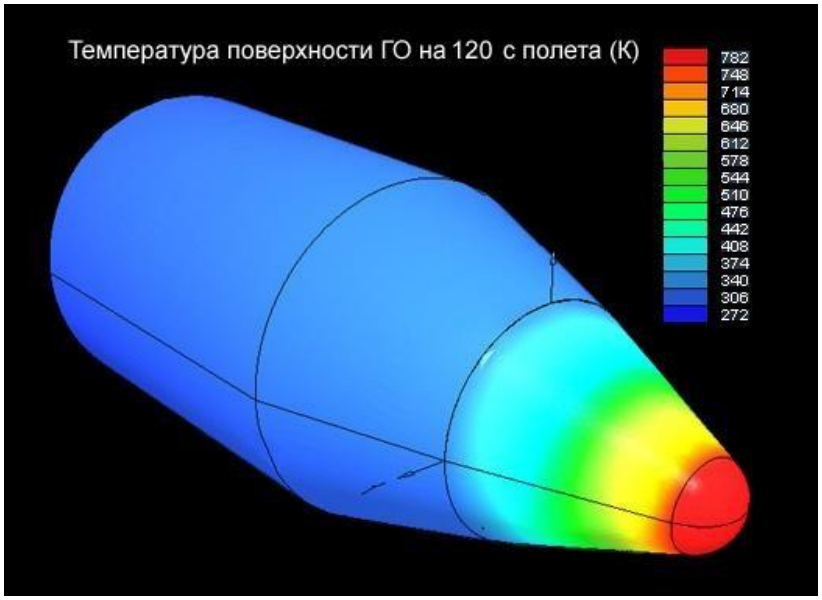


Рисунок 1.15 – Распределение температуры нагрева головного обтекателя по его поверхности

Величина устойчивости к наружным температурам обычно обеспечивается структурным превращением в ПКМ, где не происходят и не нарушаются адгезионные свойства применяемых клеев. При этом для повышения допустимого показателя температур применяются специальные теплозащитные покрытия. Как видно из Рисунка 1.15, наибольшему аэродинамическому нагреву подвержена носовая часть ГО – сферический наконечник, который выполнен из термопрочного материала. Поэтому на наружную поверхность носовой части ГО наносят теплозащитное покрытие, например, из асбопластика или стеклопластика на фенольном связующем. Для изготовления теплозащиты используются как неразрушающиеся материалы, так и разрушающиеся. Определение расчетных режимов тепла, выбор рациональных параметров покрытия и его толщины считается сложной задачей.

Теплозащитное покрытие позволяет и в обшивке, и в продольном силовом наборе (стрингерах) обеспечить рабочую температуру в течение полета в допустимых пределах. Однако для полезного груза, находящегося внутри ГО, тепловой поток от конструкции обтекателя может быть недопустимым, в следствие чего внутреннюю поверхность ГО теплоизолируют (Рисунок 1.16).

Теплоизоляция представляет собой материал из последовательно расположенных слоев пленки (чаще всего металлизированной), теплоизолятора из полимерных волокон, полимерной пленки и слоя клея постоянной липкости для крепления теплоизоляции к стенке головного обтекателя [42]. Так же обтекатели должны иметь возможность вентиляции, чтобы в процессе выхода в космос уравнивать давление внутри отсека.

Рисунок 1.16 – Внутренняя поверхность СГО

Конструктивно ГО современных РН представляет собой двухстворчатую трехслойную тонкостенную конструкцию переменной кривизны, внешние слои которой изготовлены из ПКМ, армированных углеродными волокнами, и алюминиевого сотового заполнителя (АСЗ) (Рисунок 1.17).

Рисунок 1.17 – Конструктивное исполнение современного отечественного ГО

Технология изготовления обечаек для будущих створок ГО регламентируется согласно [43]. Оболочки переменной кривизны из ПКМ с несущими слоями из углепластика, с АСЗ и с закладными элементами состоят из поэтапной секционной сборки трехслойных частей конструкции (малого конуса,

большого конуса, двух или трех, в зависимости от модификации конструкции цилиндрических частей) по технологическим стыкам при помощи накладок.

Дополнительная сложность заключается в размере обтекателей. Он составляет примерно 15 метров на 5 метров. Для изготовления обечаек из металла используются специальные большие станки с ЧПУ или очень большие автоклавы в случае использования композитов. Данные процессы очень ресурсоёмкие и занимают достаточно много времени.

Для повышения технологичности изготовления трехслойных конструкций, упрощения процесса изготовления, снижения трудоемкости и объема сборочных работ в патенте [44] предлагается способ, согласно которому на полноразмерную форму выкладывают препрег[1] внутреннего несущего слоя и зон усиления из углепластика в виде пропитанного связующим углеродного наполнителя, перфорированную пленку клеевую, алюминиевый сотовый заполнитель с закладными элементами, перфорированную пленку клеевую и препрег наружного несущего слоя из углепластика в виде пропитанного связующим углеродного наполнителя. Алюминиевый сотовый заполнитель и закладные элементы фиксируют стеклянными лентами, сдублированными с полосами пленки клеевой. Полученную конструкцию склеивают под вакуумным давлением в термопечи с одновременным отверждением препрегов несущих слоев и зон усиления.

Технология сборки СГО для разных РН регламентируется технологическим процессом завода-изготовителя и основывается на ТУ сборки и установки отдельных элементов, узлов, систем и т.д.

Первый обтекатель из углепластика прошел успешные натурные испытания и эксплуатировался на РН «Рокот». Конструктивно обтекатель был выполнен в виде соединенных между собой конических и цилиндрических углепластиковых трехслойных оболочек с оригинальной системой сброса, осуществляемого тягой пороховых двигателей в направлении полета. Особенностями обтекателя для РН

[1] Препрег - (англ. pre-preg, сокр. от pre-impregnated — предварительно пропитанный) — это композиционные материалы-полуфабрикаты. Готовый для переработки продукт предварительной пропитки связующим упрочняющих материалов тканой или нетканой структуры[1]. Их получают путём пропитки армирующей волокнистой основы равномерно распределенными полимерными связующими. Пропитка осуществляется таким образом, чтобы максимально реализовать физико-химические свойства армирующего материала.

«Рокот» являются овалообразная форма цилиндрической части корпуса и автоклавное формование одной створки – «лодочки» зацело, исключающее болтовые поперечные стыки на переходах формы. Такая технология позволила значительно снизить вес конструкции корпуса за счет исключения металлических стыковочных шпангоутов [45].

Система сброса головного обтекателя предназначена для разделения его на створки и сброса створок после прохождения РН плотных слоев атмосферы. Система сброса состоит из системы замков продольного стыка, системы замков поперечного стыка и пружинных толкателей. Количество замков для разных типов ГО варьируется в зависимости от конфигурации. Замки каждого борта связаны между собой с помощью тяг. Раскрытие этих замков происходит одновременно при перемещении тяг, которое осуществляется под воздействием пружин, установленных в носовой части обтекателя. Во взведенном положении замков они плотно стягивают створки обтекателя между собой.

Крепление головного обтекателя к приборному отсеку ступени осуществляется замками «патефонного» типа. Замки поперечного стыка удерживаются на корпусе приборного отсека с помощью бандажной стяжной ленты. С помощью этой же ленты осуществляется удержание тяг системы раскрытия продольного стыка. Стяжная лента состоит из четырех частей, которые соединены в единый бандаж стяжными болтами и двумя пиротехническими узлами.

Пружинные толкатели предназначены для разворота СГО после срабатывания замков продольного и поперечного стыков. При подаче команды на отделение ГО производится подрыв пироболтов стяжных лент, которые освобождают замки поперечного стыка и два хвостовика, соединенные с тягами замков продольного стыка. Под действием пружин, установленных в носовой части обтекателя, эти тяги смещаются и раскрывают замки продольного стыка. Пружинные толкатели, установленные на цилиндрической части створок, разворачивают створки вокруг оси шарнирного узла. При развороте створок на

расчетный угол ролики соскакивают с крюков и створки отделяются от ступени РН [46].

Несмотря на всё разнообразие конструкций ГО, они должны удовлетворять следующим общим требованиям:

1. Сохранение прочности при воздействии знакопеременных нагрузок на всех этапах эксплуатации.

2. Обеспечение оптимального размещения полезного груза заданных форм и габаритов, а также простота внешних обводов.

3. Наименьшая площадь внешней поверхности при максимальном объеме и заданной форме полезного груза.

4. Высокая надежность решения поставленной задачи.

5. Простота и удобство установки и монтажа полезного груза и стыковки с РН.

6. Обеспечение необходимой температуры и давления в отсеке с полезным грузом.

7. Простота и технологичность изготовления.

Общими тенденциями в разработке ГО РН являются:

– наблюдаемая многовариантность габаритных размеров ГО по каждому из семейств РН, вызванная стремлением к универсальности и модульности РН, обеспечиваемая набором ГО;

– использование вспомогательной конструкции к ГО типа Speltra для двойного или группового запусков полезного груза (например, РН Ariane-4, Ariane-5, Titan-3, Зенит-3SL);

– обладание ГО сэндвичевой КСС с несущими обшивками из углепластика и сотовым заполнителем лучшими массовыми характеристиками.

Таким образом, повышение массовой эффективности отечественных РН, в частности ГО, возможно за счет разработки и внедрения в практику новых подходов к оптимизации проектных параметров композитных отсеков с учетом использования ПКМ с достигнутыми в мире физико-механическими характеристиками, а также новейших технологий изготовления изделий.

1.3 Постановка задачи исследования

Предлагается кардинальный вариант решения проблемы выделения районов падения под отделяющиеся части – сжигание СГО РН при движении на пассивном участке траектории спуска за счет подвода дополнительной тепловой энергии в результате реакции горения энергетического материала (ЭМ), размещаемого в слое заполнителя, обеспечивающего прогрев до температуры воспламенения несущих слоев СГО – обшивок, изготовленных из ПКМ.

Для этого требуется разработать методику оценки возможности сжигания на примере исследовательских демонстрационных образцов (ИДО), представляющих собой трехслойный элемент оболочки конструкции СГО РН. На Рисунке 1.18 приведена данная методика в общем виде.

Рисунок 1.18 – Методика оценки возможности сжигания ИДО

Научная проблема, которая вытекает из предлагаемого варианта, заключается в определении состава и структуры материалов (ПКМ и ЭМ), а также конфигураций из них, обеспечивающих процессы тепло-массообмена при заданных прочностных характеристиках.

Задачи, которые требуется решить при проведении диссертационного исследования:

1) Разработать основные положения концепции сжигания отделяющихся СГО РН за счет дополнительной тепловой энергии при движении на пассивном участке траектории спуска.

2) Разработать геометрическую модель ИДО из ПКМ и ЭМ для определения облика элемента трехслойной конструкции СГО РН из условия обеспечения его сгорания за счет подведения дополнительной тепловой энергии.

3) Разработать методику проведения физического эксперимента сжигания ИДО из ПКМ и ЭМ для исследования процесса тепло- и массообмена в зависимости от выбранных материалов.

4) Разработать рекомендации к техническим предложениям по терморазложению СГО РН с учетом повышения экологической безопасности и экономической эффективности пусков РН.

1.4 Выводы по Главе 1

1. Проведен патентно-информационный анализ на предмет существующих способов, направленных на сокращение площадей районов падения, выделяемых под отделяющиеся створки головных обтекателей РН. В результате анализа технологических, схемных и проектно-конструкторских решений найденные способы условно разделяются на активные и пассивные, которые предполагают установку в конструкцию СГО дополнительных систем со сложной конструкцией, таких, как управляющие двигательные установки и системы парашютов, что приводит к увеличению массы конструкции, проблемам компоновки и размещения систем в подобтекательном пространстве. Данные способы позволяют сократить площади районов падения, выделяемых под СГО РН, однако не снимают ограничения при расчете программы управления выведением РН, обеспечивающей падение СГО в заданный район и не снижает затраты, связанные с поиском, вывозом и последующей утилизацией данных частей.

2. Анализ конструктивно-силовых схем СГО РН установил, что применяемой в настоящее время конструкцией на ракетах-носителях космического назначения является двухстворчатая трехслойная тонкостенная конструкция переменной кривизны с последовательным соединением цилиндрической и конических частей, обеспечивающих распределение аэродинамического нагружения по поверхности оболочки ГО. Внешние несущие

слои оболочки ГО РН изготовлены из ПКМ, армированных углеродными волокнами, средний слой – алюминиевый сотовый заполнитель.

3. Предложен кардинальный вариант решения проблемы выделения районов падения под отделяющиеся части – сжигание СГО РН при движении на пассивном участке траектории спуска за счет подвода дополнительной тепловой энергии в результате реакции горения ЭМ, размещаемого в слое заполнителя, обеспечивающего прогрев до температуры воспламенения несущих слоев СГО – обшивок, изготовленных из ПКМ.

ГЛАВА 2. Методика определения геометрического облика исследовательского демонстрационного образца из выбранных материалов

2.1. Концепция сжигания исследовательского демонстрационного образца

Концепция основана на утилизации отработавших СГО РН, изготовленных из ПКМ, путем их сжигания после выполнения миссии при движении на траектории спуска за счет дополнительной энергии, поступающей в результате реакции горения ЭМ, размещаемого в заполнителе [47-49, 51-59]. Создание сжигаемых после выполнения своей миссии конструкций является новым направлением исследования, однако имеется ряд работ, в которых рассматриваются близкие задачи. Например, в работе [11, 12] рассматривается фрагментация деталей конструкции с помощью пиротехнических средств, а в работе [50] исследуется перспективная РН сверхлегкого класса нового типа, выполненная из ПКМ, корпус которой представляет собой твердотопливный заряд и сгорает в процессе выведения РН.

Общие положения предлагаемой концепции сжигания СГО РН заключаются в выборе из существующих или создании новых материалов и последующее проектирование из этих материалов соответствующих конструкций, обеспечивающих двойное назначение: а) обеспечение традиционных требований по эксплуатационным характеристикам как при изготовлении, наземном функционировании этих конструкций, так и при выведении в составе РН; б) возможность сжигания после выполнения миссии, т.е. после отделения от РН при движении на траектории спуска. Основными требованиями при разработке сжигаемых конструкций являются: а) возможность функционирования ЭМ в условиях безвоздушного пространства; б) система сжигания должна обеспечить минимальное изменение физико-механических характеристик конструкции отделяющихся СГО РН.

Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся СГО РН началась в 2016 году в рамках выполнения проектов [51-59] и по мере получения

научных и научно-технических результатов выдвинутая первоначальная концепция модернизировалась.

Данный подход близок к наземным технологиям [60-63], используемым для утилизации экспериментальных изделий, снимаемых с вооружения в связи с окончанием гарантийного срока и т.д.

На настоящее время за рубежом и в России проведены значительные объёмы теоретических и экспериментальных исследований, созданы действующие промышленные установки, обеспечивающие утилизацию изделий из ПКМ на основе различных методов (физические, химические, термические) с высокими техническими показателями по рекуперации материалов и энергии и удовлетворяющие экологическим требованиям [60–63].

Утилизация ПКМ, армированных углеродными нитями, в наземных условиях существенно отличается от утилизации ПКМ в условиях полёта на траектории спуска. Организация процесса сжигания ПКМ, армированного углеродными нитями, например, используемого в конструкции СГО, изготавливаемых по [43], приводит к необходимости его нагрева до высоких температур.

Для наземной утилизации армированных ПКМ для максимальной рекуперации рекомендуют метод пиролиза (как высокотемпературного, так и низкотемпературного [60–63]), отмечается перспективность переработки ПКМ методом сухого пиролиза термического разложения связующего без доступа кислорода. Нагрев обеспечивают с помощью электрической дуги, токов высокой частоты или применением теплоносителей. Адаптация многочисленных технологий наземной утилизации, например, [60-63] для утилизации элементов конструкций, отделяемых от РН, изготовленных с применением ПКМ, армированных углеродными нитями, при их полёте на траектории спуска является сложнейшей научно-технической проблемой.

В полёте СГО после отделения от РН имеются два характерных участка:

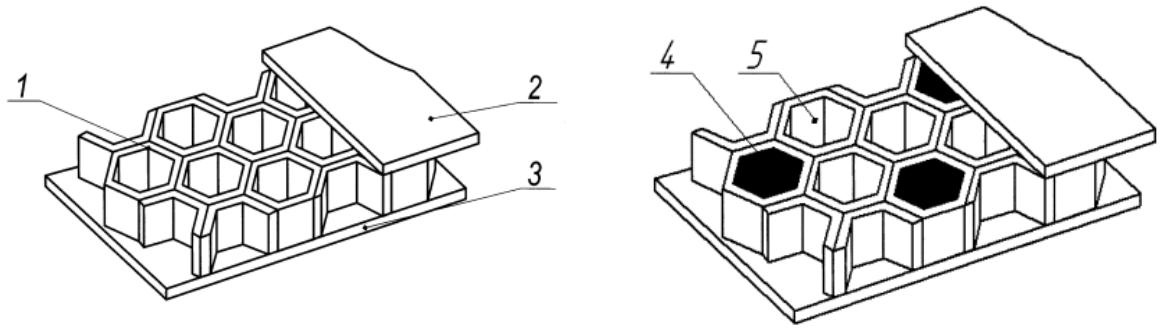
– полёт в безвоздушном пространстве, который может составлять до нескольких минут (до 5 – 7 мин);

– полёт в слоях атмосферы до поверхности Земли (может составлять до 5 – 6 мин).

Наличие фактора вакуума, а потом воздействие кислорода набегающего потока, приводит к необходимости учёта этих объективных факторов при синтезе технологии сжигания отделяющихся СГО РН.

Концепция 1 [51-53]. *Внесение в существующую конструкцию СГО РН, изготовленных на основе традиционного подхода (обшивки из ПКМ на основе углепластика + алюминиевый сотовый заполнитель), энергетических материалов на основе различных пиротехнических составов для их сжигания на атмосферном участке траектории спуска.*

Первоначальная концепция создания сжигаемых СГО РН заключалась во внесении в существующую трехслойную конструкцию ГО различных пиротехнических составов (ПС) (Рисунок 2.1) [47]. С точки зрения потери массы полезного груза, выводимого РН, при использовании сжигаемых РН приемлемы и составляют до 10% от массы дополнительного утяжеления сжигаемого отсека. Это обусловлено тем, что их отделение происходит на активном участке выведения нижних ступеней РН (как правило на начальном участке траектории выведения второй ступени).



а) *б)*

а) существующая конструкция ГО; б) конструкция ГО с ПС

Рисунок 2.1 –Элемент конструкция ГО: 1 – алюминиевый сотовый заполнитель (АСЗ); 2,3 – обшивка из углепластика; 4 – сота с ПС; 5 – пустая сота

Второй рассматриваемый вариант в рамках выдвинутой концепции заключается в нанесении ПС в виде пластин на внутренний несущий слой конструкции СГО (Рисунок 2.2).

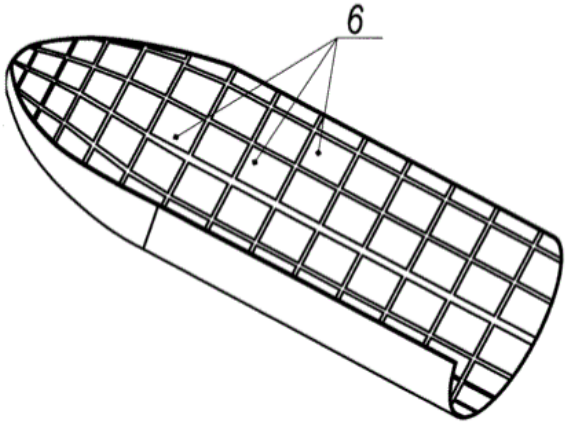


Рисунок 2.2 – Нанесение ПС в виде пластин на внутреннюю поверхность ГО:
6 – пластины из ПС

Внесение изменений в существующую конструкцию предполагает увеличение массы конструкции, поэтому при выборе ПС необходимо обеспечить в первую очередь одновременно два условия: максимальное тепловыделение при минимальной массе ПС. Также процесс горения должен обеспечивать самоподдерживающийся режим и минимальное газообразование при сжигании.

Исследования по внесению в существующую конструкцию энергетических материалов, типа пиротехнических составов, проводились совместно с Федеральным исследовательским центром проблем химической физики и медицинской химии РАН, ФГБУН «Институт химической кинетики и горения им. В. В. Воеводского» СО РАН, ФГБУН «Институт химии твердого тела и механохимии» СО РАН. Обоснование выбора ПС, варианты их размещения в конструкции ИДО описаны в работах [47, 48, 64, 65].

В разделе 2.2 диссертационной работы приведены результаты исследования по данному направлению, которые явились основанием для уточнения положений концепции (переход к концепции 2) и рассмотрения вариантов замены материалов конструкции СГО.

Концепция 2 [54, 55]. *Замена используемого традиционного ПКМ обшивок на другой тип ПКМ с меньшей энергией активации, а также замена алюминиевого сотового заполнителя на заполнитель, выполненный из*

энергетического материала, обладающего заданной прочностью, тепловыделением и способным гореть в безвоздушном пространстве.

Основными положениями данной концепции являются поиск новых материалов и конструкций из них, обеспечивающих возможность сжигания конструкции при обеспечении термопрочностных характеристик, близких к штатным как в условиях атмосферного давления, так и в вакууме.

В качестве исходных требований к прочностным, теплофизическим характеристикам материалов заполнителя и обшивки, используемым при разработке ГО, принимаются значения, близкие к существующим характеристикам оболочки ГО в соответствии с [43].

Материал заполнителя ГО, вместо применяемого АСЗ, состоит из смеси ЭМ и пластика. Так как заполнитель в трехслойной конструкции ГО выполняет роль подкрепляющего элемента, а алюминиевая пленка обладает минимальной массой, при выборе ЭМ и формы заполнителя необходимо обеспечить одновременно два условия: а) прочность конструкции, не ниже существующей с минимальным отклонением по массе (до 5-10%); б) выделение требуемого количества теплоты при сгорании конструкции заполнителя. Теплота, выделяющаяся при сжигании заполнителя, должна обеспечить нагрев обшивки ГО до температуры возгорания с учётом тепловых потерь (конвективный унос набегающим потоком воздуха, теплопроводность, радиационное излучение). Горение заполнителя должно быть возможно, как при наличии атмосферного кислорода, так и при его отсутствии.

Обшивка ГО, изготовленная из ПКМ, должна обеспечивать заданные термопрочностные характеристики до 300 градусов С, воспламеняться при нагреве от 600 градусов С и гореть в набегающем потоке воздуха. На основе использования термодинамического анализа разработана методика выбора ЭМ (на примере октогена) и полимерного материала (на основе полистирола) при различных соотношения [66].

Современные ГО, как было описано выше, для обеспечения высокой весовой эффективности изготавливаются, преимущественно, из ПКМ. Очевидно, что необходима разработка новых принципов проектирования деталей,

конструкций РН из ПКМ, которые будут адаптированы не только выдерживать эксплуатационные нагрузки, но и позволять осуществлять их последующую утилизацию. Разработка подобного рода конструкций предполагает утилизацию после выполнения миссии методом сжигания, что приводит к необходимости создания новых научно-методических подходов при выборе ПКМ, а также нового подхода при проектировании элементов конструкций из таких материалов. Для сжигания конструкции из ПКМ необходимо наличие в её составе системы нагрева, включающей различные ЭМ, выбора матрицы и армирующих элементов ПКМ, учет типа заполнителя и условий для его активного горения.

Выбор компонентов, схемы армирования ПКМ, как и проектирование из такого ПКМ конструкций, имеет существенные отличия от традиционных научно-методических подходов.

Разработка конструкций из таких ПКМ связана с двухуровневым научно-методическим подходом: на первом уровне осуществляется выбор материалов ПКМ, где наполнитель, схема армирования и матрица выбираются не только с учетом условий эксплуатации, но и типа ЭМ, а на втором уровне осуществляется проектирование конструкции из ПКМ с учетом размещения ЭМ. Существующие традиционные научно-методические подходы к созданию конструкций из ПКМ в ракетно-космической технике не предусматривают таких требований к материалу и, соответственно, к методам проектирования и эксплуатации. Такие подходы приводят к тому, что, например, после выполнения миссии отделяемые конструкции от РН, изготовленные из традиционных ПКМ, превращаются в трудно утилизируемый техногенный мусор.

Согласно данной концепции предполагается, что головной обтекатель, представляющий собой трехслойную конструкцию с внешними слоями - обшивками из ПКМ различных типов с размещенными между ними заполнителем вместо АСЗ, имеет цилиндрическую форму с коническим сужением в верхней части. Для минимизации тепловых потерь необходимо, чтобы пламя мгновенно распространялось по всему объему заполнителя и его горение обеспечивало эффективный теплообмен продуктов горения с внешними обшивками. В

настоящее время неизвестны ЭМ, скорость горения которых составляла бы метры в секунду. Поэтому в заполнителе необходимо выполнить каналы, по которым пламя распространялось бы по объему заполнителя. Распространение пламени по каналам и щелям является отдельной задачей теории горения.

На Рисунке 2.3 приведены базовые варианты трехслойной конструкции ГО для выбора оптимальных геометрических параметров заполнителя.

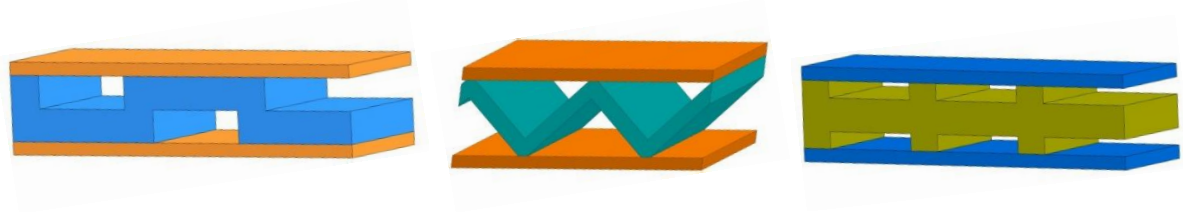


Рисунок 2.3 – Базовые варианты трехслойной конструкций ГО

Оценка массы заполнителя, необходимой для сжигания по уравнению теплового баланса между продуктами горения заряда и нагревом, справедливо только, и то с оговорками, при горении безгазовых ПС типа термитов. Для ракетных топлив основная часть продуктов сгорания представляет собой горячие газы, которые не только участвуют в процессах теплообмена, но и истекают в окружающую среду, унося с собой часть выделившегося тепла.

Кроме того, одной из основных функций ГО является защита полезной нагрузки от аэродинамического нагрева при движении РН в плотных слоях атмосферы. Поэтому минимальная толщина заполнителя определяется величиной, обеспечивающей на внутренней поверхности оболочки ГО заданную температуру до момента ее сброса. Величина минимальной толщины заполнителя определяется из решения задачи теплопроводности для составной оболочки с внутренними каналами.

Таким образом, разработка рекомендаций по выбору конструкции и массы заполнителя для размещения внутри ГО представляет собой сложную задачу, так как определяется не только горением и тепловыделением от заполнителя, но также количеством и геометрическими размерами каналов, их протяженностью и условиями теплообмена в них.

Концепция использования смесевого твердого топлива в качестве заполнителя, способного обеспечить утилизацию ГО после отделения от РН при движении на траектории спуска, предъявляет особые требования к конструкции заполнителя. Конструкция заполнителя должна обеспечить прочностные и температурные характеристики, безопасные режимы горения заполнителя, исключить возможность перехода кондуктивного режима горения в конвективный режим и детонацию, обеспечить полное сгорание как внутренней, так и внешней оболочки ГО. Одним из вариантов конструкции заполнителя является создание между оболочками ГО продольных каналов прямоугольной формы. Ширина канала и толщина перегородок из смесевой композиции должны обеспечивать устойчивые режимы горения в условиях низких давлений.

Толщина сгорающей стенки заполнителя определяет прочностные характеристики ГО. Однако необходимо учитывать влияние давления окружающей среды на возможность самоподдерживающегося режима горения заполнителя.

Устойчивое горение большинства твердых ракетных топлив и достаточно высокая полнота сгорания обеспечивается на высотах от 20 до 1 км, где давление превышает $p > 5.5$ кПа (42 мм рт. ст.), а скорость обтекания газовым потоком становится дозвуковой ($u < 328$ м/с).

Воспламенитель должен обеспечивать быстрое распространение пламени по объему заполнителя, а время горения заполнителя должно быть минимальным (1,5-3 минуты) для уменьшения тепловых потерь в окружающую среду. Это достигается формированием продольных каналов в объеме заполнителя, по которым пламя распространяется по его объему.

Горение твердых ракетных топлив протекает без участия кислорода окружающей среды, поэтому влиянием содержания кислорода в атмосфере на условия горения заполнителя можно пренебречь. Однако горение твердого ракетного топлива протекает преимущественно в газовой фазе и влияние теплового потока из газовой фазы к поверхности горения оказывает существенное влияние на процесс горения и его устойчивость. Величина этого теплового потока

зависит от давления, поэтому сжигание желательно осуществлять на высотах ниже 20 км.

Заполнитель должен иметь низкое значение коэффициента теплопроводности, чтобы защитить полезную нагрузку от теплового воздействия при движении ракеты в плотных слоях атмосферы и должен сохранять свои физические и механические свойства при температурах до 200 градусов С.

Таким образом, к твердому ракетному топливу для сжигаемого заполнителя предъявляются следующие требования.

1. Высокая теплотворная способность при горении.

2. Низкое значение коэффициента теплопроводности. Толщина прослойки заполнителя должна обеспечивать на внутренней обшивке термостойкого пластика температуру не выше 30 градусов С во время всего цикла запуска ракеты-носителя.

3. Заполнитель должен устойчиво гореть при давлении $p > 5.5$ кПа с достаточной полнотой сгорания.

4. Скорость горения должна быть выше $u > 10$ мм/с, чтобы обеспечить быстрое сгорание заполнителя и уменьшить тепловые потери.

5. Заполнитель должен сохранять свои физические и механические свойства при температуре до 200 градусов С.

6. Механические характеристики заполнителя должны позволять формирование продольных каналов для быстрого распространения пламени по внутреннему объему.

Ввиду сложности проведения исследований на образцах реальных конструкций СГО РН, на этапе поисковых теоретико-экспериментальных исследований по выбору материалов обшивки, заполнителя, ЭМ и конструкций из них, исследования проводились на исследовательских демонстрационных образцах (ИДО) трехслойной конструкции, представляющих элемент конструкции СГО (Рисунок 2.4).

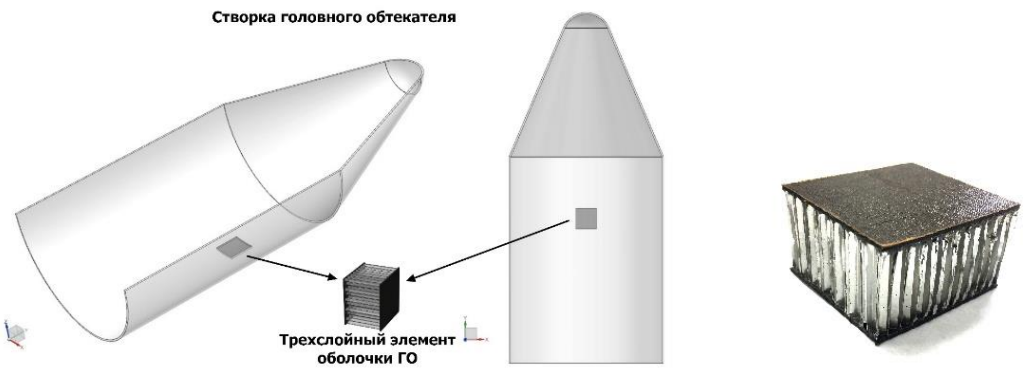


Рисунок 2.4 – Исследовательский демонстрационный образец трехслойной конструкции

При проведении теоретико-экспериментальных исследований требуется:

1. Теоретическое обоснование выбора материалов, из которых изготовлены ИДО, в том числе ЭМ, с обоснованием выбора того или иного состава.

2. Теоретическое обоснование конструкции ИДО из выбранных материалов.

3. Разработка программы экспериментов, которые включают в себя цель и задачи проведения экспериментов; обоснование объемов и количества экспериментов; порядок проведения эксперимента; измеряемые параметры; обоснование средств измерения; описание проведения экспериментов и обоснование способа обработки и анализа результатов.

4. Разработка экспериментальных стендов, включающих в свой состав нагревательный элемент с регистрирующим температуру устройством, который необходим для инициирования химической реакции горения ЭМ. Отвечать требованиям техники безопасности при дальнейшем процессе горения ИДО. Вентиляцию для отвода газообразных продуктов реакции. При необходимости обеспечивать заданную скорость набегающего потока и возможность проведения экспериментов при пониженном давлении.

5. Разработка ИДО, являющихся непосредственными объектами исследований.

Для сжигания ИДО, в соответствии с приведенными концепциями (1 и 2), были проведены теоретико-экспериментальные исследования, которые условно можно разделить на две группы:

а) Внесение изменений в существующую конструкцию ИДО (концепция 1, как обоснование перехода к концепции 2):

Технология 1: размещение в сотах АСЗ пиротехнического состава.

Технология 2: нанесение ПС на несущий слой, например, с помощью клеящих составов.

б) Изменение материалов ИДО и конструкций из них (концепция 2):

Технология 3: замена материала и конструкции АСЗ на ЭМ, в том числе на основе смесевого твердого ракетного топлива.

Технология 4: замена материала и конструкции АСЗ на ЭМ и замена обшивки из углепластика на другой тип ПКМ.

При разработке каждой из указанных технологий необходимо выбирать и разрабатывать материалы и конструкции из них следующим образом:

– необходимо выбирать тип и параметры материалов, их состав и количество таким образом, чтобы обеспечить условия температурного режима в пространстве под обтекателем на участке выведения РН до момента сброса ГО в соответствии с требованиями технического задания;

– параметры конструкции обшивки, заполнителя, массы и схемы распределения ЭМ определяются из условия сохранения заданных требований прочности на участке выведения и условия сжигания конструкции СГО при движении на траектории спуска;

– оценить возможные конструкторские решения, в том числе возможные материалы, используя в качестве прототипа по прочности применяемый АСЗ;

– оценить необходимую массу ЭМ для генерирования заданного количества теплоты при сжигании, необходимой для нагрева обшивки до температуры возгорания и последующего горения в атмосфере;

– минимизировать массу конструкции.

2.2. Выбор материалов исследовательского демонстрационного образца

Концепция 1 [51-53]. *Внесение в существующую конструкцию СГО РН, изготовленных на основе традиционного подхода (обшивки из ПКМ на основе углепластика + алюминиевый сотовый заполнитель), энергетических материалов на основе различных пиротехнических составов для их сжигания на атмосферном участке траектории спуска.*

В существующей трехслойной конструкции ГО несущие слои выполнены из ПКМ на основе углеродных волокон (углепластик) и подкрепляющего АСЗ. Обшивки из углепластика изготавливаются на основе углеродной ленты марки ЛУ-П/0,1 или нового поколения углеродной ленты из нитей марки UMT и связующего ЭНФБ [67].

При теоретической оценке применяемого ПКМ рассматривалась не вся конструкция обшивки, включающая в свой состав несколько слоев, а только один слой. Это допущение позволяет упростить оценку прочности, не прибегая к оценке прочности пакета. С другой стороны, возможно получение упрощенной количественной оценки для частного случая.

Для оценки прочности обшивки ИДО в Таблице 2.1 «Технические характеристики ПКМ типа КМУ-4л-2М» приведены технические характеристики ПКМ конструкции традиционного ГО [43]. Температурный диапазон эксплуатации ПКМ типа КМУ-4л-2М составляет от минус 60 °С до плюс 150 °С [43]. Исходя из характеристик, представленных в таблице 2.1, получены следующие прочностные характеристики монослоя ПКМ типа КМУ-4л-2М:

– поперечный 800 МПа и продольный 24 МПа пределы прочности;

– поперечный 140 ГПа и продольный 10 ГПа модули упругости;

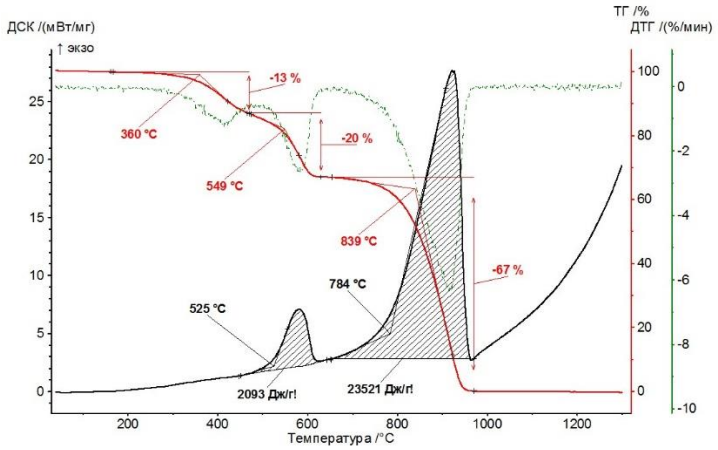
– коэффициент Пуассона 0,3;

– плотность 1450 кг·м$^{-3}$.

Таблица 2.1 – Технические характеристики ПКМ типа КМУ-4л-2М

Наименование материала	**Плотность, кг·м$^{-3}$**	**Коэффициент Пуассона**	**Модуль упругости, ГПа**	**Предел прочности, МПа**
Углеродная лента ЛУ-П/0,1-А	1490	0.24	280	3000
Связующее ЭНФБ	1000	0.31	4	46
Алюминиевый заполнитель	2680	0.3	70	350

В ходе экспериментальных исследований элемента обшивки из углепластика, применяемой на ГО, проводимых в рамках концепции 1, установлено, что при равномерном тепловом нагружении при достижении температуры ~ 400 градусов С наблюдается выгорание эпоксидного связующего в образце, а при достижении ~ 1200 градусов С углеродные волокна образца полностью обугливаются и образец почти полностью теряет свою массу (Рисунок 2.5) [48]. Данные эксперименты проводились с целью определения температуры воспламенения и горения материала образца без учета реальных условий эксплуатации конструкции (отсутствие набегающего аэродинамического потока, скорости движения ГО на траектории спуска и без ограничений по времени нагрева) для последующего выбора ЭМ типа ПС. Согласно литературным данным, максимальная температура при эксплуатации ГО на участке выведения составляет ~ 800 градусов К в области наконечника и равномерно понижается от конусной к цилиндрической части до температуры ~ 300 градусов К [8].



Термограмма изменения массы (ТГ, красная кривая), скорости потери массы (ДТГ, зеленая кривая) и скорости тепловыделения (ДСК, черная кривая)

Рисунок 2.5 – Нагревание образца обшивки из углепластика со скоростью 10 градусов С/мин в потоке воздуха 100 мл/мин

Для выбора наиболее перспективных ПС, прежде всего, были проанализированы данные литературы по существующим ПС [68].

Исследования по выбору ПС представлены в [51]. Для проведения теоретико-экспериментальных исследований выбраны несколько различных рецептур малогазовых и безгазовых составов, включающих:

а) смеси порошков активных металлов с оксидами менее активных металлов;

б) смеси порошков двух металлов или металла с углеродом, способные гореть с выделением большого количества тепла без образования газообразных продуктов реакции.

Малогазовые составы

В качестве активных металлов использовались порошок магния (Mg) или алюминия (Al) с оксидами кобальта (CoO), железа (Fe_2O_3), марганца (MnO_2), ванадия (V_2O_3) и др.

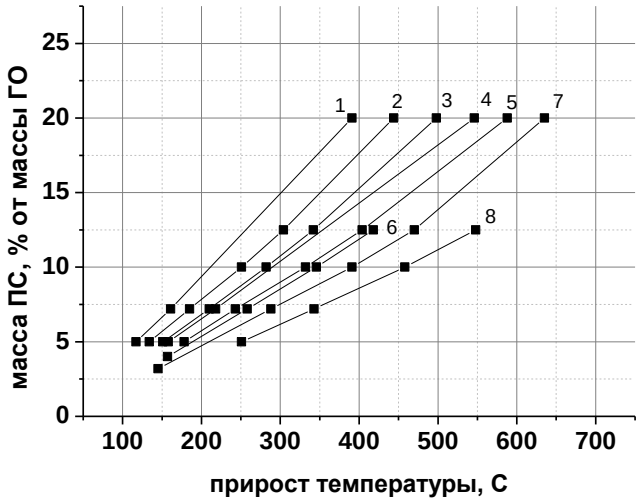
В первом приближении принято, что процесс сгорания ПС происходит мгновенно и все выделенное тепло распределяется между материалом ГО и конденсированными продуктами сгорания ПС. Соответственно, теплопотери в окружающую среду не учитываются.

Для этих составов был определен оценочный прирост температуры системы «ГО + ПС» с помощью программы термохимических равновесий ТЕРРА [69], учитывающий состав ПС (массовое содержание компонентов и их энтальпии образования) и его массу, а также массу материала, из которого изготовлен ГО. Для иллюстрации в расчете принято, что ГО изготовлен из алюминия, который в программе ТЕРРА играет роль инертного материала [70].

В результате расчета термохимических и термодинамических равновесий программа выдает величину прироста температуры всей системы. Результаты представлены в Таблицах 2.2, 2.3 и на Рисунках 2.6, 2.7.

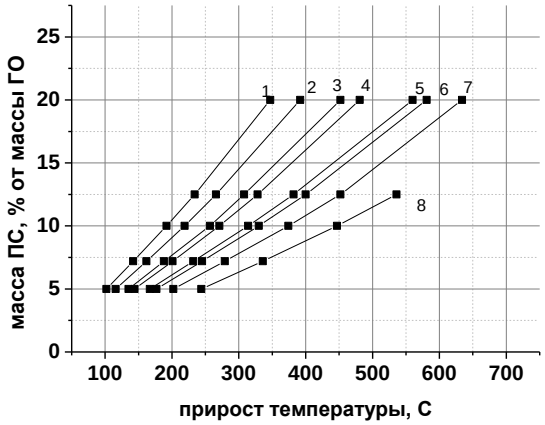
Таблица 2.2 – Зависимость величины нагрева ГО от типа ПС (смеси оксидов металлов с магнием) и доли ПС от массы ГО

Состав ПС			Масса ПС от массы ГО, %	Прирост температуры всей системы, ΔT, K
№	Массовое соотношение компонентов	Теплота сгорания ПС, Q, МДж/кг		
1	33.8%Mg + 66.2% MnO	2.43	5.0	117
			7.2	161
			20	391
2	48%Mg + 52%V_2O_3	2.84	5.0	134
			7.2	185
			10	251
3	47.4%Mg + 52.6%Cr_2O_3	3.19	5.0	151
			7.2	210
			10	282
4	41.9% Mg + 58.1% Mn_3O_4	3.30	5.0	158
			7.2	218
			20	546
5	37.5% Mg + 62.5% MoO_2	3.67	5.0	203
			12.5	404
			20	588
6	32%Mg + 68%CoO	3.81	4.2	157
			7.2	258
			10	346
7	45.1% Mg + 54.9 %Fe_2O_3	4.42	3.3	145
			7.2	288
			10	391
8	55.2% Mg + 44.8% MnO_2	5.27	5.0	251
			7.2	343
			10	458



1 – *MnO*; 2 – V_2O_3; 3 – Cr_2O_3; 4 – Mn_3O_4; 5 – MoO_2; 6 – *CoO*; 7 – Fe_2O_3; 8 – MnO_2

Рисунок 2.6 – Необходимое количество ПС для обеспечения заданного прироста температуры материала алюминиевого ГО для разных ПС на базе стехиометрической смеси магния с оксидами



1 – *MnO*; 2 – V_2O_3; 3 – Cr_2O_3; 4 – Mn_3O_4; 5 – MoO_2; 6 – *CoO*; 7 – Fe_2O_3; 8 – MnO_2

Рисунок 2.7 – Необходимое количество ПС для обеспечения заданного прироста температуры материала алюминиевого ГО для разных ПС на базе стехиометрической смеси алюминия с оксидами

Таблица 2.3 – Зависимость величины нагрева ГО от типа ПС (смеси оксидов металлов с алюминием) и доли ПС от массы ГО

Состав ПС			Масса ПС от массы ГО, %	Прирост температуры всей системы, ΔT, K
№	Массовое соотношение компонентов	Теплота сгорания ПС, Q, МДж/кг		
1	25.5% Al + 74.6% MnO	1.94	5	102
			10	192
			12.5	234
2	36.0% Al + 64.0% V_2O_3	2.24	5	116
			10	219
			20	392
3	35.5% Al + 64.5% Cr_2O_3	2.62	5	135
			10	257
			12.5	308
4	31.6% Al + 68.4% Mn_3O_4	2.80	5	102
			10	192
			20	347
5	28.3% Al + 71.7% MoO_2	3.23	5	167
			10	314
			20	560
6	24.1%Al + 75.9% CoO	3.43	5	177
			10	330
			12.5	400
7	33.8%Al + 67.2 Fe_2O_3	3.98	5	202
			10	374
			20	481
8	41.6% Al + 58.4% MnO_2	4.86	5	244
			10	447
			12.5	536

Из Таблиц 2.2, 2.3 и Рисунков 2.6, 2.7 видно, что эффективность нагрева ГО смесями *Mg* с оксидами металлов оказывается более высокой в среднем на 5-12% по сравнению со смесями *Al* с теми же оксидами.

Из результатов расчетов для проведения последующих исследований сжигания ИДО были отобраны ПС на основе определения теплового эффекта, выделяющегося при их горении, и количества теплоты, необходимой для полного сгорания ИДО.

Был проведен ряд теоретико-экспериментальных исследований с применением различных ПС для сжигания однослойного ИДО – углепластика на основе углеродного жгута HTS-5631 и эпоксидного связующего ЭНФБ толщиной $\delta = 2 \cdot 10^{-3}$ м.

В виду отсутствия систематизированных опубликованных справочных данных по теплофизическим свойствам углепластиков для подбора наиболее эффективных ПС, в электропечи лабораторной SNOL 6,7/1300 при атмосферном давлении со скоростью нагрева 20 градусов С/мин была определена температура воспламенения углепластика данного типа $\mathrm{T_{вс}} \approx 1450$ градусов К.

Исследования проводились с различными рецептурами ПС (Таблица 2.4), у которых равновесная температура реакции ≈ 3000 градусов К.

В первом приближении принято, что все выделенное тепло от сгорания ПС воспринимается ИДО без тепловых потерь в окружающую среду.

Определение теплового эффекта от сгорании ПС массой $m_{\mathrm{ПС}}$ *и количества теплоты, необходимой для начала процесса горения ИДО массой* $m_{\mathrm{ИДО}}$

Количество теплоты, выделяемое при сгорании ПС массой $m_{\mathrm{ПС}}$ определяется из соотношения [71] :

$$Q_{\mathrm{ПС}} = \frac{\Delta \mathrm{H}^0 \cdot m_{\mathrm{ПС}}}{M_{\mathrm{ПС}}} \text{ Дж}, \qquad (2.1)$$

где: $\Delta \mathrm{H}^0$ – энтальпия образования химической реакции, Дж/моль; $M_{\mathrm{ПС}}$ – молярная масса ПС, кг/моль.

Энтальпия (или тепловой эффект) химической реакции равна сумме энтальпий образования продуктов реакции за вычетом суммы энтальпий

образования исходных веществ с учетом коэффициентов (первое следствие закона Гесса) [72]:

$$\Delta H^0 = \sum \Delta H^0{}_{\text{прод}} - \sum \Delta H^0{}_{\text{исх.веществ}} \quad (2.2)$$

Энтальпия образования простых веществ принимается равной нулю.

Молярная масса смеси веществ определяется как сумма молярных масс входящих в смесь индивидуальных веществ.

Расчет теплового эффекта на примере ПС массой $m_{\text{ПС}} = 85 \cdot 10^{-6}$ кг и ИДО массой $m_{\text{ИДО}} = 258 \cdot 10^{-6}$ кг

$$PbO_2 + 2Mg \rightarrow Pb + 2MgO$$

Молярная масса смеси

$$M_{\text{ПС}} = M_{PbO_2} + M_{Mg} = 0{,}239 + 2 \cdot 0{,}024 = 0{,}287 \text{ кг/моль},$$

где: $M_{PbO_2} = M_{Pb} + M_{O_2} = 0{,}207 + 0{,}032 = 0{,}239$ кг/моль, $M_{Mg} = 0{,}024$ кг/моль.

Энтальпия образования химической реакции

$$\sum \Delta H^0{}_{\text{прод}} = \Delta H^0{}_{Pb} + 2 \cdot \Delta H^0{}_{MgO} = 0 - 2 \cdot 601{,}24 = -1202{,}48 \frac{\text{кДж}}{\text{моль}}.$$

$$\sum \Delta H^0{}_{\text{исх.веществ}} = \Delta H^0{}_{PbO_2} + 2 \cdot \Delta H^0{}_{Mg} = -276{,}76 + 0 = -276{,}76 \frac{\text{кДж}}{\text{моль}}.$$

$$\Delta H^0 = -1202{,}48 + 276{,}76 = -925{,}72 \frac{\text{кДж}}{\text{моль}}.$$

Таким образом стехиометрическая смесь $(PbO_2 + 2Mg)$ массой 0,287 кг выделит 925,72 кДж тепла.

Значит количество теплоты, выделяемое при сгорании ПС заданной массы:

$$Q_{\text{ПС}} = \frac{\Delta H^0 \cdot m_{\text{ПС}}}{M_{\text{ПС}}} = \frac{925{,}72 \cdot 10^3 \cdot 85 \cdot 10^{-6}}{0{,}287} = 274 \text{ Дж}.$$

Количество теплоты, необходимой для сжигания ИДО заданной массы, определяется из первого закона термодинамики с учетом отсутствия совершения работы над внешними силами:

$$Q_{\text{ИДО}} = T_{\text{вс}} c \cdot m_{\text{ИДО}}\,, \quad (2.3)$$

где: $T_{вс}$ – температура воспламенения материала ИДО (углепластика), К; $m_{ИДО}$ – масса ИДО, кг; с – удельная теплоемкость материала ИДО (углепластика), Дж/(кг·К).

Удельная теплоемкость с зависит от процентного содержания углеродного волокна и связующего и возрастает от 600 до 1650 Дж/(кг·К). Принимаем с = 1000 Дж/(кг·К).

Тогда

$$Q_{ИДО} = 1450 \cdot 1000 \cdot 258 \cdot 10^{-6} = 374{,}1 \text{ Дж}.$$

Результаты расчета для остальных пиротехнических смесей и ИДО представлены в Таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Результаты расчета

№ п/п	Состав ПС	$m_{ПС}/m_{ИДО}$, млг	Молярная масса $M_{ПС}$, г/моль	Энтальпия $\Delta H^0, \frac{кДж}{моль}$	Теплота $Q_{ПС}/Q_{ИДО}$, Дж
1	$PbO_2 + 2Mg$	85/258	287	-925,72	274/374,1
2	$Fe_2O_3 + 3Mg$	151/146	231,69	-981,52	640/211,7
3	$Fe_2O_3 + 3Mg$	80/105	231,69	-981,52	339/152,3
4	$Co_2O_3 + 2Al$	80/105	218	-1099	403/152,3
5	$SiO_2 + 4Al$	100/105	288	-744	269/152,3
6	$SiO_2 + 2Mg$	100/105	228	-343,18	151/152,3

Для проведения предварительных экспериментов по исследованию процессов воспламенения и горения ИДО ПС, в соответствии с таблицей 2.4, на открытом воздухе был разработан экспериментальный стенд (Рисунок 2.8) [51], который состоит из основания *2*, выполненного из стали 20 ГОСТ 1050-88, на котором крепится стальная стойка *3*. На стойке находится держатель *4*, к которому крепится винтами уголок *6*. На уголке *6* находится подставка *7* с керамическим кольцом *9*. В кольцо *9* помещается ИДО *8*, на поверхности которого помещают ПС *18* и воспламенительный состав *19*.

Для поджига ПС разработана система, которая состоит из траверсы *5*, закрепленной на стойке *3*. На траверсе крепится коромысло *11* с керамической трубкой *14* и нихромовой спиралью *20*. Нихромовая спираль *20* прижимается к

ИДО пружиной *15*. Для подачи напряжения на спираль *20* на основании *2* закрепляют текстолитовый изолятор *13* с клеммами *40*. Температуру горения ПС с образцом измеряют неконтактным инфракрасным пирометром MLG 165 Laborant.

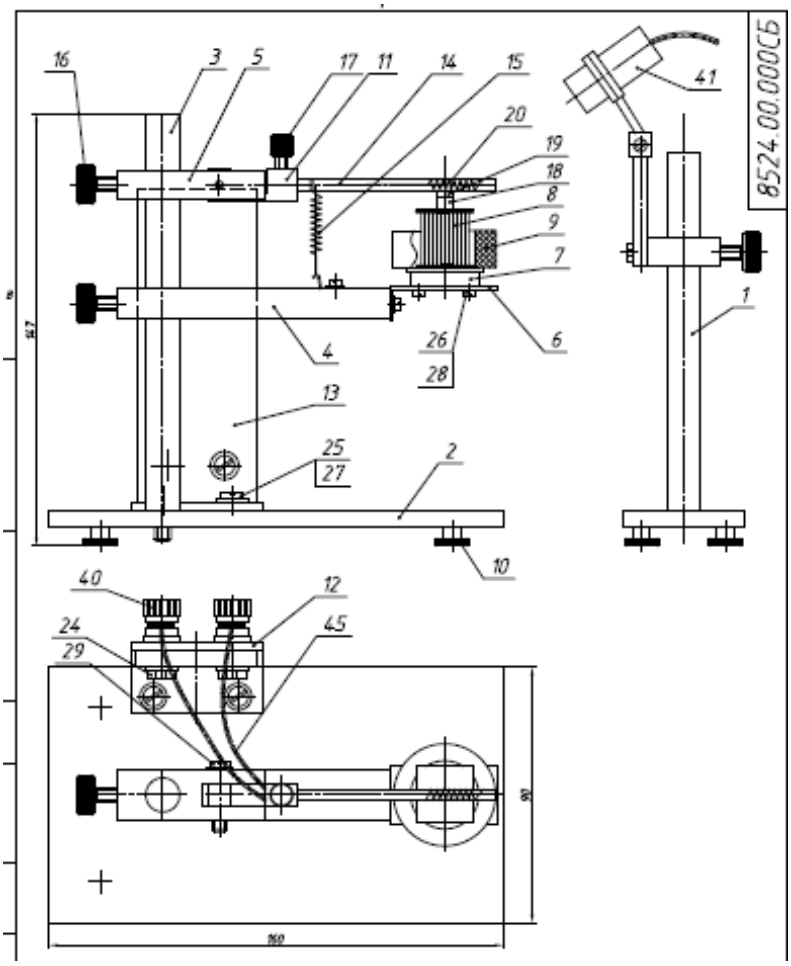


Рисунок 2.8 - Сборочный чертеж экспериментального стенда

Суть работы на стенде состоит в следующем. Приготавливают ПС и воспламенительный состав для ПС в виде спресованных таблеток и систему поджига. В кольцо помещают ИДО, на него размещают ПС и воспламенителя для ПС, нихромовую спираль и все это прижимают пружиной. Затем подают напряжение на спираль, спираль нагревается и происходит процесс горения ПС с образцом. После этого отключают электропитание стенда, вынимают из кольца все, что осталось после горения.

Эксперименты проводили на описанном испытательном стенде на открытом воздухе при атмосферном давлении. Для воспламенения ИДО использовали

отобранные ПС с расчетной температурой конечных продуктов выше 2700 градусов С.

На Рисунке 2.8 испытуемый образец *8*, основной ПС *18*, состав-воспламенитель *19*, нихромовая поджигающая спираль *20*, пирометр MGL-165 Laborant *41*. Данные с пирометра регистрируются с помощью персонального компьютера, чтобы можно было следить за динамикой изменения температуры на исследуемой поверхности.

Результаты проведенных экспериментальных исследований:

Опыт 1. Пиротехнический состав: Оксид железа (III), ТУ 6-09-5346-87 - 75%, алюминий АСД-6М (п/я 22/40) - 25%. Расчетная температура горения 3120 градусов К, масса ПС 0.4 г, плотность экспериментальная 2.75 г/см^3, пористость 35%.

Воспламенительный состав: пероксид бария 75%, алюминий 22%, магний 3% [73]. Расчетная температура горения 2580 градусов К.

ПС в виде таблетки диаметром 6 мм готовились прессованием порошкообразных смесей на ручном гидравлическом прессе с удельной нагрузкой 4670 атм. Поджиг ПС осуществлялся нихромовой спиралью, нагретой до красного каления с помощью подачи напряжения от лабораторного автотрансформатора. Наблюдался поджиг и горение ПС с высокой скоростью с яркой вспышкой белого цвета (температура выше 1500 градусов С). Воспламенения ИДО не наблюдалось. На поверхности ИДО после сгорания ПС остается большое количество продуктов сгорания, т.е. $Fe+Al_2O_3$.

Опыт 2. Использован тот же ПС, что и в опыте 1. С целью уменьшения разбрызгивания раскаленных конденсированных продуктов сгорания ПС исходный состав помещали в кварцевый "саркофаг". При загорании ПС наблюдалась картина, сходная с электросваркой металлов. Воспламенения ИДО не наблюдалось. На поверхности ИДО после сгорания ПС остаются большие куски железа как продукта сгорания.

Опыт 3. В качестве ПС использовалась композиция: калия перхлорат 80%, магний 20%, скорость горения которого более медленная, а расчетная температура горения 3030 градусов К. Воспламенения ИДО не наблюдалось.

Опыт 4. В качестве ПС использовалась композиция: калия перхлорат 85%, алюминий 15%; масса ПС 0.37 г, плотность 2.45 г/см^3; пористость 4%. Расчетная температура горения 3000 градусов К. Состав горит медленно, воспламенения ИДО не наблюдалось, на его поверхности зафиксирована температура не выше 1000 градусов С.

По результатам численного расчета видно, что в случае отсутствия теплообмена с окружающей средой, количество теплоты от ПС достаточно для сжигания ИДО. Однако, как показали эксперименты, в реальных условиях присутствуют большие тепловые затраты из-за низкой теплопроводности и высокой температуры горения материала ИДО. Для того, чтобы достичь требуемого результаты возможно рассмотреть малогазовые ПС с более низкой скоростью протекания реакции и большим тепловыделением.

Безгазовые составы

Исходя из литературных данных и результатов разведочных экспериментов, в качестве возможных ПС для решения поставленной задачи предлагалось рассмотреть механически активированный (МА) состав B_4C - *Ti*. Считается, что взаимодействие титана с углеродом в традиционных порошковых смесях этого состава начинается только после плавления титана (1660 градусов С). Это типичная система самораспространяющегося высокотемпературного синтеза с адиабатической температурой горения больше 3000 градусов К (3210 градусов К) и очень высокими скоростями горения.

В процессе МА порошковых смесей происходит измельчение зерен компонентов с одновременным тщательным смешением, при этом увеличивается площадь контакта зерен между собой и аккумулирование энергии. Механическая активация приводит к снижению температуры инициирования химической реакции на сотни градусов.

Для приготовления исходных реакционных смесей использовались: титан марок ТПП-8 (99,38% *Ti*) и ПТОМ-2 (99 % *Ti*), сажа марки ПМ-15, аморфный бор марки Б-99 Ф (99,5 % *B*) и карбид бора B_4C (ГОСТ 3647-59 и 5744-62).

Механическая активация исходных реакционных смесей проводилась в планетарной шаровой мельнице АГО – 2 с водяным охлаждением [74]. Объем каждого из двух стальных барабанов мельницы 160 $см^3$. Диаметр шаров 8 мм, масса шаров в каждом барабане 200 г, масса образца 10 г. Центробежное ускорение шаров 400 $мс^{-2}$ (40 g). Для предотвращения окисления во время МА барабаны с образцами заполнялись аргоном. После МА образцы выгружались из барабанов в боксе с аргоном. Время активации изменялось с шагом в 1 минуту.

Температура инициирования реакции в полученном составе равна 640 – 650 градусов С, поэтому образцы поджигаются одной нихромовой спиралью и использование запальных смесей не требуется.

Проведенные эксперименты по сжиганию данного МА состава показали, что при сжигании на воздухе или в аргоне, продукты реакции практически полностью сохраняют размеры и форму исходных прессованных образцов. Скорость горения образцов и в аргоне, и на воздухе составляет 8 – 10 м/с.

Температура плавления карбида титана TiC равна ≈ 3017 градусов С, а диборида титана TiB_2 – 2920 градусов С. Согласно литературным данным, в системе TiC – TiB_2 существует эвтектика при температуре 2620 градусов С. Таким образом, в качестве первого приближения, эвтектическую температуру следует считать равно максимальной температуре горения МА состава.

Предварительно проведенные эксперименты подтвердили предположение о максимальной температуре горения состава. На Рисунке 2.9 представлена зависимость температуры от времени горения.

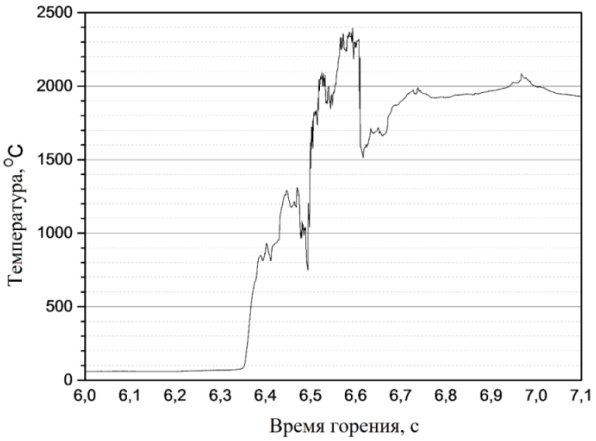
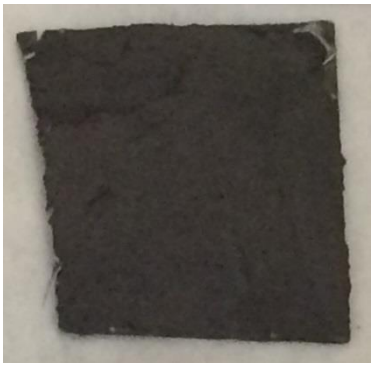


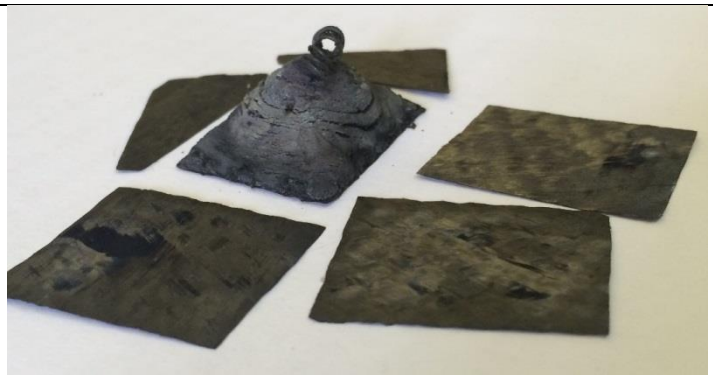
Рисунок 2.9 – Определение максимальной температуры горения состава B_4C - Ti

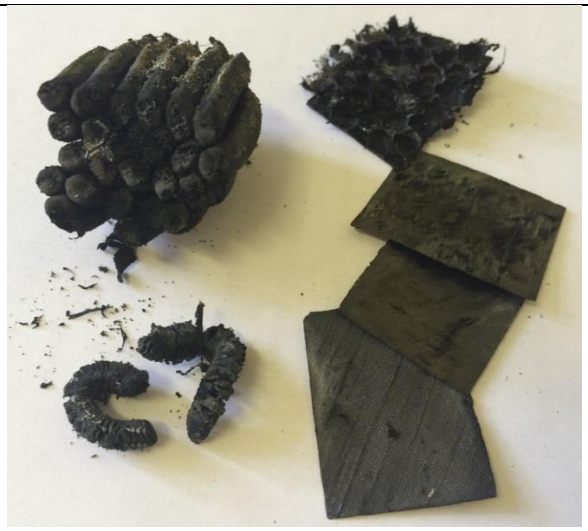
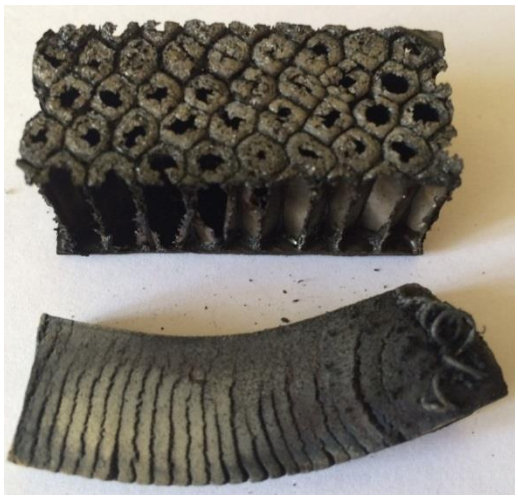
Экспериментальные исследования с отобранным МА составом проводились аналогично экспериментальным исследованиям с малогазовыми составами.

Результаты экспериментов с применением МА в течении 7 минут порошкового состава (Ti – C – B), обеспечивающего безгазовый режим горения, представлены в Таблице 2.5 [52, 65].

Таблица 2.5 - Экспериментальные исследования с МА составом Ti – C – B

№	Описание эксперимента	Результат
1	Размещение ДО размером 8,3x28,4 мм, толщиной 2 мм в образце МА порошка (5Ti – C – B) массой 10 г насыпной плотности	- продукты реакции конденсированные и в том же объеме, что исходный порошок; - связующее ДО выгорает полностью, углеродные волокна легко рассыпаются послойно.
2	Однослойный ДО с нанесенным с помощью поливинилового спирта составом (5Ti – C – B)	 - продукты реакции конденсированные и в том же объеме, что исходный порошок; - полное выгорание связующего, углеродные волокна легко рассыпаются послойно.

		
3	Размещение МА состава (5Ti – C – B) в виде порошка в АСЗ двухслойного ДО (обшивка из углепластика + АСЗ)	- выгорание АСЗ; - полное выгорание связующего, углеродные волокна легко рассыпаются послойно; - конденсированные продукты реакции МА состава в виде плотного прочного продукта цилиндрической формы.
4	Аналогичен эксперименту №3 с разницей в составе используемого порошка. В данном эксперименте применялся МА состав (4Ti – C – B).	- выгорание АСЗ; - полное выгорание связующего, углеродные волокна легко рассыпаются послойно; - конденсированные продукты реакции МА состава в виде увеличенных цилиндров, менее плотного и прочного, чем в Эксперименте №3. Видны следы так называемого автоколебательного (послойного) горения.

		
5	Размещение спрессованного состава 4Ti – C – B размером 15х40 мм, толщиной 7 мм, массой 10 г на трехслойном ДО размером 47х15 мм	- продукты реакции прочные и плотные, сохранили исходную форму и размер; - верхний слой обшивки из углепластика, контактирующий с МА составом рассыпается послойно, ввиду полного выгорания связующего; - остальные элементы ДО без изменений. 
6	Размещение МА состава (4Ti – C – B) с применением поливинилового спирта в двухслойном ДО (обшивка из углепластика + АСЗ). Спирт выступает в качестве пластификатора.	- выгорание АСЗ; - полное выгорание связующего, углеродные волокна легко рассыпаются послойно; - продукты реакции хрупкие;

Характерной особенностью проведенных экспериментов является полное выгорание связующего из ИДО и распад обшивки из углепластика на слои по всей толщине. Это говорит о том, что выделяемое тепло от продуктов реакции прогревает ИДО до температуры порядка 600-700 градусов С. Однако, этого тепла не хватает для воспламенения углеродных волокон. Отрицательным результатом является наличие конденсированных продуктов реакции, которые практически полностью идентичны по форме и размеру исходному порошку.

Полученные результаты явились основанием для уточнения положений концепции сжигания ИДО (концепция 2) и рассмотрения вариантов замены материалов конструкции.

Концепция 2 [52, 53]. *Замена используемого традиционного ПКМ обшивок на другой тип ПКМ с меньшей энергией активации, а также замена алюминиевого сотового заполнителя на заполнитель, выполненный из энергетического материала, обладающего заданной прочностью, тепловыделением и способным гореть в безвоздушном пространстве.*

Из результатов экспериментальных исследований установлено, что активное окисление углеродных нитей возможно только на воздухе при большом содержании кислорода и при температурах более 600 градусов С, если же среда инертная, то углеродные волокна не деградируют до температур 1400 градусов С и более, что определяется температурами термообработки на стадии их изготовления. Также в работах [75-80] показано, что традиционные ПКМ, используемые при проектировании и изготовлении конструкций отделяющихся частей от РН обладают такими термопрочностными характеристиками, что их сжигание в процессе полёта на траектории спуска за ограниченный интервал времени (до 1000 сек) требует значительного подвода теплоты. А подвод требуемого количества теплоты приводит к необходимости размещения на борту значительного количества ПС, что существенно снижает массу выводимого полезного груза.

Это стало основанием для перехода к концепции 2, а именно: в качестве обшивок боковых поверхностей трехслойных конструкций вместо углепластика

предложено рассмотреть другой тип ПКМ – органопластик на основе параарамидных волокон, а вместо АСЗ рассмотреть заполнитель – конструкцию из ЭМ, типа смесевых твердых ракетных топлив.

Благодаря высокой жесткости и высокой плотности упаковки макромолекул, параарамидные волокна термостабильны как при повышенных температурах, так и при пониженных температурах (вплоть до минус 196 градусов С), устойчивы к циклическому тепловому воздействию. Наиболее известными среди органических пararамидных волокон считаются волокна на основе жидкокристаллических полиамидов: Кевлар (США), Тварон (Голландия), Терлон (Россия) и их сополимеров: СВМ (Россия), Армос (Россия), Технора (Япония). Их отдельные свойства приведены в Таблице 2.6.

Таблица 2.6 – Свойства органических волокон

Марка волокна	Плотность, кг/м^3	Прочность при растяжении, МПа	Модуль упругости, ГПа	Удлинение при разрыве, %	Химическая природа полимера
«Русар-С»	1420	6000	160	3,6-4,0	Параарамид
«Армос»	1450	5000-5500	140-142	3,5-4,5	Параарамид
«СВМ»	1430	3800-4200	120-135	4,0-4,5	Параарамид
«Кевлар-129»	1440	3200	75-98	3,6	Параарамид
«Тварон»	1440	2800	80-120	3,3-3,5	Параарамид
«Технора»	1390	3000-3400	71-83	4,2	Параарамид

Исследования по оценке температур горения параарамидных нитей показали, что происходит их полная деградация при температурах от 474градусов С до 540 градусов С [81].

Физико-механические и теплофизические характеристики органопластика на основе параарамидных нитей и эпоксидного связующего в сравнение с углепластиком приведены в Таблице 2.7.

Уровень прочностных характеристик отечественных органопластиков сопоставим или выше отечественных углепластиков, однако, жесткостные характеристики ниже. Разработаны отечественные параарамидные нити с модулем упругости при растяжении вдоль главной оси около 200 ГПа, что сопоставимо с модулем упругости углеродных нитей. Выполненные исследования по оценки температур горения органопластиков на основе параарамидных нитей и

эпоксидных связующих показали, что происходит их полная деградация при температурах около 600 градусов С [81].

В ПКМ также в качестве наполнителя в эпоксидное связующее добавлен мелкодисперсный алюминиевый порошок для повышения теплопроводности [82]. В результате анализа литературных данных и проведённых экспериментальных исследований [81] наиболее приемлемый состав ПКМ: арамидная ткань СВМ 54 – 56 %, эпоксидное связующее ЭД-20 41 – 43%; алюминиевый порошок 2,7 – 3% с дисперсностью от 20 до 80 мкм.

Таблица 2.7 – Физико-механические и теплофизические характеристики органопластика для обшивок ИДО в сравнение с углепластиком

Физико-механические и теплофизические характеристики	Органопластик из ткани СВМ и эпоксидного связующего ЭД-20	Углепластик на основе ленты ЛУ-П/0,1 схемы армирования [0/90]n и эпоксидного связующего ЭД-20
Плотность, кг/м^3	1250	1490
Модуль упругости первого рода вдоль оси X, ГПа	48	56
Модуль упругости первого рода вдоль оси Y, ГПа	34	54
Модуль упругости первого рода вдоль оси Z, ГПа	10	12
Модуль сдвига в плоскости XY, ГПа	7,2	7,8
Модуль сдвига в плоскости YZ, Гпа	4,4	4,8
Физико-механические и теплофизические характеристики	Органопластик из ткани СВМ и эпоксидного связующего ЭД-20	Углепластик на основе ленты ЛУ-П/0,1 схемы армирования [0/90]n и эпоксидного связующего ЭД-20
Модуль сдвига в плоскости XZ, ГПа	5,1	5,2
Коэффициент Пуассона в плоскости XY	0,22	0,24
Коэффициент Пуассона в плоскости YZ	0,11	0,12
Коэффициент Пуассона в плоскости XZ	0,08	0,12
ТКЛР вдоль оси X, К$^{-1}$	$-1{,}4\cdot10^{-6}$	$0{,}8\cdot10^{-6}$
ТКЛР вдоль оси Y, К$^{-1}$	$-5{,}0\cdot10^{-6}$	$0{,}7\cdot10^{-6}$
ТКЛР вдоль оси Z, К$^{-1}$	$42\cdot10^{-6}$	$42\cdot10^{-6}$
Коэффициент теплопроводности вдоль оси X, Вт/(м·К)	0,19	3,6
эффициент теплопроводности вдоль оси Y, Вт/(м·К)	0,185	3,5
Коэффициент теплопроводности вдоль оси Z, Вт/(м·К)	0,2	0,22
Удельная теплоемкость, Дж/(кг·К)	1200	1400

Исследования по выбору материалов для конструкции ИДО проводились совместно с АО «Композит», Научно-исследовательским институтом прикладной математики и механики Томского государственного университета.

Заполнитель представляет собой сгораемую смесевую композицию из полимерного связующего с неорганическим окислителем и высокоэнергетическим горючим.

Основными критериями для выбора материала заполнителя являются:

1) Адиабатическая температура горения ЭМ (Ta) должна превышать 1800 градусов К и в тоже время не превосходить минимальную температуру кипения (разложения) исходных компонентов или продуктов реакции (Tp):

$$T_p > T_a > 1800\ K$$

2) Массовая доля конденсированных продуктов сгорания ЭМ (Z) должна быть максимальной:

$$Z \sim 1$$

3) Обеспечение минимального значения коэффициента массы (Km):

$$K_m = \frac{m_2}{m_1} = \frac{c_1(T_{ign} - T_0)}{Z c_2(T_a - T_{ign})}$$

где: c_1, c_2 – удельная теплоемкость материала обшивки и заполнителя; T_0 – начальная температура обшивки; T_a – адиабатическая температура горения заполнителя; T_{ign} – адиабатическая температура горения обшивки.

4) Энергомассовые характеристики заполнителя определяются параметрами обшивки:

– минимальная плотность материала заполнителя;

– адиабатическая температура горения материала заполнителя выше температуры зажигания материала обшивки;

– калорийность заполнителя должна обеспечивать минимальное значение коэффициента массы;

– заполнитель должен устойчиво зажигаться и гореть при низких давлениях.

5) Прочностные характеристики определяются геометрией заполнителя:

– прочность конструкции заполнителя должна быть близкой к прочности алюминиевого сотового заполнителя (20-40 МПа);

– заполнитель должен сохранять свои механические свойства в диапазоне температур (120-150 градусов С);

– материал должен обеспечивать возможность его формирования в выбранную конструкцию;

– прочность на изгиб и сжатие должна превышать значения аэродинамической нагрузки.

В соответствии с критериями выбора композиций ЭМ для заполнителя ИДО были рассмотрены образцы с базовыми составами ЭМ, где в качестве окислителя использовался перхлорат калия $KClO_4$, нитрат стронция $Sr(NO_3)_2$ и перхлорат аммония NH_4ClO_4, в качестве горючего-связующего – СКДМ-80 и эпоксидная смола К-153, в качестве энергетической добавки – порошок алюминия марки АСД-4. Компонентные составы базовых композиций ЭМ, выбранных для проведения теоретико-экспериментальных исследований, приведены в Таблице 2.8 [55].

Таблица 2.8 – Компонентные составы исследуемых образцов ЭМ

Индекс состава	Содержание компонентов, масс. %					
	Окислитель			Горючее-связующее		Al
	$KClO_4$	NH_4ClO_4 (60/40)	$Sr(NO_3)_2$	СКДМ-80	К-153	
А1	75	–	–	10	–	15
А3	–	–	75	10	–	15
А5	75	–	–	–	10	15
А7	–	–	75	–	10	15
А9	–	75	–	–	10	15
А10	–	75	–	10	–	15
	отвердитель $ТОН_2$–0.5 масс. % сверх 100%					

В составах А5, А7, А9 в качестве горючего-связующего входит смола эпоксидная модифицированная К-153, являющаяся продуктом модификации эпоксидиановой смолы марки ЭД-20 олигоэфиракрилатом МГФ-9 и тиколом и представляет собой композицию на основе эпоксидиановых смол, модификаторов и пластификаторов [83]. Низкая вязкость смолы, высокая адгезия к различным материалам, стойкость к маслам, хорошая совместимость с широким кругом

наполнителей, позволяет получать на ее основе клеи, полимерные покрытия и различные композиционные материалы с заданным комплексом эксплуатационных свойств. Использование модификаторов и пластификаторов снижает хрупкость и повышает механическую прочность материалов.

2.3. Компьютерное моделирование исследовательского демонстрационного образца различной геометрии из выбранных материалов

Методика определения геометрического облика ИДО из выбранных материалов включает: а) разработку физико-математической модели определения геометрического облика ИДО; б) разработку компьютерной модели определения геометрического облика ИДО, которая носит итерационный характер, включающий в свой состав три этапа.

Этап 1. Разработка предварительного геометрического облика ИДО, моделирующего основные свойства элемента оболочки конструкций головного обтекателя РН.

На данном этапе формируются требования к ЭМ для изготовления заполнителя ИДО; определяются базовые варианты конструкции ИДО для проведения теоретико-экспериментальных исследований; определяются оптимальные геометрические параметры заполнителя, в частности, размеры каналов и их количество для движения продуктов сгорания ЭМ из условия максимальной передачи теплоты горячими продуктами сгорания ЭМ к обшивкам, при этом обшивки полагаются несгораемыми по аналогии с корпусом двигателя с твердым ракетным топливом.

Этап 2. Уточнение геометрического облика элементов ИДО.

На данном этапе формируются требования к ПКМ для изготовления сжигаемых обшивок ИДО и осуществляется выбор соответствующих материалов; разрабатывается технология изготовления ПКМ с требуемыми характеристиками (температурные рабочие диапазоны и температура активации, требованиями по прочности); проектируется конструкция сгораемой обшивки с учётом

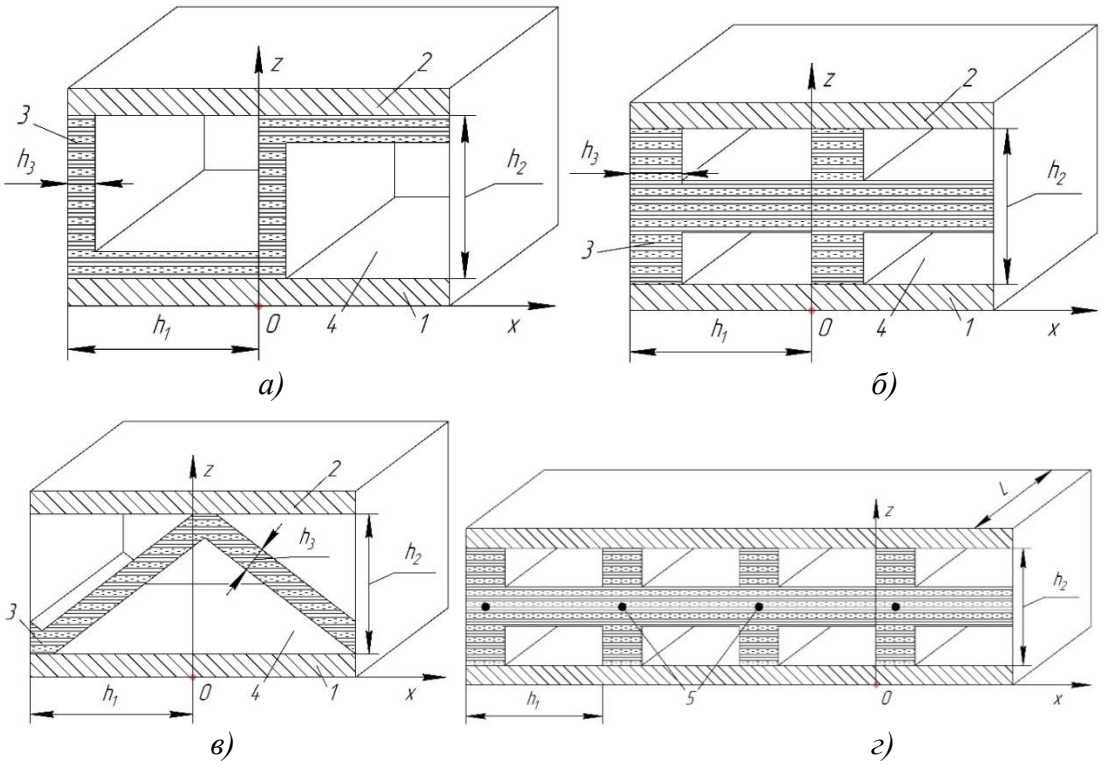
предъявляемых требований; определяются теплофизические характеристики материалов для моделирования процесса тепло-и массообмена ИДО; уточняются оптимальные геометрические характеристики элементов ИДО (обшивок, заполнителя и типа ЭМ) из условия обеспечения прочности и минимальной массы.

Этап 3. Теоретико-экспериментальные оценки по прочности, сжигаемости ИДО.

На данном этапе рассматривается инициализация процесса зажигания заполнителя; оцениваются прочности заполнителя, обшивки, ИДО; проводятся теоретико-экспериментальные оценки сжигаемости ИДО в условиях набегающего воздушного потока и пониженного давления; сравниваются полученные результаты с требуемыми и, в случае нарушений требований по массе, прочности, сжигаемости, осуществляется переход к выбору нового типа ЭМ, конструкции заполнителя, обшивки, ИДО, т.е. переход на этап 1.

Разработан метод [84], в основе которого физико-математическая модель на основе упрощенных уравнений Навье-Стокса, в котором рассматривается тепло- и массообмен при сжигании заполнителя из ЭМ с обшивками при воздействии набегающего потока воздуха для различных составов заполнителя и различных вариантов его геометрических характеристик, а также с учётом характеристик материала обшивки. На основе этого метода для расчета геометрических параметров конструкции заполнителя сжигаемого ИДО разработаны программы для ЭВМ [85-87]. На Рисунке 2.10 приведены расчетные схемы базовых конструкций заполнителя трех типов: прямоугольный канал (*а*), усложненный прямоугольный канал (*б*) и треугольный канал (*в*), которые были описаны в разработанном программном продукте.

Описание физико-математической модели, упрощения, допущения и примеры расчета приведены в работе [84]. В диссертационной работе приведены результаты компьютерного моделирования этапа 1 выбора предварительного геометрического облика ИДО для оценки сжигаемости ИДО из выбранных материалов (Рисунок 2.11).



1 – нижняя обшивка; *2* – верхняя обшивка; *3* – толщина слоя ЭМ заполнителя h_3; *4* – канал движения продуктов горения ЭМ; *5* – точки инициализации горения ЭМ; *L* – длина ИДО; h_1 – средняя ширина отдельного канала; h_2 – расстояние между обшивками

Рисунок 2.10 – Расчётная схема отдельных каналов для обобщённых типов конструкций ИДО трех типов*: а), б), в)* и целой конструкции ИДО *г)* (с 8 каналами) для варианта *б)*

Рисунок 2.11 – Схема выбора ЭМ и геометрических параметров заполнителя на этапе 1

В соответствии с разработанным методом [84], для моделирования использовались следующие исходные данные, граничные условия и допущения:

– теплофизические характеристики элементов ИДО (обшивок и заполнителя);

– теплофизические характеристики среды;

– условия симметрии ИДО;

– на наружную поверхность нижней обшивки ИДО задано условие естественной конвекции с начальной температурой 250 К и коэффициентом теплоотдачи 260 Вт/(м^2·К);

– в заполнителе задано объемное тепловыделение и параметры горения с учетом экспериментальных данных;

– на фронтальной поверхности задана скорость набегающего потока воздуха – от 15 м/с до 70 м/с с температурой окружающей среды, соответствующей высоте движения на участке спуска;

– обшивки ИДО приняты ортотропными материалами, а заполнитель ИДО – изотропным материалом;

– не учитывается изменение физико-механических и теплофизических характеристик материалов от температуры.

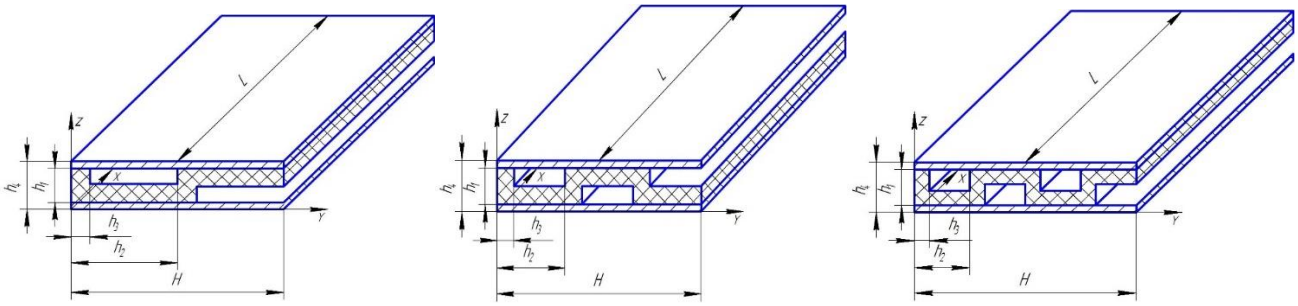
В качестве критерия оптимизации геометрических параметров конструкции заполнителя принято количество потерь тепловой энергии в % при сжигании заполнителя, который имеет следующий вид:

$$\delta = \frac{Q_0 - Q_1 - Q_2}{Q_0} 100\%,$$

где: Q_0 – общая энергия для одного канала шириной h_1, выделяемая при сжигании ЭМ, Q_1, Q_2 – теплоты, приобретённые нижней и верхней обшивками на участке канала шириной h_1.

Расчет температур обшивок ИДО для базовых типов конструкций заполнителя (Рисунок 2.10) проводился для составов ЭМ, приведенных в Таблице 2.8. В качестве материала обшивок рассматривался традиционный ПКМ на основе углеродных волокон и органопластик с модифицирующим связующим [81].

В Таблицах 2.9-2.11 и на Рисунках 2.12, 2.13 приведены результаты расчета для двух-, трех- и четырехканального ИДО в соответствии с расчетной схемой (Рисунок 2.14) для двух вариантов составов заполнителя, близких по составу: *А)* 75% – перхлорат калия $KClO_4$, 10% – эпоксидная смола *ЭД-5*, 15% – порошок алюминия *Al*; *Б)* 80% – перхлорат калия $KClO_4$, 10% – эпоксидная смола *ЭД-5*, 10% – порошок алюминия *Al*.



а) б) в)

Рисунок 2.14 – Расчетные схема заполнителя: а) два канала; б) три канала; в) четыре канала

Таблица 2.9 – Результаты определения геометрических параметров заполнителя с составом *А)*

	M, г	**L, мм**	**H, мм**	h_1**, мм**	h_2**, мм**	h_3**, мм**	h_4**, мм**
2 канала	45	60	60	10	30	5,4	14
3 канала				10	20	5,0	14
4 канала				12	15	4,0	16

Таблица 2.10 – Результаты определения геометрических параметров заполнителя с составом *Б)*

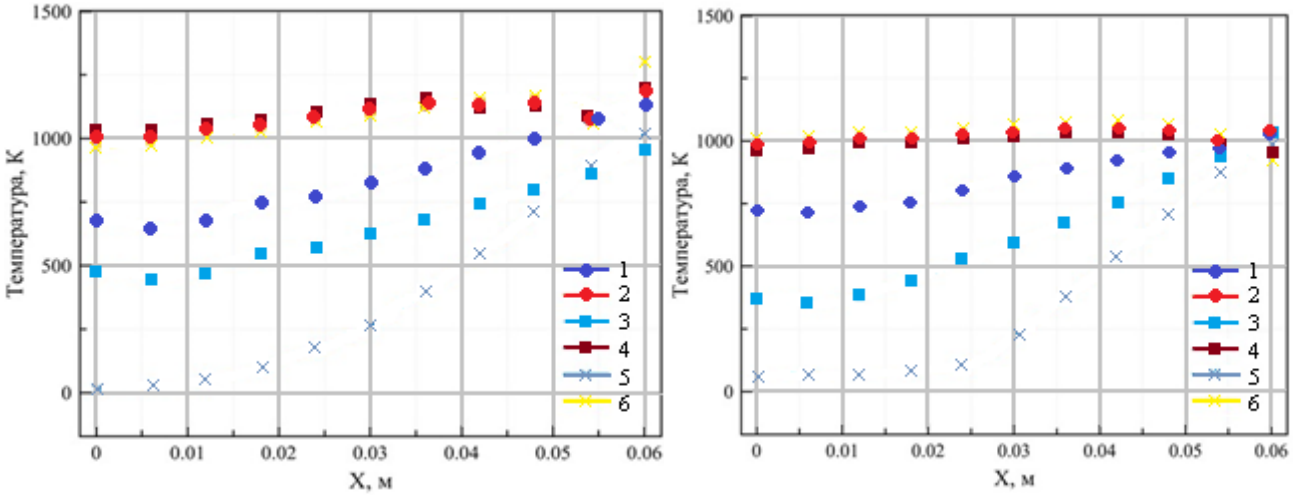
	M, г	**L, мм**	**H, мм**	h_1**, мм**	h_2**, мм**	h_3**, мм**	h_4**, мм**
2 канала	45	60	60	10	30	5,4	14
3 канала				10	20	5,0	14
4 канала				10	15	4,6	14

Таблица 2.11 – Характеристики газового потока

	$(75\%\ KClO_4) + (10\%$ ЭД5$) + (15\%\ Al)$				$(80\%\ KClO_4) + (10\%$ ЭД5$) + (10\%\ Al)$			
	$\boldsymbol{\delta}$, %	$\boldsymbol{U_x}$, м/с	$\boldsymbol{P_L}$, Па	Δ	$\boldsymbol{\delta}$, %	$\boldsymbol{U_x}$, м/с	$\boldsymbol{P_L}$, Па	Δ
2 канала	92,44	66,74	50000 - 50110	0,38	92,33	55,75	50000 - 50365	0,37
3 канала	94,17	109,33		0,39	93,51	91,59		0,38
4 канала	94,50	125,30		0,42	94,83	130,85		0,38

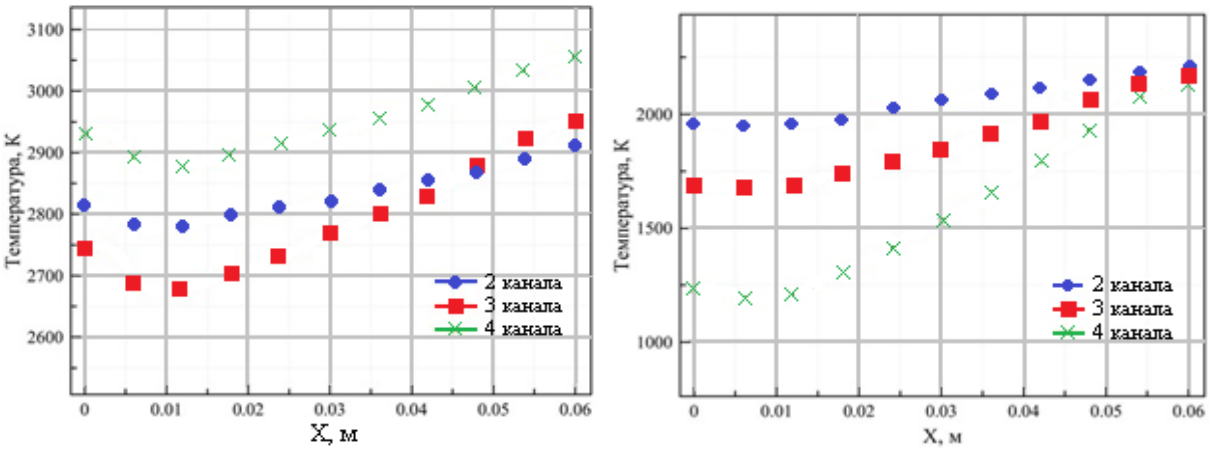
Где: δ – общие теплопотери в канале, U_x – скорость движения газов в потоке, P_L – давление

газового потока в канале; Δ – коэффициент объемного заполнения, определяемый как $\frac{S_к \cdot L}{S_{об} \cdot L}$, где $S_к$ – общая площадь каналов, $S_{об}$ – площадь сечения образца, L – длина канала.



а) б)

Рисунок 2.12 – Изменение средних температур нагрева обшивок на момент окончания времени горения заполнителя: а) состав заполнителя *А)*; б) состав заполнителя *Б)*, где: *1, 3, 5* – обшивки без прилегания заполнителя; *2, 4, 6* – обшивки с прилеганием заполнителя

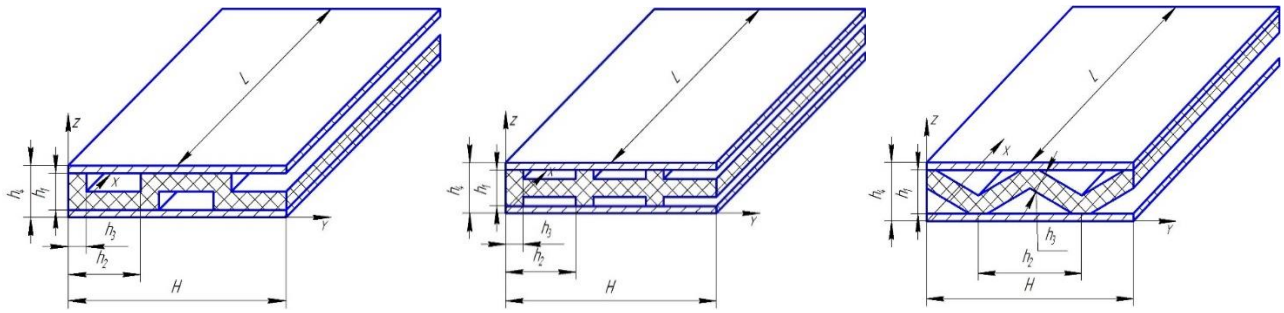


а) б)

Рисунок 2.13 – Средние температуры потока газа в канале: а) состав заполнителя *А)*; б) состав заполнителя *Б)*

Полученные результаты расчета на Рисунке 2.12 показывают среднюю температуру прогрева обшивок в зависимости от геометрии заполнителя и применяемых материалов ИДО с учетом тепловых потерь. На Рисунке 2.13 приведены средние температуры потока газа в канале. Из приведенного расчета следует, что при непосредственном контакте заполнителя с обшивкой, ее температура достигает порядка 1000 градусов К, при этом в двухканальном ИДО наблюдается лучший прогрев газовым потоком второй несущей стенки ИДО вследствие меньшей скорости движения газов в канале.

Моделирование проводилось также для одного состава ЭМ, но разной геометрии заполнителя. В Таблице 2.12 и на Рисунке 2.15 приведены результаты расчета для разных типов конструкций ИДО в соответствии с расчетной схемой (Рисунок 2.16). В качестве исходных данных материала обшивок принят органопластик с модифицированным эпоксидным связующим, заполнитель –75% – перхлорат калия $KClO_4$, 10% – эпоксидная смола *ЭД-5*, 15% – порошок алюминия *Al*.

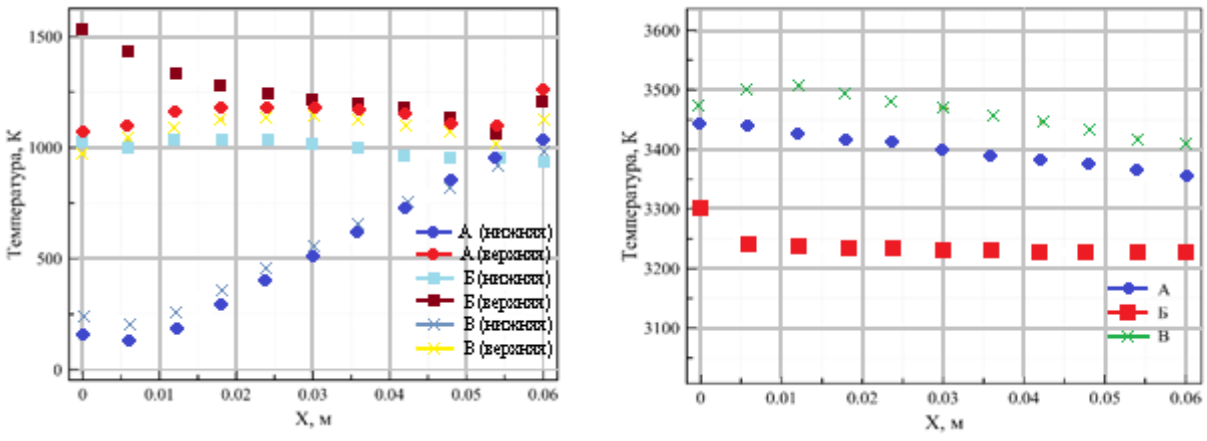


А) Б) В)

Рисунок 2.16 – Расчетные схемы заполнителя: А) прямоугольный канал; Б) усложненный прямоугольный канал; В) треугольный канал

Таблица 2.12 – Результаты определения геометрических параметров заполнителя и характеристик газового потока

	M, г	**L, мм**	**H, мм**	h_1, мм	h_2, мм	h_3, мм	h_4, мм	δ, %	U_x, м/с	P_L, Па	Δ
А)	45	60	60	10	20	5,0	14	94,97	107,59	50 000 - 50 400	0,38
Б)				10	20	5,0	14	92,54	196,09		0,38
В)				13	20	6,0	17	96,11	120,34		0,37



а) б)

Рисунок 2.15 – Результаты расчета: а) изменение средних температур нагрева обшивок на момент окончания времени горения заполнителя; б) средние температуры потока газа в канале

Как следует из приведенных результатов, размещение заполнителя по схеме «усложненный прямоугольный канал» (рисунок 2.16, Б) обеспечивает прогрев обшивок до температур свыше 1000 градусов К, при этом у этой схемы минимальные потери при одинаковых исходных данных.

Таким образом, на основании результатов расчета можно определить оптимальный геометрический облик ИДО, обеспечивающий лучший прогрев обшивок с учетом тепловых потерь в зависимости от геометрии заполнителя и материалов ИДО.

На основе разработанного метода [84] и программ определения геометрических характеристик заполнителя в зависимости от температур прогрева несущих слоев [85-87], был определен геометрический облик экспериментальных ИДО, выполненных из отобранных материалов.

2.4 Выводы по Главе 2

1. Описаны основные положения сжигания СГО при движении на пассивном участке траектории спуска за счет подвода дополнительной тепловой энергии от реакции горения ЭМ в двух итерациях предлагаемой концепции:

- внесение в существующую конструкцию СГО РН, изготовленных на основе традиционного подхода (обшивки из ПКМ на основе углепластика + алюминиевый сотовый заполнитель), ЭМ на основе различных ПС для их сжигания на атмосферном участке траектории спуска;

- замена используемого традиционного ПКМ обшивок на другой тип ПКМ с меньшей энергией активации, а также замена АСЗ на заполнитель, выполненный из ЭМ, обладающего заданной прочностью, тепловыделением и способным гореть в безвоздушном пространстве.

2. Приведены результаты теоретических и экспериментальных исследований по выбору ЭМ типа ПС, сжигания ИДО для первой итерации предлагаемой концепции, при выполнении которых установлено, что применяемые в настоящее время в конструкции СГО РН материалы (ПКМ на основе углеродных волокон и АСЗ) обладают такими термопрочностными

характеристиками, что их сжигание в процессе полёта на траектории спуска за ограниченный интервал времени (до 1000 сек) требует значительного подвода теплоты, что приводит к существенному увеличению массы ПС. Полученные результаты явились основанием перехода к варианту замены применяемых в конструкции СГО РН материалов.

3. Приведены материалы для проведения теоретико-экспериментальных исследований по варианту замены материалов ИДО. В качестве материала обшивки предлагается рассмотреть органопластик с модифицирующим связующим, в качестве заполнителя – смесевые твердые ракетные топлива, где в качестве окислителя используется перхлорат калия $KClO_4$, нитрат стронция $Sr(NO_3)_2$ и перхлорат аммония NH_4ClO_4 с эпоксидной смолой в качестве горючего-связующего и энергетической добавки в виде порошка алюминия.

4. Приведена методика определения геометрического облика ИДО из выбранных материалов, которая включает: а) разработку физико-математической модели определения геометрического облика ИДО; б) разработку компьютерной модели определения геометрического облика ИДО. В основе разработанной методики лежат расчетные схемы конструкций заполнителя трех типов, выполненные в виде конструкции с каналами прямоугольной формы, усложненной прямоугольной формы и треугольной формы.

5. Приведены результаты компьютерного моделирования геометрического облика ИДО из выбранных материалов, которые позволяют определить геометрию заполнителя ИДО из условия максимального прогрева обшивок ИДО. На основании данного моделирования определены конструкции заполнителя для проведения экспериментальных исследований сжигания ИДО.

ГЛАВА 3. Методика проведения эксперимента сжигания исследовательского демонстрационного образца, изготовленного из полимерного композиционного материала и энергетического материала

Методика проведения эксперимента сжигания ИДО, изготовленных из выбранных материалов, в общем виде состоит из блоков, представленных на Рисунке 3.1.

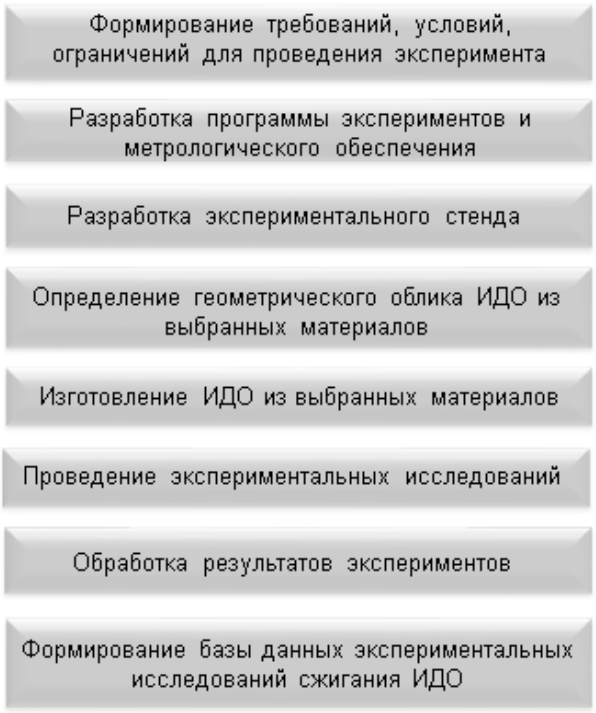


Рисунок 3.1 – Методика проведения эксперимента сжигания ИДО

Изготовление экспериментальных ИДО и проведение экспериментальных исследований с ЭМ при атмосферном давлении проводилось совместно с Научно-исследовательским институтом прикладной механики и математики Томского государственного технического университета.

Основными условиями и ограничениями при проведении экспериментов по оценке возможности сжигания ИДО являлись:

– экспериментальные исследования проводились при температуре окружающей среды 16 градусов С;

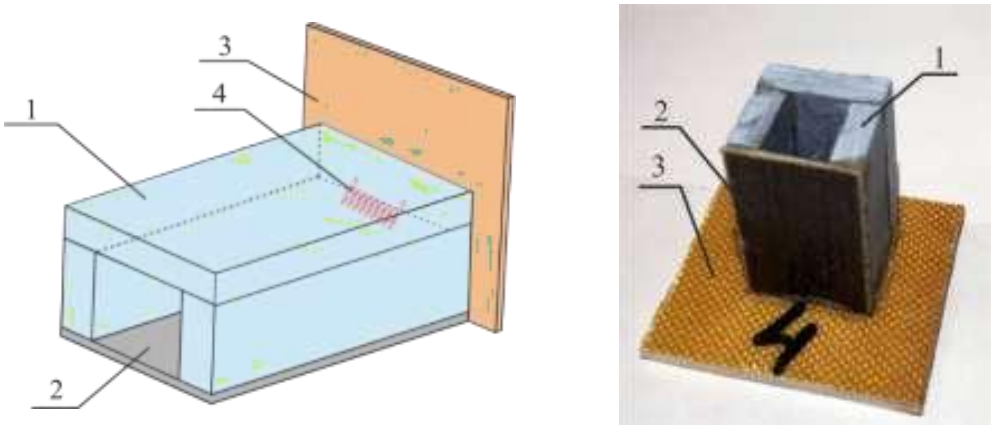
– инициация зажигания ЭМ осуществлялась нихромовой спиралью при температуре 1000-1200 градусов С;

– условия завершения эксперимента – прогорание ЭМ.

3.1. Разработка заполнителя разной геометрической конфигурации и изготовление экспериментальных исследовательских демонстрационных образцов

В качестве ИДО выбраны конструкции с одним, двумя и четырьмя прямоугольными каналами для продуктов сгорания (Рисунок 2.10а), с одним и двумя каналами с треугольным каналом (рисунок 2.10в) и ИДО четырехканальной конструкции (рисунок 2.10г). Материал обшивки ИДО – органопластик из ткани СВМ и эпоксидного связующего ЭД-20; материал заполнителя – ЭМ на основе перхлората калия $KClO_4$ и аммония NH_4ClO_4 с эпоксидным связующим (Таблица 2.8).

Схема одной из изготовленных конфигураций ИДО и его фото представлено на Рисунке 3.2.



а) *б)*

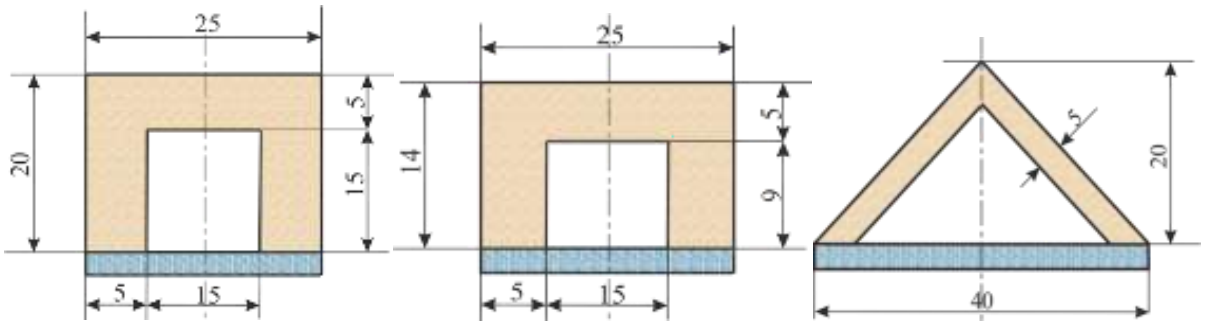
1 – заполнитель; *2* – обшивка; *3* – подложка из стеклопластика; *4* – спираль накаливания

Рисунок 3.2 – Схема *а)* и фотография *б)* ИДО одноканальной прямоугольной конфигурации:

При изготовлении ИДО вырезались пластины нужных размеров из выбранного состава ЭМ. Доведение вырезанных пластин до нужных размеров производилось на ровной поверхности, на наждачной бумаге средней зернистости с периодическим контролям размеров штангенциркулем и углов угольником. Пластины для конфигурации ИДО в виде треугольной призмы обрабатывались до нужных размеров с помощью шаблона (45°). Работы по изготовлению ИДО производились на столе с токопроводящим покрытием под тягой. Пластины скреплялись между собой формируя заполнитель *1* в соответствии с выбранной

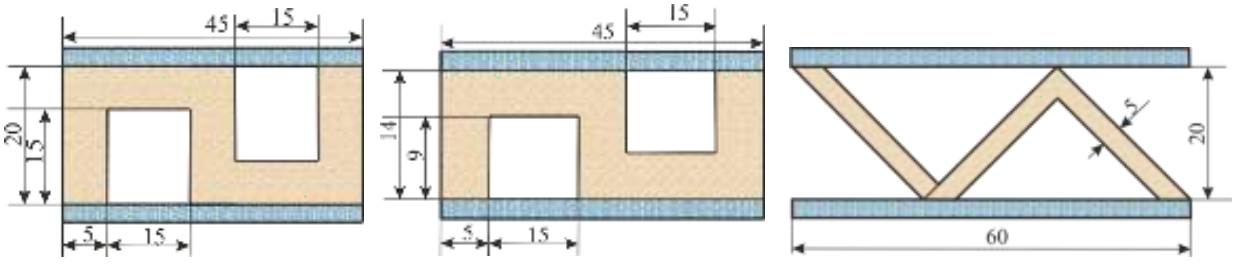
конфигурацией ИДО. Склеивание пластин ЭМ между собой и обшивкой *2*, а также подложкой из стеклопластика *3* осуществлялось с помощью эпоксидной смолы К- 153, загущенной соответствующим окислителем (перхлорат аммония или перхлорат калия в зависимости от выбранного состава заполнителя для изготовляемого ИДО). Для зажигания ИДО внутри каждого канала крепилась спираль накаливания *4*, выполненная из нихрома диаметром 0.5 мм. На спирали накаливания подавалась напряжение от источника тока от 5 до 16 В в зависимости от конструкции ИДО и схемы подключения.

Геометрические конфигурации и размеры ИДО определены на основе компьютерного моделирования в соответствии с [85-87] и приведены в Рисунках 3.3 – 3.5. На Рисунке 3.6 представлена фотография изготовленных образцов ИДО разной геометрической конфигурации. Изготовлено 14 образцов конфигурации К.1 – К.7, по два образца каждой конфигурации из вышеуказанных составов.



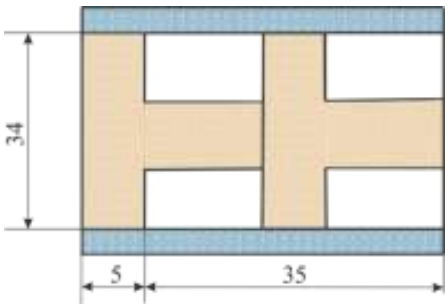
К.1 *К.2* *К.3*

Рисунок 3.3 – Конструкция и геометрические размеры одноканальных ИДО



К.4 *К.5* *К.6*

Рисунок 3.4 – Конструкция и геометрические размеры двухканальных ИДО



К.7

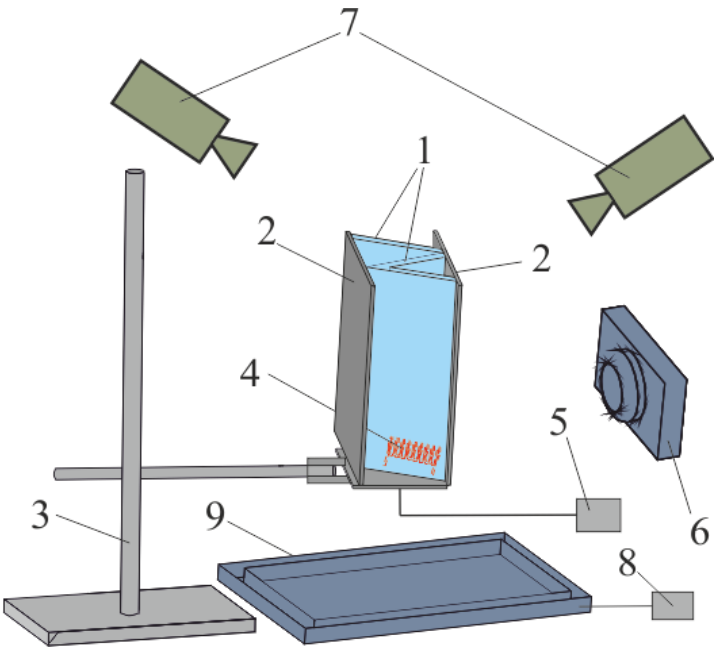
Рисунок 3.5 – Конструкция и геометрические размеры четырехканального ИДО

Рисунок 3.6 – Фотография изготовленных образцов разной геометрической конфигурации

3.2. Разработка экспериментального стенда для сжигания исследовательских демонстрационных образцов различной конфигурации

Для проведения экспериментальных исследований возможности сгорания обшивки ИДО при воздействии продуктов сгорания заполнителя и оценки влияния конструкции ИДО и состава заполнителя на сгорание обшивки собран экспериментальный стенд, представленный на Рисунке 3.7.

Исследуемый демонстрационный образец (конструкция К.6), состоящий из заполнителя *1* и двух пластин обшивки *2*, закреплен на штативе *3*. Зажигание заполнителя *1* осуществлялось нагретой нихромовой спиралью *4* вблизи торцевой пластины заполнителя *1* со стороны канала. Нагрев нихромовой спирали осуществлялся источником питания *5*. Для измерения температуры наружной поверхности обшивки в процессе сгорания ИДО использовался пирометр Ircon UX70P 6. Для определения скорости сгорания ИДО и видео фиксации всего процесса горения использовались видеокамеры *7*.



1 – заполнитель;
2 – обшивка; 3 – штатив; 4 – спираль накаливания; 5 – источник питания;
6 – пирометр; 7 – видеокамеры; 8 – весы; 9 – асбокартонный поддон
Рисунок 3.7 – Схема экспериментального стенда:

Методика определения процента разрушения обшивки после сгорания ИДО включала в себя взвешивание на аналитических весах *8*ИДО и его составных частей (заполнителя и обшивки) до сжигания и остатка конденсированной фазы после сгорания ИДО. Для сбора всех остатков конденсированной фазы ИДО использовался асбокартонный поддон *9*. Следует отметить, что непосредственный сбор конденсированной фазы при сгорании заполнителя был затруднен ввиду интенсивного истечения продуктов горения из каналов ИДО. Поэтому оценка конечной массы заполнителя проводилась с учетом ранее найденных значений доли *к*-фазы при сгорании составов А5 и А9 в среде воздуха и атмосферном давлении по методике, описанной в [88].

На Рисунке 3.8 представлено фото сгоревшего образца и остатков конденсированной фазы.

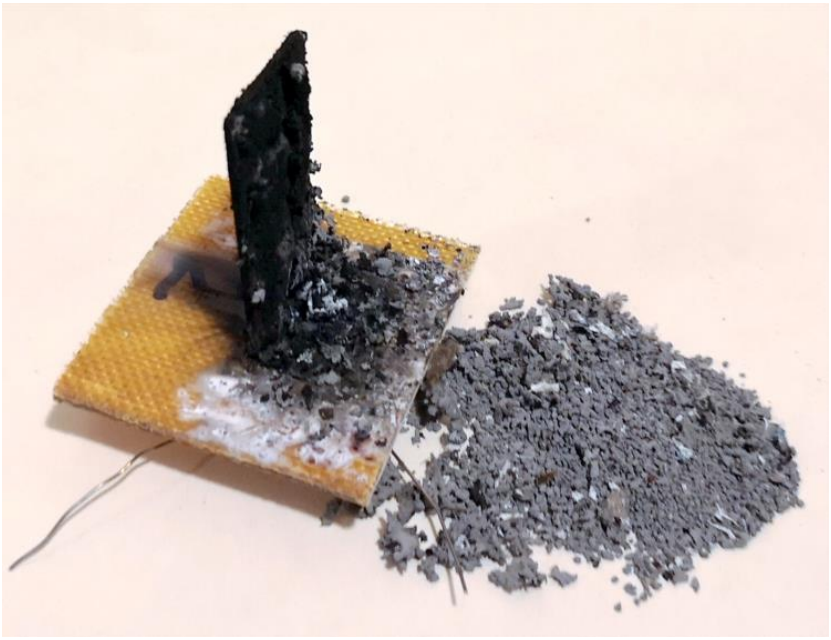
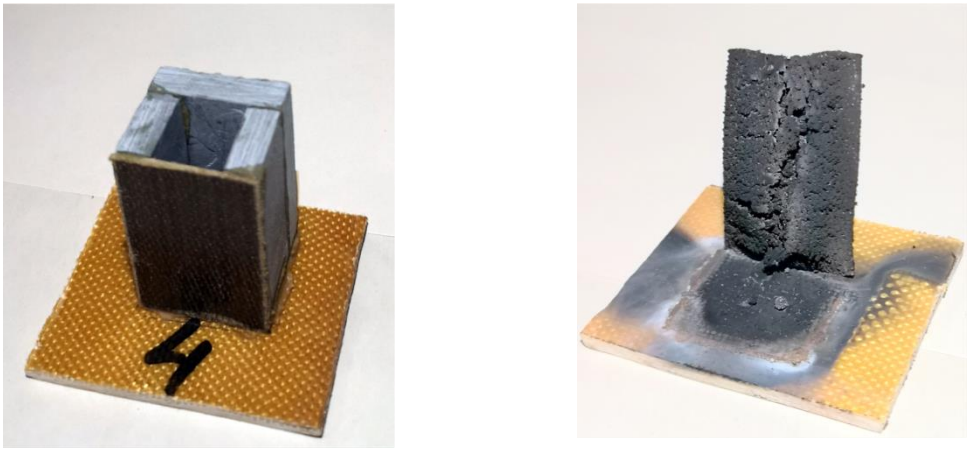


Рисунок 3.8 – Фото сгоревшего образца ИДО и остатков конденсированной фазы

3.3. Результаты экспериментальных исследований сжигания исследовательских демонстрационных образцов из выбранных материалов

Экспериментальные исследования проводились при температуре окружающей среды 16 градусов С. Температура спирали накаливания при зажигании заполнителя равнялось (1000÷1200) градусов С. Максимальная температура горения, измеренная пирометром, для составов А5 – 2750 градусов С и А9 – 2410 градусов С.

На Рисунке 3.9 представлены фотографии образцов ИДО до сжигания и после.

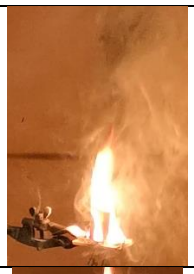
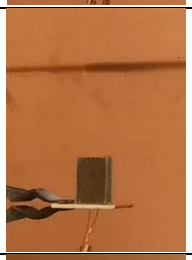
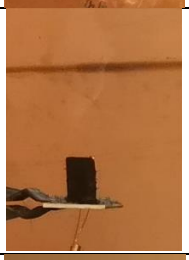
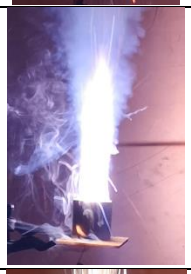
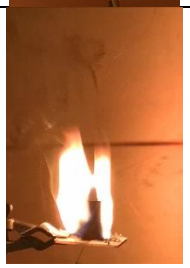
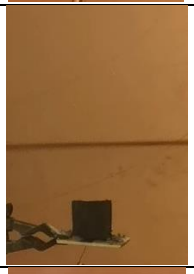
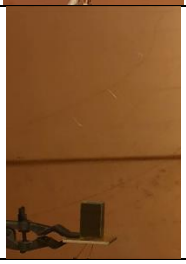
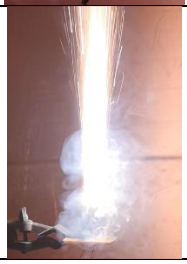
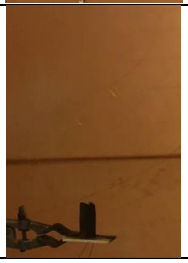


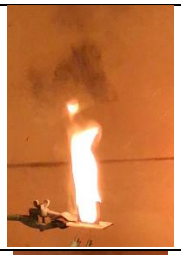
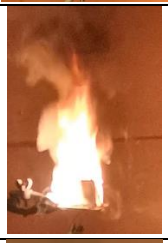
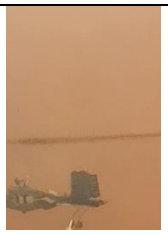
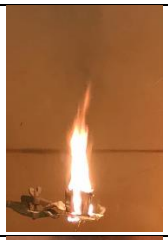
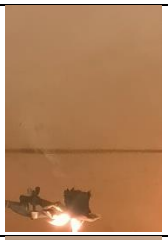
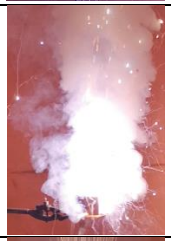
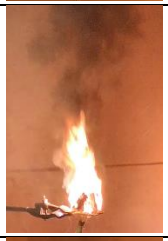
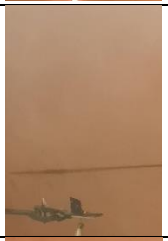
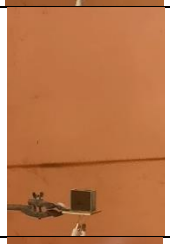
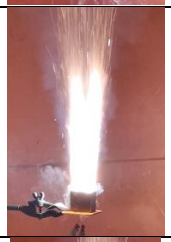
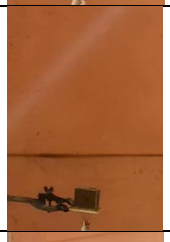
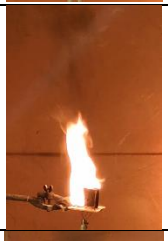
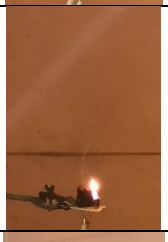
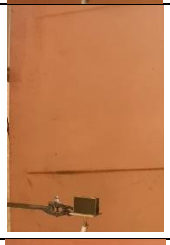
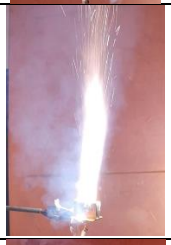
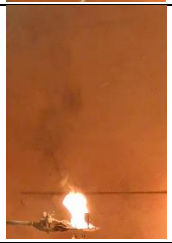
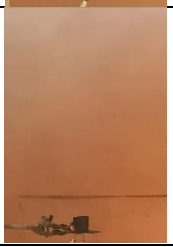
а) *б)*

Рисунок 3.9 – Фотографии ИДО до сжигания *а)* и после *б)*

Процесс сжигания ИДО разной конфигурации можно поделить на несколько основных этапов, а именно I – зажигание заполнителя; II – горение заполнителя; III – догорание обшивки и ее остывание. Процесс сжигания ИДО различной конфигурации приведен в Таблице 3.1

Таблица 3.1 – Процесс сжигания ИДО различной конфигурации

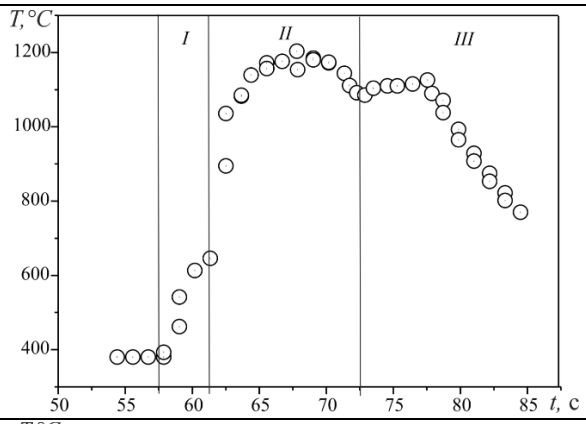
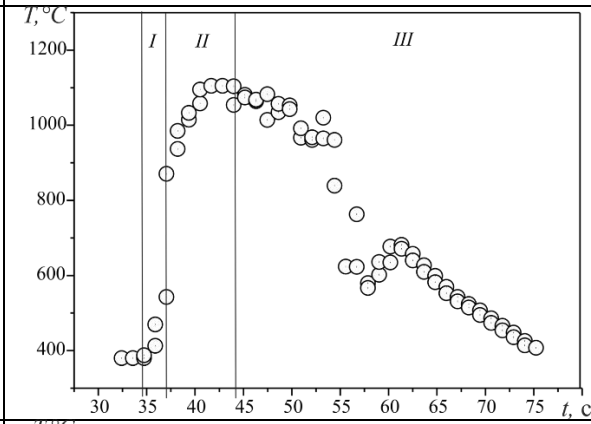
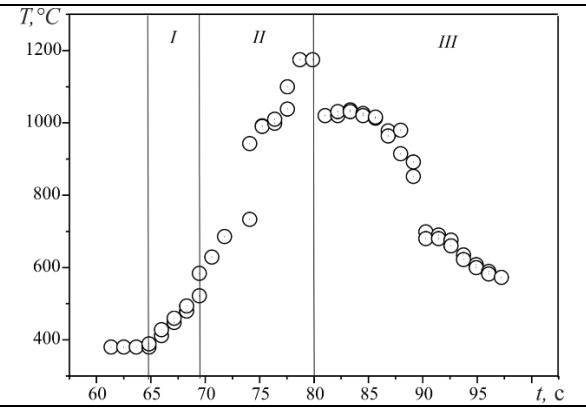
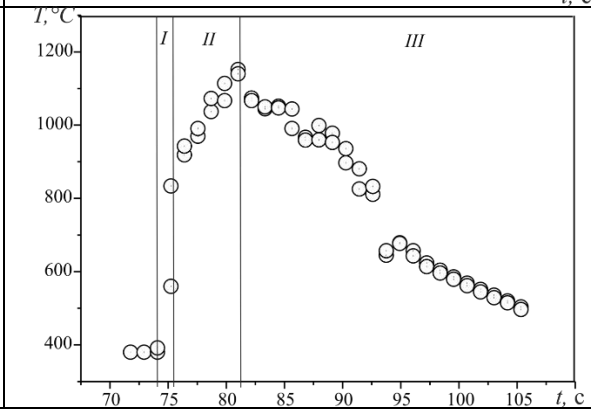
Геометрия ИДО	Состав ЭМ	Фото процесса сжигания ИДО			
		зажигание заполнителя	горение заполнителя	горение обшивки	сгоревший образец ИДО
К.1	А.5				
К.2	А.5				
К.3	А.5				
К.1	А.9				
К.2	А.9				

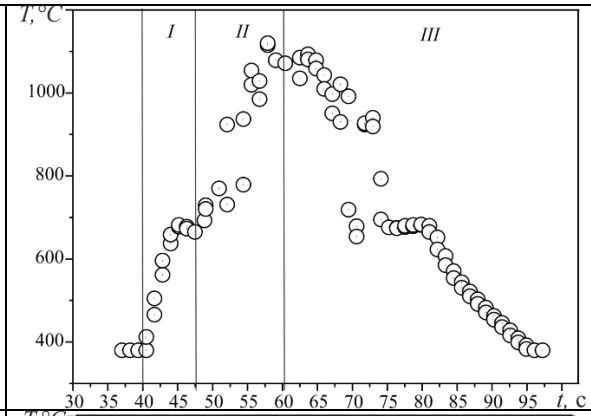
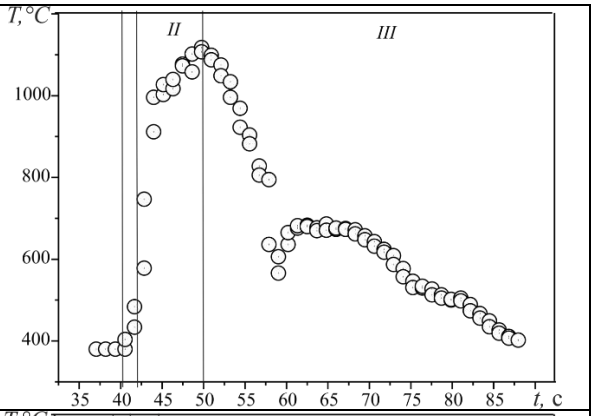
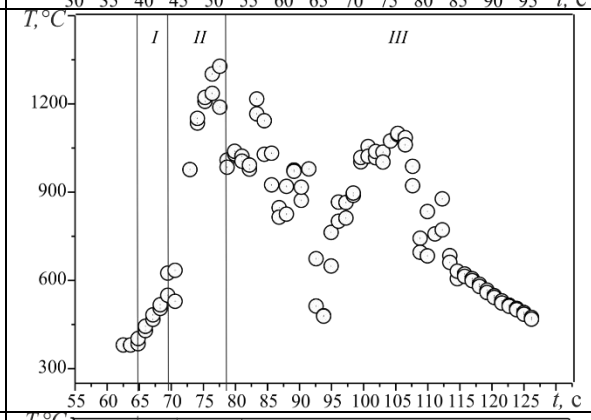
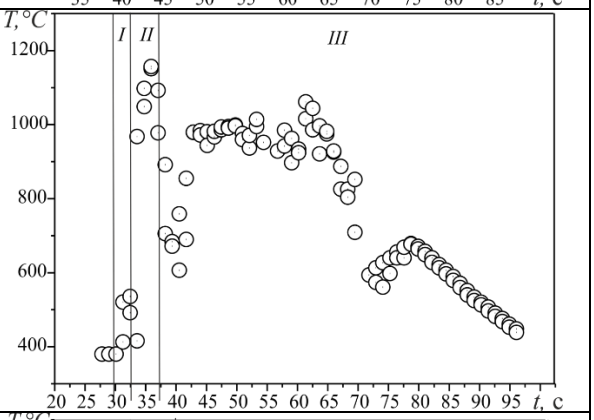
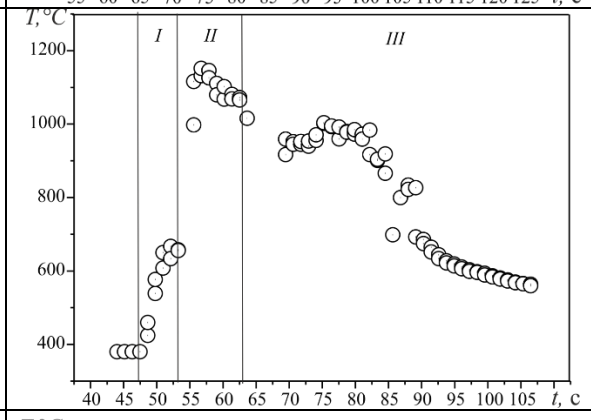
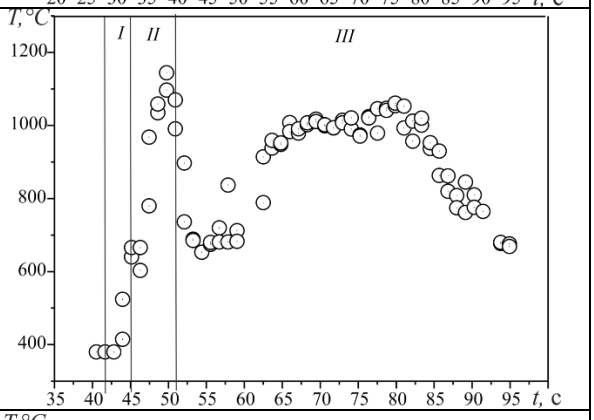
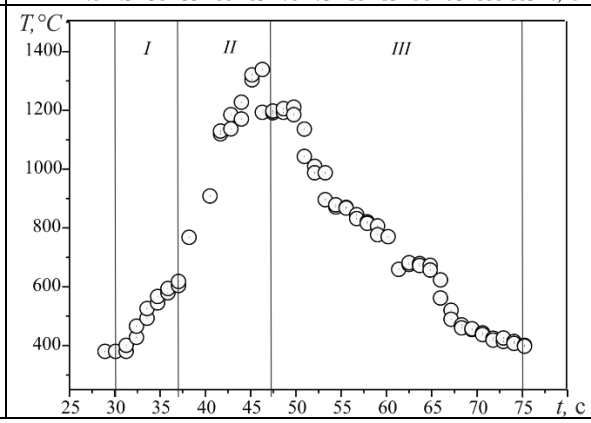
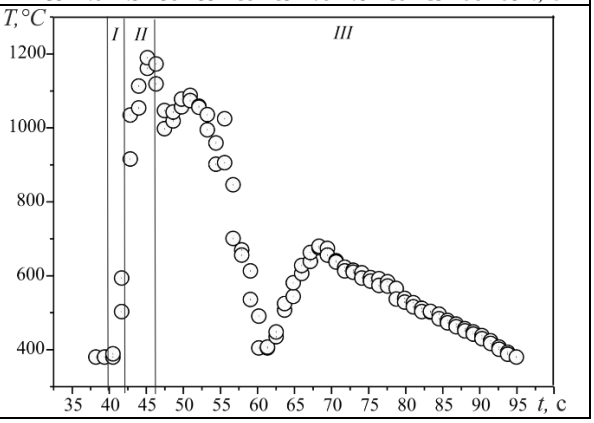
K.3	A.9				
K.4	A.5				
K.5	A.5				
K.6	A.5				
K.4	A.9				
K.5	A.9				
K.6	A.9				
K.7	A.5				

К.7	А.9				

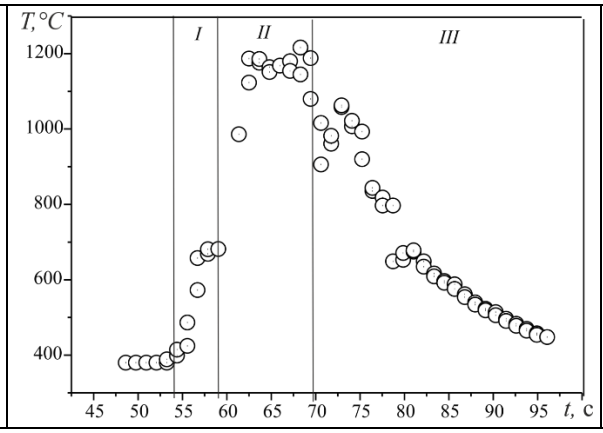
Температура на боковой поверхности обшивки ИДО, типичная для всех экспериментальных исследований по сжиганию ИДО. Результаты измерения температуры наружной поверхности обшивки в процессе сгорания ИДО приведены в Таблице 3.2.

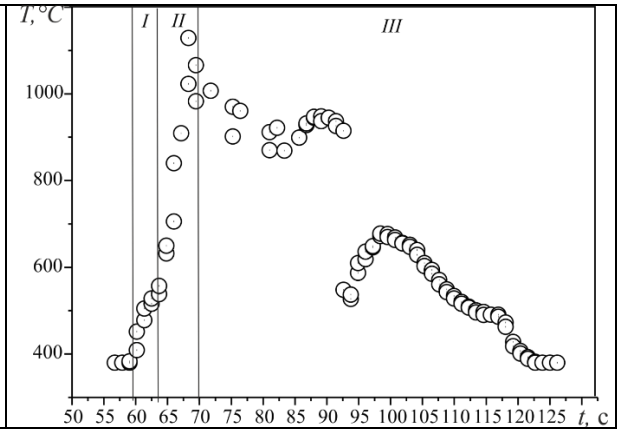
Таблица 3.2 – Изменения температуры наружной поверхности обшивки в процессе сгорания ИДО

Геометрия ИДО	Изменения температуры наружной поверхности обшивки в процессе сгорания ИДО	
	Состав А.5	Состав А.9
К.1		
К.2		

К.3	 T,°C I II III 1000 800 600 400 30 35 40 45 50 55 60 65 70 75 80 85 90 95 t, c	 T,°C II III 1000 800 600 400 35 40 45 50 55 60 65 70 75 80 85 t, c
К.4	 T,°C I II III 1200 900 600 300 55 60 65 70 75 80 85 90 95 100 105 110 115 120 125 t, c	 T,°C I II III 1200 1000 800 600 400 20 25 30 35 40 45 50 55 60 65 70 75 80 85 90 95 t, c
К.5	 T,°C I II III 1200 1000 800 600 400 40 45 50 55 60 65 70 75 80 85 90 95 100 105 t, c	 T,°C I II III 1200 1000 800 600 400 35 40 45 50 55 60 65 70 75 80 85 90 95 t, c
К.6	 T,°C I II III 1400 1200 1000 800 600 400 25 30 35 40 45 50 55 60 65 70 75 t, c	 T,°C I II III 1200 1000 800 600 400 35 40 45 50 55 60 65 70 75 80 85 90 95 t, c

К.7





Как видно из Таблицы 3.2 на этапе *I* происходит постепенное увеличение температуры вследствие прогрева оболочки ИДО от нагрева спирали накаливания. Далее происходит резкое увеличение температуры, что характеризует начало *II* этапа зажигания заполнителя и его горение.

В дальнейшем температура на боковой поверхности ИДО снижается, что характеризует начало *III* этапа процесса сжигания ИДО – догорание обшивки и ее остывание. Уменьшение температуры на боковой поверхности ИДО обусловлено тем, что заполнитель уже сгорел, далее происходит воспламенение самой обшивки ИДО и, как результат, повышение температуры (довольно неравномерное вследствие попадания, как продуктов сгорания, так и пламени в зону регистрации).

После проведения серии экспериментов по сжиганию ИДО разной конфигурации и состава заполнителя отмечено, что для состава А9 время зажигания меньше, чем у состава А5 в 2–2.5 раза.

Результаты экспериментов представлены в Таблицах 3.3 – 3.5.

Таблица 3.3 – Результаты испытаний одноканальной конструкции ИДО (К.1 – К.3)

Конструкция ИДО		К.1		К.2		К.3	
Индекс состава		А5	А9	А5	А9	А5	А9
Время горения заполнителя, с		10	7	10	5	7	5
Максимальная температура обшивки, °С		1206	1105	1175	1150	1120	1118
Масса обшивки, г	начальная	1.38	1.23	1.26	1.17	2.17	1.89
	конечная	0.56	0.46	0.5	0.44	0.83	0.64
Масса заполнителя, г	начальная	26.73	26.16	21.56	20.87	24.91	20.71
	конечная	6.62	4.21	5.32	3.32	6.13	3.27
% остатка обшивки		40.56	37.40	39.68	37.61	38.25	34.22
% остатка заполнителя		24.80	16.10	24.70	15.90	24.60	15.80

Таблица 3.4 – Результаты испытаний двухканальной конструкции ИДО (К.4 – К.6)

Конструкция ДО		К.4		К.5		К.6	
Индекс состава		А5	А9	А5	А9	А5	А9
Время горения заполнителя, с		7.7	5.1	9	5	10	4.6
Максимальная температура обшивки, °С		1300	1157	1132	1144	1340	1190
Масса обшивки, г	начальная	4.35	4.34	4.71	4.72	5.52	5.74
	конечная	1.80	1.79	1.37	2.11	1.72	2.42
Масса заполнителя, г	начальная	46.77	34.31	38.57	28.2	40.87	31.57
	конечная	11.64	5.49	9.45	4.48	10.09	5.02
% остатка обшивки		41.38	41.23	29.09	44.74	31.16	42.19
% остатка заполнителя		24.90	16.00	24.50	15.90	24.70	15.90

Таблица 3.5 – Результаты испытаний четырехканальной конструкции ИДО (К.7)

Конструкция ИДО		К.7	
Индекс состава		А5	А9
Время горения заполнителя, с		12	9
Максимальная температура обшивки, °С		1300	1157
Масса обшивки, г	начальная	3.82	2.10
	конечная	1.27	1.93
Масса заполнителя, г	начальная	46.73	37.03
	конечная	11.68	5.92
% остатка обшивки		25.0	16.0
% остатка заполнителя		24.9	16.0

Прим.: индекс А5 – материал заполнителя на основе перхлората калия $KClO_4$; индекс А9 – материал заполнителя на основе перхлората аммония NH_4ClO_4 .

На Рисунке 3.10 представлена диаграмма процентных остатков обшивки по массе, после сжигания ИДО для всей серии экспериментов.

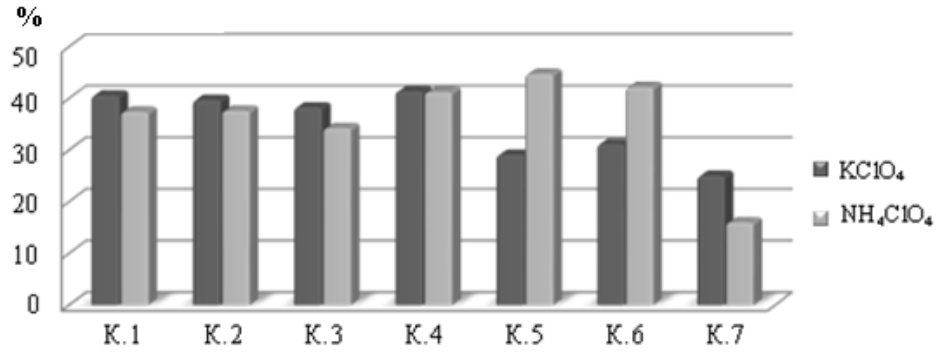
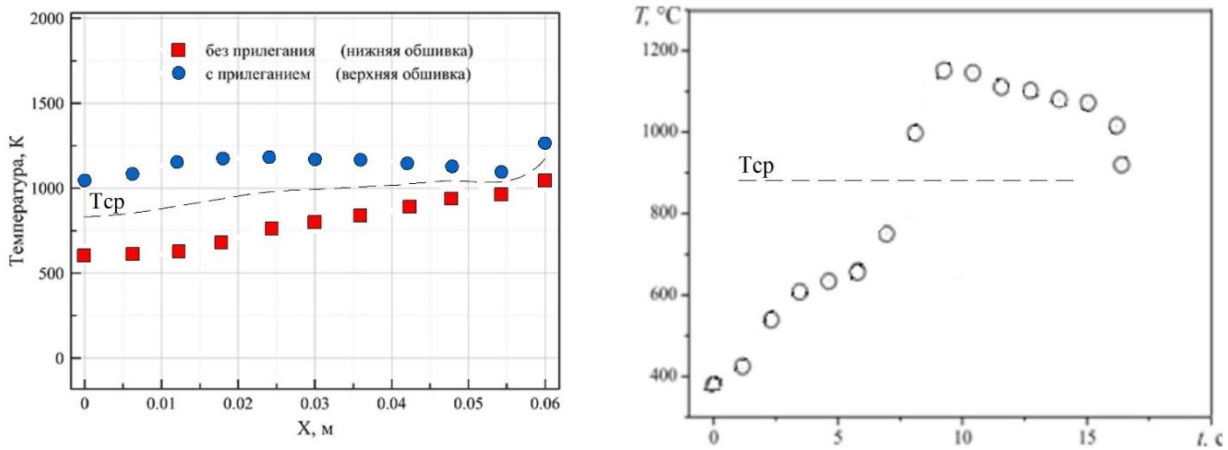


Рисунок 3.10 – Диаграмма процентных остатков обшивки по массе, после сжигания ИДО

Как видно из результатов экспериментальных исследований наименьший процент остатка обшивки при сжигании одноканальных ИДО наблюдаются для состава NH_4ClO_4 и конфигурации К.3. Конфигурации ИДО К.1 и К.2 имеют фактически одинаковый процентный остаток обшивки по массе, для состава заполнителя NH_4ClO_4 они равны. Для двухканальных ИДО наименьший

процентный остаток обшивки при сжигании наблюдаются для состава $KClO_4$ и конфигураций ИДО К.5 и К.6. Для двухканальной конфигурации ИДО К.4 процент остатка обшивки по массе фактически одинаковый для двух составов заполнителей $KClO_4$ и NH_4ClO_4. У четырехканальной конфигурации ИДО наименьший процентный остаток обшивки по массе наблюдается для состава NH_4ClO_4 и он является наименьшим для всех конфигураций ИДО в серии экспериментов.

На Рисунке 3.11 приведены результаты оценки средних температур обшивок двухканального ИДО при сжигании ЭМ на основе перхлората калия $KClO_4$, определенные теоретически на основе разработанной компьютерной модели и экспериментально, с помощью измерения температуры боковой поверхности обшивки пирометром.



а) *б)*

Рисунок 3.11 – Результаты оценки средних температур обшивок двухканального ИДО определенные: а) теоретически; б) экспериментально

Результаты определения температуры нагрева обшивок ИДО, полученные теоретическим и экспериментальным путем, показывают сходимость в пределах допустимого отклонения (до 10-15%) с учетом принятых допущений.

3.4. Выводы по Главе 3

1. В общем виде приведена методика проведения эксперимента сжигания ИДО, изготовленных из выбранных материалов. Для проведения

экспериментальных исследований совместно с Научно-исследовательским институтом прикладной механики и математики Томского государственного технического университета разработан экспериментальный стенд для сжигания ИДО различной конфигурации и материалов.

2. Изготовлены экспериментальные ИДО различной конфигурации, определенной на основе компьютерного моделирования с учетом технологической возможности изготовления ИДО из выбранных материалов, в количестве 14 образцов.

3. В результате проведения экспериментальных исследований сжигания ИДО из выбранных материалов наименьший процентный остаток обшивки по массе наблюдается для четырехканального ИДО, у которого максимальная потеря массы ИДО составила ~ 70 %. Максимальная температура обшивки для этого варианта составила 1157 градусов С.

4. Результаты теоретических и экспериментальных исследований по оценке средних температур обшивок ИДО, на примере двухканального ИДО, показывают сходимость в пределах допустимого отклонения с учетом принятых допущений.

5. Полученные результаты экспериментальных исследований позволяют оценить принципиальную возможность разрушения конструкции ИДО путем сжигания, для достижения полной потери массы ИДО требуется подобрать оптимальное соотношение «тип конструкции-применяемые материалы».

ГЛАВА 4. Рекомендации к техническим предложениям по терморазложению створок головных обтекателей ракет-носителей

4.1. Уточнение положений концепции сжигания створок головных обтекателей ракет-носителей

Результаты проведенных исследований показывают, что в рамках существующих подходов утилизировать путем сжигания конструкцию можно, но для этого требуются существенные увеличения массы конструкции. В конечном итоге ПКМ при различных составах ЭМ (при ограничении по прочности, увеличения общей массы не более 15%) не сгорает. Поэтому актуальным является задача разработки нового синтезированного ПКМ и конструкций из него, обеспечивающего заданные термопрочностные характеристики на атмосферном участке траектории выведения РН и сжигаемого на траектории спуска.

Концепция 3 [89]. *Замена материалов конструкции на синтезированный ПКМ с заданными свойствами и создание конструкций из синтезированного ПКМ, отвечающих фактическим термопрочностым нагружениям при эксплуатации и обеспечивающих утилизацию путем диспергации до мелкодисперсной фракции на пассивном участке траектории.*

Основываясь на результатах проведенных исследований по концепциям 1, 2, можно сделать вывод, что применяемые в настоящее время ПКМ, из которых изготовлены элементы частей РН, в частности обшивка из углепластика, обладают завышенными характеристиками. Требуется уточнение фактических нагрузок, действующих на утилизируемую отделяющуюся часть на траектории выведения в составе РН.

Также одним из критериев для формирования концепции создания утилизируемых конструкций является снижение рисков при производстве элементов ракетно-космической техники: введение ЭМ в конструкцию СГО в условиях завода-изготовителя повышает риски, связанные с обеспечением пожаровзрывобезопасности при производстве.

Основными недостатками в предлагаемых технических решениях концепций 1 и 2 является то, что цель достигается за счёт:

– полного сжигания отделяющихся СГО РН;

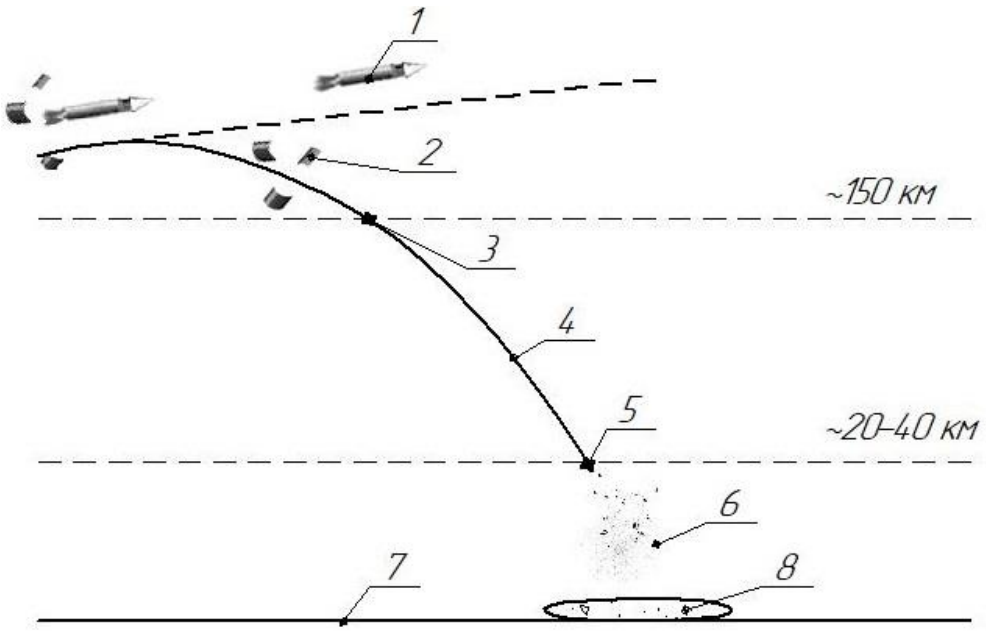
– не рассматривается фактор резкого нарастания аэродинамического воздействия на конструкцию СГО РН при входе в плотные слои атмосферы;

– не рассматривается диспергация конструкции СГО РН до состояния мелкодисперсных частиц при аэродинамическом ударе;

– не определен состав ПКМ, снижающий за время пиролиза свои физико-механические характеристики до уровня диспергации при аэродинамическом ударе при входе в плотные слои атмосферы.

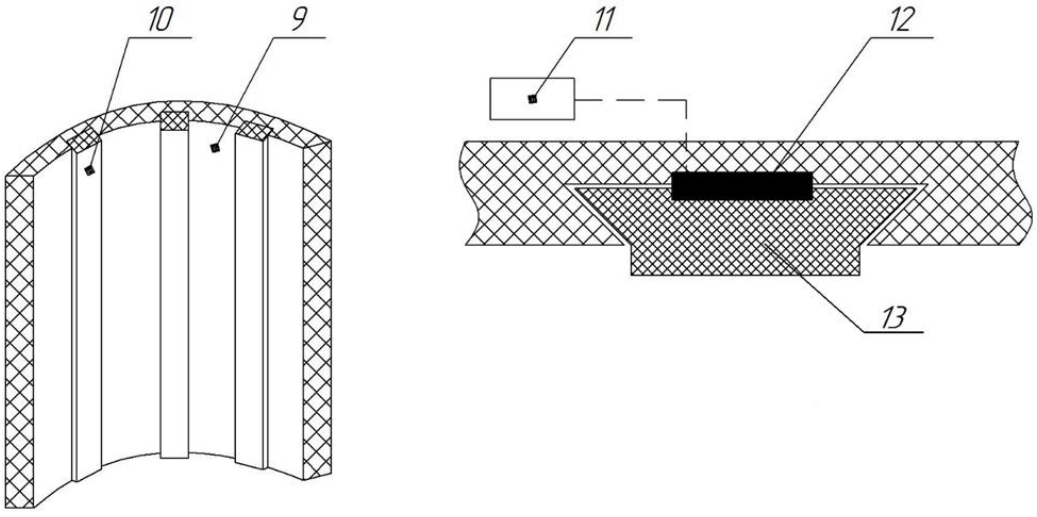
Данная концепция заключается в замене материалов конструкции на синтезированный ПКМ, исключающий в своем составе любые ПС, ЭМ и др. легко воспламеняемые компоненты. Из этого материала предполагается формирование конструкций СГО, а также ПО и ХО, при этом конфигурация заполнителя также, как и ранее выбирается на основе условия обеспечения прочности конструкции, в том числе по методикам [85-87].

Для обеспечения терморазложения конструкции путем диспергации до мелкодисперсной фракции предполагается на этапе предстартовой подготовки крепить на внутреннюю поверхность СГО, ПО или ХО, например, пластины, изготовленные, например, из ЭМ, и обеспечивающие тепловое воздействие на конструкцию, исходя из условий: а) количество теплоты и мощность теплового потока определяются при условии обеспечения заданной длительности процесса пиролиза, в том числе нагрева и испарения связующей матрицы ПКМ; б) выбор состава армирующих волокон, снижение физико-механических характеристик ПКМ за время полёта и пиролиза на внеатмосферном участке траектории осуществляют из условия диспергации конструкции до мелкодисперсных частиц при входе в плотные слои атмосферы (Рисунок 4.1, 4.2).



1 – ступень РН; 2 – створки ХО; 3 – точка П1 на траектории полёта элементов ХО, на которой происходит задействование системы нагрева ПКМ; 4 – траектория полёта разделившихся частей ХО; 5 – точка П2 на траектории полёта разделившихся элементов ХО, соответствующая максимальному аэродинамическому нагружению на траектории полёта, приводящему к диспергации (разрушению на мелкие частицы) конструкций элементов ХО; 6 – догорающие частицы диспергированных элементов ХО при движении в плотных слоях атмосферы; 7 – поверхность Земли; 8 – исходный район падения элементов ХО

Рисунок 4.1 – Схема действий предлагаемой концепции



9 – конструкция створки ХО, изготовленные из синтезированного ПКМ с системой нагрева 10; 11 – программно-временное устройство для инициализации системы нагрева; 12 – источник питания для инициализации системы нагрева; 13 – ЭМ системы нагрева

Рисунок 4.2 – Схема действий предлагаемой концепции

Таким образом, уточнения концепции терморазложения СГО РН кратко можно сформулировать следующим образом:

– замена материалов конструкции на синтезированный ПКМ с требуемыми свойствами, обеспечивающий эксплуатационные нагрузки и исключающий в своем составе любые ПС, ЭМ и др. легко воспламеняемые компоненты;

– разработка конструкций из ПКМ с требуемыми свойствами;

– взамен сжигания всей массы ПКМ предлагается термическое разложение связующей матрицы в условиях безатмосферного полёта (пиролиз), т.е. ослабление физико-механических характеристик ПКМ;

– в процессе пиролиза конструкций из ПКМ с требуемыми свойствами происходит значительное ослабление физико-механических характеристик ПКМ и при входе в плотные слои атмосферы под воздействием нарастающего скоростного напора происходит диспергация до мелкодисперсной фракции.

Проведение пиролиза ПКМ с требуемыми свойствами в условиях полёта СГО РН на безатмосферном участке полёта по сравнению с традиционным пиролизом в инертной атмосфере с атмосферным давлением показывает дополнительные положительные технико-экономические характеристики процесса [90].

В рамках проводимых исследований разработаны предложения по трансферу разработанных технологий для создания конструкций из ПКМ для нефтепродуктовой тары для доставки нефтепродуктов в районы Арктики и с последующей её утилизацией на основе пиролиза с обеспечением заданного техногенного воздействия на окружающую среду в условиях Арктики [91-94]. Полученные результаты в рамках трансфера технологий предполагают обратный трансфер, а именно, разработанные методики синтеза композиций и составов ПКМ для нефтепродуктовой тары, применимы к разработке утилизируемых СГО РН.

Выдвинутые предложения по созданию утилизируемых на траектории спуска конструкций СГО РН с целью исключения необходимости отведения значительных площадей районов для их падения по своей сути являются

кардинальным направлением проектирования подобных конструкций, поэтому на пути решения этой задачи встретился ряд научных и научно-технических проблем. На настоящий момент времени ещё не разработано приемлемое техническое решение для его реализации на этапе аванпроекта. Работы ведутся на уровне демонстрационных образцов. Причиной такого положения является сложность решения сформулированной проблемы, ограниченное финансирование, её междисциплинарный характер, отсутствие аналогов и прототипов. На настоящий момент времени ещё не сформировано научно-техническое направление проектирования утилизируемых СГО РН по ряду причин, в том числе:

– методика проектирования современных СГО из ПКМ, кроме методики проектирования собственно конструкции СГО, включает в себя методику проектирования трёхслойного материала, в состав которого входят заполнитель и обшивки, из которого впоследствии проектируется СГО;

– необходимы разработки методик синтеза ПКМ и его состава с заданными термопрочностными характеристиками с низкой энергией активации (зажигания) для различных конструкций СГО;

– исключение возможности введения ЭМ в конструкции СГО в условиях завода-изготовителя (например, ОНПП «Технология» им. А.М. Ромашина г. Обнинск), а также в условиях ракетного завода (например, АО «ГК НПЦ им. М.В. Хруничева») из-за повышенной пожаровзрывоопасности.

Концепция удовлетворяет расширенным требованиям: а) условиям эксплуатации на всех этапах подготовки РН к пуску и участке выведения РН; б) возможности диспергации отделяющихся элементов при входе в плотные слои атмосферы с последующим догоранием частиц до пылевидных размеров. Таким образом, учитываются объективные факторы полёта РН: наличие безатмосферного участка полёта, интенсивное аэродинамическое воздействие при входе в плотные слои атмосферы, наличие кислорода для догорания частиц.

4.2. Разработка рекомендаций к проектно-конструкторским параметрам к системе сжигания створок головных обтекателей ракет-носителей

На основе проведенного анализа состояния проблемы проектирования и конструирования утилизируемых конструкций, а также с учетом приведенной концепции необходимо разработать рекомендации к проектно-конструкторским параметрам сжигаемых СГО РН, обеспечивающих требуемые термопрочностные характеристики на активном участке траектории выведения РН с последующим терморазложением на пассивном участке траектории после отделения от РН.

Решения сформулированной проблемы проектирования и конструирования СГО РН предлагается рассмотреть на примере сжигаемого ГО ($ГО_{СЖ}$) на основе существующего научно-методического обеспечения проектирования традиционных ГО ($ГО_{Т}$) из ПКМ и предусматривает решение следующей последовательности задач:

– сравнительного анализ этапов функционирования $ГО_{Т}$ и $ГО_{СЖ}$;

– сравнительный анализ проектно-конструкторских параметров $ГО_{Т}$ и $ГО_{СЖ}$;

– сравнительный анализ этапов проектирования $ГО_{Т}$ и $ГО_{СЖ}$.

4.2.1 Сравнительный анализ функционирования $ГО_{Т}$ и $ГО_{СЖ}$

В состав ГО, как традиционного $ГО_{Т}$, так и сжигаемого $ГО_{СЖ}$ входят:

– трёхслойная оболочка из ПКМ, изготовленная, например, в соответствии с [43];

– усиления конструкции ГО в виде силовых шпангоутов и стрингеров;

– замки крепления створок ГО;

– система люков для обслуживания полезной нагрузки;

– система сброса створок ГО и т.д.

Полное сжигание (утилизация всех элементов конструкции ГО) представляет собой отдельную научно-техническую проблему. На начальном этапе рассматривается только утилизация путем диспергации до мелкодисперсной фракции трехслойной оболочки из ПКМ.

В Таблице 4.1 приведены этапы функционирования традиционного $ГО_{Т}$ и $ГО_{СЖ}$.

Таблица 4.1 – Сравнительный анализ этапов функционирования ГО

<table>
<tr><th>№</th><th>Сравниваемые этапы</th><th>$ГО_Т$</th><th>$ГО_{СЖ}$</th></tr>
<tr><td>1</td><td colspan="3">Активный участок траектории</td></tr>
<tr><td>1.1</td><td>Термосиловое нагружение</td><td>+</td><td>+</td></tr>
<tr><td>2</td><td colspan="3">Пассивный участок траектории</td></tr>
<tr><td rowspan="3">2.1</td><td>Неуправляемый полет:</td><td rowspan="3">Неуправляемый полет створок ГО</td><td>Процесс утилизации</td></tr>
<tr><td>- в безвоздушном пространстве</td><td>Функционирование системы нагрева и пиролиз ПКМ</td></tr>
<tr><td>- атмосферный участок траектории спуска</td><td>Диспергация до мелкодисперсной фракции и догорание частиц диспергированных элементов</td></tr>
<tr><td>2.2</td><td>Районы падения</td><td>До 80% от района падения отработавшей ступени</td><td>0 кв. км</td></tr>
<tr><td>2.3</td><td>Ликвидация последствий пуска</td><td>Поиск, разделка, вывоз, утилизация</td><td>–</td></tr>
</table>

Из анализа Таблицы 4.1 следует, что для $ГО_{СЖ}$ присутствует дополнительный этап функционирования продолжительностью до 500 – 800 сек, в зависимости от траектории выведения РН, на котором обеспечивается терморазложение отделившихся створок и, соответственно, имеется дополнительная система, обеспечивающая реализацию задач этого этапа – система нагрева створок $ГО_{СЖ}$. При этом расположение участка горения на интервале этого этапа выбирается в зависимости от: а) времени на пиролиз материала конструкции $ГО_{СЖ}$ при движении на внеатмосферном участке полёта, б) участка полёта в слоях атмосферы, где достигается максимальное аэродинамическое нагружение для диспергации нагретой конструкции $ГО_{СЖ}$ и количество кислорода в составе набегающего потока, достаточного для обеспечения догорания частиц диспергированных элементов.

В состав каждой створки $ГО_{СЖ}$ входят следующие основные системы:

– трёхслойная оболочка $ГО_{СЖ}$ из синтезированного ПКМ;

– система нагрева, включающая ЭМ, размещаемый либо в составе ПКМ, либо в составе материала заполнителя, либо в виде отдельных элементов,

устанавливаемых на стартовой позиции, размещаемая внутри конструкции трёхслойной оболочки и в нескольких точках поверхности конструкции $ГО_{СЖ}$;

– программно-временное устройство, обеспечивающее подачу команды на зажигание ЭМ после отделения створок $ГО_{СЖ}$ от РН на заданной высоте;

– источник питания для инициализации системы нагрева.

4.2.2 Сравнительный анализ этапов проектирования ГО

В Таблице 4.2 приведен сравнительный анализ выбора проектно-конструкторских параметров $ГО_{Т}$ и $ГО_{СЖ}$.

Таблица 4.2 – Сравнительный анализ выбора проектно-конструкторских параметров $ГО_{Т}$ и $ГО_{СЖ}$

№	Проектно-конструкторские параметры ГО	$ГО_{Т}$	$ГО_{СЖ}$
1	Структура и схема армирования наружного несущего слоя	Выбирается с учетом термосилового воздействия на атмосферном участке траектории выведения РН	Выбирается с учетом фактического термосилового нагружения на атмосферном участке траектории выведения РН + условие диспергации на атмосферном участке траектории спуска
2	Структура и схема армирования внутреннего несущего слоя		
3	Конструктивные параметры заполнителя (высота, размер)	Конструкция заполнителя определяется из условия обеспечения несущей способности конструкции	Конструкция заполнителя определяется из условий прочности + условие диспергации на атмосферном участке траектории спуска
4	Толщина теплозащитного покрытия	Определяется из условий теплового нагружения конструкции	Определяется из условий теплового нагружения конструкции + условие обеспечение пожаровзрывобезопасности на участке выведения РН
5	Параметры поперечного сечения шпангоутов	Определяется из условий силового нагружения $ГО_{Т}$	На начальном этапе полагается идентичным традиционному $ГО_{Т}$

Таким образом, этап утилизации $ГО_{СЖ}$ формирует новые требования к проектно-конструкторским параметрам и заключается: в определении конфигурации материала, геометрии конструкции, использовании системы нагрева, обеспечивающей пожаровзывобезопасность $ГО_{СЖ}$ на участках

функционирования в составе РН и диспергирования конструкции $ГО_{СЖ}$ после отделения на траектории спуска.

При синтезировании материала конструкции и выборе ЭМ, для случая его размещения непосредственно в материале или конструкции $ГО_{СЖ}$, важнейшим вопросом является возможность обеспечения преемственности существующих технологий изготовления ПКМ.

В Таблице 4.3 приведены основные позиции этапов решения задачи проектирования ГО.

Таблица 4.3 – Сравнительный анализ этапов проектирования $ГО_Т$ и $ГО_{СЖ}$

№	Этапы решения задачи в соответствии с базовым методом проектирования ГО [95]	Содержание этапа для $ГО_Т$	Содержание этапа для $ГО_{СЖ}$
1	Определение аэродинамического теплового потока и максимального значения температуры конструкции ГО	+	+
2	Выбор теплозащитных покрытий	Традиционный анализ применяемых теплозащитных покрытий	Анализ применяемых теплозащитных покрытий
			Анализ ПКМ, ЭМ и конструкций из них для их использования в составе ГО
3	Определение оптимальных проектно-конструкторских параметров ГО	Определение толщин каждого структурного элемента конструкции	Определение структуры и схемы армирования несущих слоев и конструкции заполнителя, в том числе с учётом размещения ЭМ
			Определение толщин каждого структурного элемента конструкции, в том числе с учётом размещения ЭМ
4	Поверочные расчеты оптимального варианта конструкции ГО	Выбор рациональных параметров ячейки сотового заполнителя	Выбор рациональных параметров несущих слоев и заполнителя с учетом выбранного ПКМ, ЭМ. Окончательны выбор проектно-конструкторских параметров створки $ГО_{СЖ}$

Как следует из сравнительного анализа, приведенного в Таблице 4.3, проектно-конструкторские параметры створок $ГО_{СЖ}$ включают в свой состав:

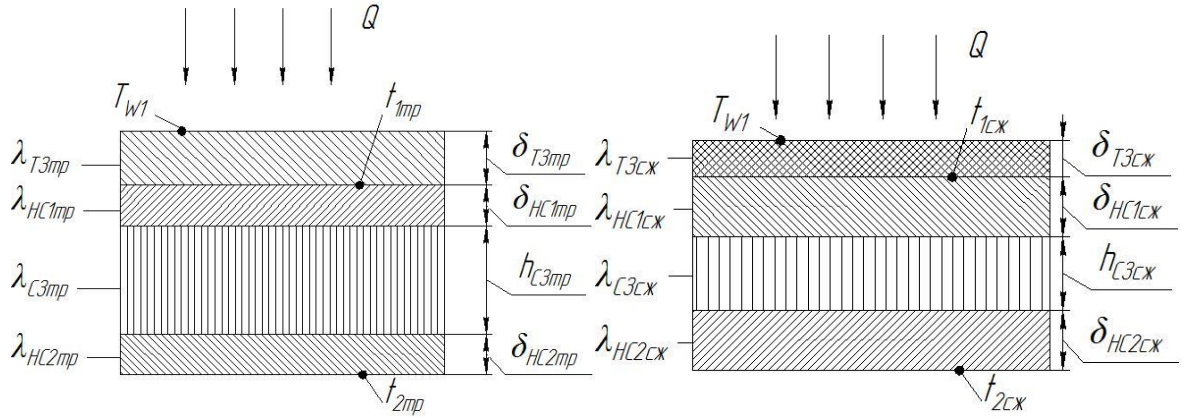
– тип ПКМ, входящих во внешний и внутренний слои, ЭМ;

– толщины слоёв, которые определяются из условий: а) эксплуатационных требований, в том числе термосилового нагружения на участке выведения в составе РН; б) пиролиза и диспергации до мелкодисперсной фракции на пассивном участке траектории;

– систему инициализации (количества точек зажигания по поверхности $ГО_{СЖ}$).

На выбор проектно-конструкторских параметров створок $ГО_{СЖ}$ накладывается следующее ограничение: система зажигания $ГО_{СЖ}$ функционирует от момента отделения створок $ГО_{СЖ}$ от РН до момента подачи команды на задействование системы зажигания (например, нагрев электрическими спиралями каждого слоя в каждой точке зажигания на поверхности $ГО_{СЖ}$).

На Рисунке 4.3 приведены структуры оболочек $ГО_{Т}$ и $ГО_{СЖ}$, описываемые проектно-конструкторскими (δ) и теплофизическими характеристиками (T_w, Q, λ).



а *б*

Q – тепловой поток, обусловленный аэродинамическим нагревом; T_{w1} – температура наружной поверхности ГО; t_1 – температура наружной поверхности внешнего несущего слоя; t_2 – температура наружной поверхности внутреннего несущего слоя; для $ГО_{Т}$ внешний и внутренний слои выполнены из углепластика, а заполнитель из алюминиевой фольги [43]

Рисунок 4.3 – Элемент конструкции оболочки $ГО_{Т}$ (*а*) и $ГО_{СЖ}$ (*б*), представленный в виде многослойной плоской стенки

В Таблице 4.4 приведён сравнительный анализ подходов к определению теплофизических характеристик для $ГО_{Т}$ и $ГО_{СЖ}$.

Как следует из результатов сравнительного анализа, приведенных в Таблице 4.4, проектный облик $ГО_{СЖ}$ трёхслойной конструкции определяется тепловым и

аэродинамическим нагружениями на участке выведения РН, теплофизическими характеристиками ПКМ и составом ЭМ.

Таблица 4.4 – Сравнительный анализ проектно-конструкторских и теплофизических характеристик

№	Сравниваемые характеристики	$ГО_Т$	$ГО_{СЖ}$
1	Коэффициент теплопроводности теплозащитного покрытия $\lambda_{тз}$	Определяется из условия теплопроводности штатного пакета структуры оболочки[1]	Определяется из условий: 1. Обеспечение заданной теплопроводности всего пакета (по аналогии с $ГО_Т$) 2. Обеспечение пожаровзрывобезопасности $ГО_{СЖ}$ при полете в составе РН с размещенным ЭМ 3. Минимизация массы оболочки $ГО_{СЖ}$
2	Коэффициент теплопроводности несущих слоев углепластика $\lambda_{нс1}$, $\lambda_{нс2}$	Определяется типом выбранного штатного углепластика[2]	1. Определяется в зависимости от выбранного ПКМ[3] 2. Размещение заданных масс ЭМ и связующего материала 3. Схемой армирования
3	Коэффициент теплопроводности заполнителя $\lambda_{сз}$	Определяется в соответствии с методикой проектирования ГО [95]	Определяется из условий: 1. Выбора материала заполнителя (может состоять из связующего и ЭМ[4]) 2. Выбора параметров конструкции заполнителя
4	Толщина теплозащитного покрытия $\delta_{тз}$	Определяется из условия заданного температурного режима пространства под обтекателем	Определяется из условий: 1. Заданный температурный режим пространства под обтекателем 2. Обеспечение пожаровзрывобезопасности $ГО_{СЖ}$ при полете в составе РН

Примечание. [1] – штатная структура оболочки, включающая в себя: теплозащитное покрытие, наружный несущий слой, заполнитель и внутренний несущий слой; [2] – штатный углепластик, включающий в себя углеродные волокна и связующее [43]; [3] – внешний и внутренний слои из выбранного или синтезированного ПКМ и, возможно, ЭМ; [4] – энергетический и связующие материалы для заполнителя могут отличаться от соответствующих материалов для внешних слоёв.

Таким образом, основываясь на приведенном анализе можно сформулировать следующие основные отличия в подходах к проектированию $ГО_Т$ и $ГО_{СЖ}$, на основе которых на этапе проектирования будут разработаны требования к проектно-конструкторским параметрам сжигаемых СГО РН:

– введен дополнительный этап функционирования $ГО_{СЖ}$ по сравнению с $ГО_Т$, на котором осуществляется процесс сжигания;

– одной из задач проектирования $ГО_{СЖ}$ является выбор интервала участка траектории спуска, на котором осуществляет процесс пиролиза;

– этап утилизации $ГО_{СЖ}$ формирует новые требования к проектно-конструкторским параметрам и заключается в обеспечении условия терморазложения до мелкодисперсной фракции конструкции $ГО_{СЖ}$ при движении на траектории спуска;

– координаты вектора проектно-конструкторских параметров штатного $ГО_Т$ $X_T(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5)$ существенно отличаются от координат вектора проектно-конструкторских параметров сжигаемого $ГО_{СЖ}$ $X_{СЖ}(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5)$ введением дополнительных требований, обусловленных изменением в этапах функционирования ГО и введением для $ГО_{сж}$ дополнительного этапа.

4.3 Формирование общего научно-методического подхода к созданию сжигаемых отделяющихся частей ракет-носителей

На основании большого объема проведенных исследований в рамках выдвинутых концепций сжигания СГО РН, сложности и междисциплинарности решения сформулированной проблемы, актуальным является формирование общего научно-методического подхода к созданию сжигаемых не только СГО РН, но и других отделяющихся сухих отсеков, таких, как ХО и ПО.

Основными требованиями и ограничениями при создании таких конструкций являются:

– соответствие эксплуатационным требованиям на всех этапах жизненного цикла изделия;

– обеспечение требований пожаровзывобезопасности на всех этапах жизненного цикла изделия;

– минимизация массы конструкции.

Методология проектирования сжигаемых сухих отсеков РН в общем виде состоит из следующих блоков:

1. Определение фактического термопрочностного нагружения элементов конструкций РН:

– нагрузки, действующие на стартовом столе, в частности, на хвостовой отсек, переходной отсек;

– нагрузки, действующие на активном участке выведения РН на сухие отсеки для выявления значений перегрузок и теплового нагружения отсеков для последующего построения эпюр распределения нагрузок и температур по длине отсеков.

Эти расчеты необходимы, чтобы: а) подтвердить гипотезу о завышенных термопрочностных характеристиках существующих конструкций и применяемых материалов; б) определить пределы прочности отсеков, выполненных из новых материалов.

В первом приближении в качестве прототипа принимается существующая конструкция, однако в процессе формирования методики термопрочностного нагружения элементов конструкций РН выбор материала, конструктивных особенностей отсеков определяется, исходя из результатов расчетов.

2. Анализ движения элементов конструкций РН на пассивном участке траектории.

Этот блок работ предполагает проведение термодинамических и баллистических расчетов на внеатмосферном и атмосферном участках траектории спуска отделившихся частей РН с целью определения характера движения отделившейся части, ее нагружения для выбора интервала, на котором предпочтительнее осуществлять процесс утилизации конструкции, и включает:

– методику оценки процессов теплообмена на основе оценки траекторных параметров и теплового нагружения отделившегося сухого отсека, необходимых для определения температурных режимов и формирования требований к материалу конструкции, ЭМ;

– методику оценки параметров динамики полета отделившейся части для уточнения параметров движения, действующих аэродинамических сил и моментов, тепловых притоков и оттоков на конструкцию;

– методику выбора оптимального размещения участка сжигания отделившейся части из условия реализации процесса пиролиза конструкции до наступления механического разрушения.

На основании результатов расчета по блокам 1 и 2 формируются требования к материалам конструкций отделившихся частей из учета обеспечения эксплуатационных требований, термопрочности на участке выведения и утилизации путем сжигания или диспергации на траектории спуска в выбранном интервале полета.

3. Проектирование материала элементов конструкций РН и выбор ЭМ.

Цель данного блока исследований заключается в проектировании новых ПКМ для последующего изготовления из них сухих отсеков РН, утилизируемых на траектории спуска за счет дополнительной энергии, например, с помощью ЭМ. Данный блок включает большой объем исследований и научно-методических разработок, связанных с разработкой:

– методик синтеза композиций и составов ПКМ, обладающих минимальной энергией активации и удовлетворяющих требованиям, сформированным по результатам работ блока 1 и 2;

– методики выбора ЭМ, отвечающих требованиям пожаровзрывобезопасности и выделяющих теплоту, достаточную для доведения синтезированного ПКМ либо до температуры воспламенения и последующего горения, либо нагрева до состояния, обеспечивающего диспергацию ПКМ до мелкодисперсной фракции при аэродинамическом нагружении при входе в плотные слои атмосферы;

– технологией изготовления синтезированного ПКМ;

– разработкой технических условий на синтезированные ПКМ.

Одним из основных требований, предъявляемых как к синтезируемому ПКМ, так и к ЭМ, является отсутствие токсичности продуктов реакции горения для минимизации воздействия на окружающую среду.

4. Проектирование элементов конструкций РН.

При разработке научно-методического подхода к проектированию конструкций сухих отсеков РН из синтезированных ПКМ возможны два направления в зависимости от технологии изготовления:

– формирование научно-методического подхода, основываясь на существующие технологии изготовления сухих отсеков РН с допущением минимальных изменений;

– изменение конструкций сухих отсеков РН (на основании результатов исследований по блокам 1-3 и удовлетворяющих всем установленным требованиям) и, следовательно, изменение технологии их изготовления на заводе-изготовителе.

Оба варианта предусматривают разработку:

– методик определения проектно-конструкторских параметров конструкции сухих отсеков РН из синтезированных материалов из условий: а) обеспечения требуемой термопрочности на участке выведения; б) обеспечения утилизации путем сжигания или диспергации на траектории спуска в заданном интервале полета;

– технологии изготовления проектируемых конструкций РН;

– методики оценки термопрочности и нагружения проектируемых конструкций РН, как при проектировании РН в целом, так и на активном участке траектории.

5. Сжигание отделившихся элементов конструкции РН предполагает:

– разработку способов размещения ЭМ в конструкции сухих отсеков РН;

– методику выбора точек инициации по поверхности отделившейся части РН из условия реализации процесса пиролиза конструкции до наступления механического разрушения;

– методику зажигания ЭМ;

– моделирование процесса горения и возможной фрагментации утилизируемых конструкций в условиях полета на траектории спуска, учитывая результаты блока 2, 3.

6. Валидация разработанных утилизируемых путем сжигания или диспергации отделяющихся частей РН.

7. Оценка эффективности применения утилизируемых путем сжигания или диспергации элементов конструкций РН для сокращения площадей районов падения.

Каждый из блоков предполагает проведение теоретических и экспериментальных исследований по каждой из разрабатываемой методике, способу и т.д. и взаимозависим с другими блоками. Представленные блоки общей концепции методологии проектирования утилизируемых путем сжигания или диспергации отделяющихся сухих отсеков РН описаны в общем виде и уточняются в процессе проведения соответствующих исследований.

4.4. Выводы по главе 4

1. Приведено уточнение основных положений концепции терморазложения СГО РН, заключающееся в замене материалов конструкции СГО РН на синтезированный ПКМ, обеспечивающий термопрочностные характеристики соответствующие фактическому нагружению СГО РН, и предполагающей термическое разложение связующей матрицы в условиях безатмосферного полета (пиролиз) с последующей диспергацией до мелкодисперсной фракции под воздействием нарастающего нагружения при движении в плотных слоях атмосферы.

2. Определены основные направления разработки методики проектирования сжигаемых ГОсж на основе проведённого сравнительного анализа основных положений при проектировании традиционных и сжигаемых ГО.

3. Сформирован общий научно-методический поход к созданию сжигаемых не только СГО РН, но отделяющихся ХО и ПО РН, который в общем виде определяет разработку концепции сжигания СГО РН для повышения экологической безопасности и экономической эффективности ракетно-космической деятельности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены исследования сжигания ИДО, изготовленных из ПКМ и ЭМ, представляющих элемент конструкции СГО РН с целью оценки возможности применения данных материалов для разработки сжигаемых на траектории спуска СГО РН для исключения выделения для них площадей под районы падения.

1. Предложена концепция сжигания СГО РН при движении на пассивном участке траектории за счет подвода дополнительной теплоты в результате реакции горения ЭМ, размещенного в конструкции, отличающаяся от известных концепций:

а) кардинальным решением проблемы выделения районов падения для отделяющихся частей РН за счет их сжигания при движении на пассивном участке траектории спуска,

б) выбором структуры элементов отделяющихся частей РН и их материалов из условия режимов процесса тепло-массообмена,

в) введением в конструкцию системы сжигания, состоящей из энергетического материала и системы инициализации, обеспечивающей, помимо выполнения целевой функции, сжигание конструкции после выполнения миссии при движении на пассивном участке траектории.

2. Разработана методика определения геометрического облика ИДО, которая включает: а) разработку физико-математической модели определения геометрического облика ИДО; б) разработку компьютерной модели определения геометрического облика ИДО, и учитывающая термодинамический и кинетический анализ процесса сжигания разрабатываемых конструкций. В основе разработанной методики лежат расчетные схемы конструкций заполнителя трех типов, выполненные в виде конструкции с каналами прямоугольной формы, усложненной прямоугольной формы и треугольной формы.

Для проведения теоретико-экспериментальных исследований в качестве материалов для замены материалов традиционного ГО были отобраны:

– органопластик с модифицирующим связующим вместо обшивок ПКМ на основе углеродных волокон;

– смесевые твердые ракетные топлива на основе перхлората калия $KClO_4$ или аммония NH_4ClO_4 с эпоксидной смолой и порошком алюминия вместо АСЗ.

По результатам компьютерного моделирования геометрического облика ИДО из выбранных материалов определены конструкции заполнителя экспериментальных ИДО.

3. Разработана методика проведения физического эксперимента сжигания ИДО из ПКМ и ЭМ для исследования процесса тепло- и массообмена в зависимости от выбранных материалов и получена база данных по экспериментальным исследованиям различных типов конструкций и возможных материалов для последующей разработки методики проектирования сжигаемых конструкций РН.

В результате проведения экспериментальных исследований сжигания ИДО из выбранных материалов наименьший процентный остаток обшивки по массе наблюдается для четырехканального ИДО, у которого максимальная потеря массы ИДО составила ~ 70 % (потеря массы обшивки 84%). Максимальная температура обшивки для этого варианта составила 1157 градусов С.

Полученные результаты теоретических и экспериментальных исследований по оценке средних температур обшивок ИДО, на примере двухканального ИДО, изготовленного из ЭМ на основе перхлората калия $KClO_4$, показывают сходимость в пределах допустимого отклонения (до 20%) с учетом принятых допущений: средняя температура обшивок в результате компьютерного моделирования ~ 1000 градусов К, в процессе экспериментальных исследований ~ 1100 градусов К.

4. Результаты теоретико-экспериментальных исследований показывают, что применяемые в настоящее время ПКМ на основе углепластика, из которого изготовлены обшивки конструкции оболочки ГО, обладают избыточной термопрочностью; теплоты, выделяющейся при сжигании заполнителя из ЭМ недостаточно для доведения материала обшивки до температуры воспламенения и

последующего горения; конструкционный материал, из которого изготавливается оболочка ГО и ИДО, не обеспечивает необходимых условий для эффективного тепло- и массообмена между продуктами сгорания ЭМ.

5. На основании результатов проведенного исследования предложены рекомендации к дальнейшим исследованиям по разработке сжигаемых отделяющихся конструкций РН, основанные на пиролизе синтезированного материала конструкции на внеатмосферном участке траектории спуска с последующей диспергацией до мелкодисперсной фракции при входе в плотные слои атмосферы и догоранием частиц до пылевидных размеров при движении на атмосферном участке траектории спуска.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АСЗ	–	алюминиевый сотовый заполнитель
ГО	–	головной обтекатель
ИДО	–	исследовательский демонстрационный образец
КСС	–	конструктивно-силовая схема
ОЧ	–	отделяющаяся часть
ПКМ	–	полимерный композиционный материал
ПГ	–	полезный груз
ПО	–	переходной отсек
ПС	–	пиротехнический состав
РН	–	ракета-носитель
РП	–	район падения
СГО	–	створки головного обтекателя
ХО	–	хвостовой отсек
ЭМ	–	энергетический материал

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Киселева, Е. В поисках «Союза»: как ищут отделившиеся при запуске части ракеты / Е. Киселева. – URL: https://tass.ru/v-strane/11050721 (дата обращения: 07.01.2023).

2. Шатров, Я. Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности : учеб.-метод. пособие / Я. Т. Шатров. – Королев : ЦНИИмаш, 2010. – Ч. 1. – 261 с. – ISBN 978-5-85162-076-8.

3. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения : моногр. / В. В. Авдошкин, Н. Ф. Аверкиев, А. А. Ардашов [и др.] ; под ред. А. С. Фадеева, Н. Ф. Аверкиева ; Военно-космическая акад. им. А. Ф. Можайского. – Санкт-Петербург : Изд-во ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 371 с. – ISBN 978-5-4240-0140-6.

4. Полуаршинов, А. М. Новая технология определения характеристик районов падения отделяющихся частей ракет-носителей на основе страхования рисков нанесения ущерба / А. М. Полуаршинов // XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства : сб. тез. (Москва, 24–27 янв. 2023 г.) / Моск. гос. техн. ун-т им. Н. Э. Баумана (нац. исслед. ун-т). – Москва : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2023. – Т. 4. – С. 379–383.

5. Guidelines for the Long-Term Sustainability of Outer Space Activities / UN Committee of the Peaceful Uses of Outer Space, Scientifical and Technical Subcommittee. – Vienna, Austria, 2018. – 48 p. – ISBN 9789210021852.

6. Ailor, W. H. Spacecraft re-entry strategies: meeting debris mitigation and ground safety requirements / W. H. Ailor, R. P. Patera. – DOI: 10.1243/09544100JAERO199 // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G. Journal of Aerospace Engineering. – 2007. – Vol. 221, no. 6. – P. 947–953.

7. Trajectory Estimation of the Hayabusa Spacecraft during Atmospheric Disintegration / M. Shoemaker, C. J. Van der Ha, S. Abe, K. Fujita. – DOI: 10.2514/1.A32338 // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2013. – Vol. 50, no. 2. – P. 326–336.

8. Федоров, А. В. Основы устройства ракетно-космических комплексов : учеб. пособие / А. В. Федоров, Н. Д. Аникейчик. – Санкт-Петербург, 2012. – 243 с.

9. Controlled deorbit of the «Delta-4» upper stage for the DMSP-17mission» / R. P. Patera, K. R. Bohman, M. A. Landa [et al.] // Space Safety in a Global World : Proc. of the 2nd IAASS Conference (Chicago, USA, 14–16 May 2007). – URL: https://aiaa.kavi.com/apps/group_public/download.php/3138/Control%20Deorbit%20of%20Delta%20IV.pdf (date accessed: 07.01.2023).

10. Successful Demonstration for Upper Stage Controlled Re-entry Experiment by H-IIB Launch Vehicle / K. Takase, M. Tsuboi, S. Mori, K. Kobayash // Mitsubishi Heavy Industries Technical Review. – 2011. – Vol. 48, no. 4. – P. 11–16.

11. Разрушение деталей спутников, отработавших на околоземной орбите / К. А. Моногаров, А. Н. Пивкина, Н. В. Муравьев [и др.] // Горение и взрыв. – 2014. – Вып. 7. – С. 327–330.

12. Uncontrolled re-entry of satellite parts after finishing their mission in LEO: Titanium alloy degradation by thermite reaction energy / K. A. Monogarov, A. N. Pivkina, L. I. Grishin [et al.]. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.10.031 // Acta Astronautica. – 2017. – Vol. 135. – P. 69–75.

13. Новое в развитии ракетно-космических систем: одноступенчатая многоразовая РН «КОРОНА» // Ракетно-космическая техника : науч.-техн. сб. Сер. XIV. – Миасс : ГРЦ «КБ им. академика В. П. Макеева», 1999. – Вып. 1 (43), ч. 2. – С. 181–209.

14. Encyclopedia Astronautica. – URL: https://web.archive.org/web/20121228125150/http://www.astronautix.com/lvs/dcx.htm (date accessed: 15.01.2023).

15. РН «Kankoh-maru». – URL: http://uchuumaru.official.jp/spaceship/kankohmaru.htm (date accessed: 07.08.2023).

16. Falcon 9 attempts ocean platform landing. – URL: https://prezi.com/sgtwgebgpfke/falcon-9-attempts-ocean-platform-landing/ (date accessed: 30.04.2017).

17. The New Shepard system. – URL: https://www.blueorigin.com/technology (date accessed: 30.04.2017).

18. Многоразовый ускоритель «Байкал». – URL: http://npo-molniya.ru/uskoritel-baikal (дата обращения: 30.04.2017).

19. Ракета-носитель «Россиянка». – URL: http://makeyev.ru/rocspace/rossiyanka/ (дата обращения: 30.04.2017).

20. Медведев, А. А. Предложения по повышению конкурентоспособности ракет-носителей среднего и тяжелого классов за счет применения многоразовых элементов в отечественных средствах выведения / А. А. Медведев // Космонавтика и ракетостроение. – 2018. – № 3 (102). – С. 111–121.

21. Шатров, Я. Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности : учеб.-метод. пособие / Я. Т. Шатров. – Королев : ЦНИИмаш, 2010. – Ч. 2. – 222 с. – ISBN 978-5-85162-076-8.

22. Патент № 2495802 Российская Федерация, МПК B64G 1/62. Способ применения парашютной системы для спасения отработанных ступеней ракет-носителей или их частей и спускаемых космических аппаратов : № 2011109914/11 : заявл. 17.03.2011 : опубл. 20.10.2013 / Ю. Н. Гвоздев, П. И. Иванов, Ю. Г. Мехоношин, В. Н. Чижухин, В. А. Юшков ; заявитель В. Н. Чижухин.

23. Wiesendanger, A. RUAG Reusable payload fairing / A. Wiesendanger // 32nd National space symposium (Colorado Springs, US, April 11–14 2016). – URL: https://kipdf.com/ruag-reusable-payload-fairing_5b0b98448ead0e45968b4588.html (date accessed: 15.01.2023).

24. Патент № 2223896 Российская Федерация, МПК B64G 1/62. Отделяемый от гиперзвукового летательного аппарата элемент, обладающий аэродинамическим качеством : № 2002121981/11 : заявл. 12.08.2002 : опубл. 20.02.2004 / В. А. Болотин, Н. Д. Никитин ; заявитель ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева».

25. Спасение СГО РН «Falcon-9» для их повторного использования. – URL: https://habr.com/ru/news/t/463051/ (дата обращения: 07.01.2023).

26. Clark, S. New photos illustrate progress in SpaceX's fairing recovery attempts / S. Clark. – URL: https://spaceflightnow.com/2018/06/01/new-photos-illustrate-progress-in-spacexs-fairing-recovery-attempts/ (date accessed: 15.01.2023).

27. SpaceX: Опубликованы детали системы возврата головного обтекателя. – URL: https://thealphacentauri.net/spacex-fairing-reusable/ (дата обращения: 15.01.2023).

28. Patent № CN111174646A, IPC F42B 10/56. Rocket fairing recovery system and method : № 202010177938.6 : application 13.03.2020 : publ. 19.05.2020 / 彭小波, 郑立伟, 施发树.

29. Patent № CN112556515A, IPC F42B 15/00. Recovery system and method for rocket fairing : № 202110188315.3 : application 19.02.2021: publ. 03.08.2021 / 彭小波, 郑立伟, 施发树.

30. Патент № 2771531 Российская Федерация, МПК B64G 1/62. Способ возврата головного обтекателя ракеты на землю (варианты) и обтекатель для реализации этого способа (варианты) : № 2021123460 : заявл. 06.08.2021 : опубл. 05.05.2022 / С. И. Ивандаев.

31. Никитин, Н. Д. Разработка метода расчета и исследования аэродинамических характеристик створок головных обтекателей ракет-носителей : специальность 01.02.05 «Механика жидкости, газа и плазмы» : дис. ... канд. физ.-мат. наук / Н. Д. Никитин. – Москва, 1998. – 161 с.

32. Исследование аэродинамических аспектов проблемы сокращения районов падения створок обтекателей ракет-носителей / А. А. Дядькин, С. С. Козлов, В. И. Лапыгин [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. – 2002. – № 28. – С. 17–25.

33. Патент № 2086903 Российская Федерация, МПК F42B 15/00. Способ спуска в атмосфере отделяемого от гиперзвукового летательного аппарата элемента, обладающего аэродинамическим качеством, и устройство для

осуществления способа : № 95110846/02 : заявл. 29.06.1995 : опубл. 10.08.97 / В. И. Бодриков, С. В. Борзых, Л. С. Григорьев [и др.] ; заявитель Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева.

34. Назарова, Д. К. Определение аэродинамических характеристик отделяемых от ракеты-носителя элементов конструкции в виде оболочек и разработка способов их аэродинамической стабилизации : специальность 05.07.01 «Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов» : дис. ... канд. техн. наук / Д. К. Назарова. – Москва, 2019. – 176 с.

35. Мухаметов, И. Ф. Разработка системы спуска створок головного обтекателя для РКН семейства «Ангара» / И. Ф. Мухаметов, С. К. Салопахин // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли : материалы IX Всерос. науч. конф., посвящ. памяти гл. конструктора ПО «Полет» А. С. Клинышкова (Омск, 17 февр. 2015 г.) / Ом. гос. техн. ун-т. – Омск : Изд-во ОмГТУ, 2015. – С. 270–276.

36. Поляков, П. П. Управление отделяемыми частями ракет-носителей с целью сокращения районов падения / П. П. Поляков // Лесной вестник. – 2015. – № 3. – С. 90–94.

37. Reusable payload fairings: Mission engineering and GNC challenges / D. Bonetti, G. Medici, G. B. Arnao [et al.]. – DOI: 10.13009/EUCASS2019-638 // The 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). – URL: https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2019-0638.pdf (date accessed: 12.04.2021).

38. Патент № 2012122926 Российская Федерация, МПК B64G 1/100. Способ запуска ракетоносителей космических аппаратов с исключением районов падения отработанных ракетных блоков и головных обтекателей : № 2012122926/11 : заявл. 05.06.2012 : опубл. 10.12.2013 / Ю. Г. Мехоношин, В. Н. Чижухин.

39. Patent 8498756 US, IPC B64G 1/14. Movable ground based recovery system for reusable space flight hardware : № 13/213,022 : application 18.08.2011 : publ. 30.07.2013 / G. L. Sarver.

40. Головные обтекатели (СЗБ). – URL: https://www.ecoruspace.me/Головные%20обтекатели%20(СЗБ).html (дата обращения: 07.01.2023).

41. Потапов, А. М. Сравнение головных обтекателей существующих и перспективных отечественных ракет-носителей и их зарубежных аналогов / А. М. Потапов, В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 1 (118). – С. 35–43.

42. Патент № 2410297 Российская Федерация, МПК B64G 1/58. Внутренняя многослойная теплоизоляция головных обтекателей : № 2009121274/11 : заявл. 04.06.2009 : опубл. 27.01.2011 / В. Ф. Аристов, В. М. Цвелев ; заявитель ООО «Науч.-исслед. ин-т космич. и авиац. материалов».

43. ОСТ 92-5156-90. Конструкции трехслойные с обшивками из полимерных композиционных материалов клееные. Типовой технологический процесс изготовления : дата введ. 1991-07-01. – Москва : Изд-во стандартов, 1991. – 37 с.

44. Патент № 2355583 Российская Федерация, МПК B32B 37/00, B32B 23/00. Способ изготовления крупногабаритных трехслойных конструкций из полимерных композиционных материалов : № 2007120096/02 : заявл. 29.02.2007 : опубл. 20.05.2009 / Н. Е. Гребнев, В. А. Ефремов, А. Н. Кашицын, А. Г. Коротков, С. В. Максимов, О. В. Поспелова ; заявитель Гос. науч.-производств. ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс».

45. Коваленко, В. А. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности / В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 5 (82). – С. 14–20.

46. Конструктивное исполнение РН «Космос-3М». – URL: http: //www.megaobuchalka.ru/3/35491.html (дата обращения: 30.04.2017).

47. Патент № 2581636 Российская Федерация, МПК F42B 10/46, B64G 1/64. Головной обтекатель ракеты : № 2015105466/11 : заявл. 17.02.2015 : опубл.

20.04.2016 / В. И. Трушляков, Я. Т. Шатров, Д. Б. Лемперт, **Ю. В. Иордан**, В. Е. Зарко ; заявитель Ом. гос. техн. ун-т.

48. Utilization of thermite energy for re-entry disruption of detachable rocket elements made of composite polymeric material / K. Monogarov, V. Trushlyakov, **Yu. Iordan** [et al.]. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.11.028 // Acta Astronautica. – 2018. – Vol. 150. – P. 49–55.

49. Trushlyakov, V. Combustion possibility assessment for separating launch-vehicle components during atmospheric phase of descent trajectory / V. Trushlyakov, K. Zharikov, D. Davydovich. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.02.003 // Acta Astronautica. – 2019. – Vol. 159. – P. 540–546.

50. A simulation of the thermal environment of a plastic body of a new type of launch vehicle at the atmospheric phase of the trajectory / A. Dreus, V. Yemets, M. Dron [et al.] – DOI: 10.1108/AEAT-04-2021-0100 // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. – 2021. – Vol. 94, no. 4. – P. 505–514.

51. Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения : отчет о выполнении проекта № 16-19-10091 (этап 1 / промежуточ.) / Ом. гос. техн. ун-т ; рук. В. И. Трушляков ; исполн.: **Ю. И. Иордан** [и др.] ; Соглашение № 16-19-10091 от 18.05.2016 г. – Омск, 2016. – 128 с.

52. Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения : отчет о выполнении проекта № 16-19-10091 (этап 2 / промежуточ.) / Ом. гос. техн. ун-т ; рук. В. И. Трушляков ; исполн.: **Ю. И. Иордан** [и др.] ; Соглашение № 16-19-10091 от 18.05.2016 г. – Омск, 2017. – 83 с.

53. Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения : отчет о выполнении проекта № 16-19-10091 (этап 3 / заключ.) / Ом. гос. техн. ун-т ; рук. В. И. Трушляков ; исполн.: **Ю. И. Иордан** [и др.]; Соглашение № 16-19-10091 от 18.05.2016 г. – Омск, 2018. – 80 с.

54. Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения : отчет о выполнении проекта № 16-19-10091-П (этап 1 / промежуточ.) / Ом. гос. техн. ун-т ; рук. В. И. Трушляков ; исполн.: **Ю. И. Иордан** [и др.] ; Соглашение № 16-19-10091-П от 24.05.2019 г. – Омск, 2019. – 36 с.

55. Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения : отчет о выполнении проекта № 16-19-10091-П (этап 2 / заключ.) / Ом. гос. техн. ун-т ; рук. В. И. Трушляков ; исполн.: **Ю. И. Иордан** [и др.] ; Соглашение № 16-19-10091-П от 24.05.2019 г. – Омск, 2020. – 113 с.

56. Разработка предложений по исключению районов падения головного обтекателя, хвостового отсека за счет создания их сгораемых конструкций на пассивном участке траектории : отчет о НИР. Шифр: СЧ НИР «Повышение тактико-технических характеристик ракет-носителей с маршевыми жидкостными ракетными двигателями за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней и сгораемых конструкций головных обтекателей» (этап 2, промеж.) по теме «Авангард» (Флагман) - «Ласточка» (контракт № 47702388027160000450/(120-1200-2016)-1203/48-2017 от 17.04.2017 между ОмГТУ и ЦНИИмаш) ; рук. В. И. Трушляков ; исполн.: **Ю. И. Иордан** [и др.].

57. Разработка предложений по повышению эффективности перспективных РН по реализации проектно-конструкторских решений по обеспечению экологической безопасности и сокращению районов падения отделяющихся частей РН : отчет о НИР. Шифр: СЧ НИР «Повышение тактико-технических характеристик ракет-носителей с маршевыми жидкостными ракетными двигателями за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней и сгораемых конструкций головных обтекателей» (этап 3, заключ.) по теме «Авангард» (Флагман) - «Ласточка» (контракт №

47702388027160000450/(120-1200-2016)-1203/48-2017 от 17.04.2017 между ОмГТУ и ЦНИИмаш); рук. В. И. Трушляков ; исполн.: **Ю. И. Иордан** [и др.].

58. Технико-экономический анализ затрат на ПКР по разработке сгораемых при спуске конструкций ГО, ХО. Оценка возможностей сжигания силовых элементов ГО, ХО : отчет о НИР. Шифр: СЧ НИР «Снижение последствий аварийных отказов в полёте РН с маршевыми ЖРД за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней на основе создания эффективных систем испарения невырабатываемых остатков топлива с использованием технологии получения теплоты непосредственно в топливных баках отработавшей ступени РН. Технико-экономический анализ затрат на ПКР по разработке сгораемых при спуске конструкций ГО, ХО. Оценка возможностей сжигания силовых элементов ГО, ХО (этап 2, заключ.) по теме «Авангард» (Флагман)-2 - «Ласточка-2» (контракт № 192173020148221700024185 1/(255-1200-2017)-12003/33-2020 от 28.02.2020 между ОмГТУ и ЦНИИмаш); рук. В. И. Трушляков ; исполн.: **Ю. И. Иордан** [и др.].

59. Предложения по созданию сжигаемых на траектории спуска конструкций головного обтекателя, хвостового отсека, переходного отсека с целью исключения необходимости отведения районов для их падения (этап 1, заключ.) : отчет о НИР по теме «Авангард» (Флагман-3) - «Ласточка-3» (контракт №21257302009522170002418 51 / (98-12000-2021)-12102/93-2022 от 01.04.2022 г. между ОмГТУ и АО «ЦНИИмаш»); рук. В. И. Трушляков ; исполн.: **Ю. И. Иордан** [и др.].

60. Петров, А. В. Технологии утилизации полимерных композиционных материалов (обзор) / А. В. Петров, М. С. Дориомедов, С. Ю. Скрипачев // Труды ВИАМ. – 2015. – № 8. – С. 9.

61. Meyer, L. O. CFRP-recycling following a pyrolysis route: process optimization and potentials / L. O. Meyer, K. Schulte, E. Grove-Nielsen // Journal of Composite Materials. – 2009. – Vol. 43, no. 9. – P. 1121–1132.

62. Планковский, С. И. Современные методы утилизации полимерных композиционных материалов / С. И. Планковский, В. О. Гарин, Е. В. Цегельник //

Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2011. – № 51. – С. 186–193.

63. Технические и экологические аспекты ликвидации твердотопливных межконтинентальных баллистических ракет : моногр. / под ред. М. И. Соколовского, Я. И. Вайсмана. – Пермь : Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2009. – 634 с. – ISBN 978-5-398-00142-6.

64. Лемперт, Д. Б. Оценка массы пиротехнической смеси для сжигания головного обтекателя космической ракеты / Д. Б. Лемперт, В. И. Трушляков, В. Е. Зарко // Физика горения и взрыва. – 2015. – Т. 51, № 5. – С. 121–125.

65. Зарко, В. Е. Предварительная оценка возможности использования механоактивированных пиротехнических составов для сжигания композиционных материалов / В. Е. Зарко, М. А. Корчагин, **Ю. И. Иордан** [и др.] // Динамика систем, механизмов и машин. – 2016. – Т. 3, № 1. – С. 252–257.

66. Polymer Materials for Combustion of Discarded Parts of Aerospace Vehicles / V. I. Trushlyakov, K. I. Zharikov, D. B. Lempert, L. S. Yanovskii. – DOI: 10.1134/S1070427221010134 // Russian Journal of Applied Chemistrythis. – 2021. – Vol. 94, no. 1. – P. 94–98.

67. ГОСТ 28006-2023. Лента углеродная конструкционная. Технические условия : утв. и введ. в действие Приказом Федер. агентства по техн. регулированию и метрологии от 28 апр. 2023 г. № 284-ст : дата введ. 2023-05-01 / разраб. ООО «Аргон». – URL: https://allgosts.ru/59/100/gost_28006-2023?ysclid=loplxoavx92320894 (дата обращения: 07.06.2023).

68. Fisher, S. H. Theoretical energy release of thermites, intermetallics, and combustible metals / S. H. Fisher, M. C. Grubelich // Proceedings of 24th International pyrotechnics seminar (California, 27–31 July 1998). – Monterey, 1998. – P. 231–286.

69. Trusov, B. G. Program System TERRA for Simulation Phase and Thermal Chemical Equilibrium / B. G. Trusov // XIV International Conference on Chemical Thermodynamics Proc. – St-Peterburg, 2002. – P. 483–484.

70. Trushlyakov, V. The use of thermite-incendiary compositions for burning of fairing of space launch vehicle / V. Trushlyakov, D. Lempert, V. Zarko // New

Trends in Research of Energetic Materials : Proceedings of the 18th international seminar (Pardubice, Czech Republic, April 15–17 2015). – Pardubice : Publ. by University of Pardubice, 2015. – Vol. 2. – P. 901–904.

71. Расчет теплотворной способности топлива : метод. указания к расчетной работе по химической термодинамике / А. А. Литманович, Е. В. Новоселова, Г. Ю. Остаева [и др.] ; Моск. автомобильно-дорож. гос. техн. ун-т. – Москва : Изд-во МАДИ, 2014. – 20 с.

72. Пригожин, И. Современная термодинамика. От тепловых двигателей до диссипативных структур / И. Пригожин, Д. Кондепуди : пер. с англ. Ю. А. Данилова, В. В. Белого. – Москва : Мир, 2002. – 461 с. – ISBN 5-03-003538-9.

73. Мельников, В. Э. Современная пиротехника : моногр. / В. Э. Мельников. – Москва, 2014. – 480 с.

74. Авторское свидетельство № 975068 СССР, МПК B02C 17/08. Планетарная мельница : № 3310409 : заявл. 26.06.1981 : опубл. 23.11.1982 / Е. Г. Авакумов, А. Р. Поткин, О. И. Самарин.

75. Natural fibre and polymer matrix composites and their applications in aerospace engineering / P. Balakrishnan, M. J. John, L. Pothen [et al.]. – DOI: 10.1016/B978-0-08-100037-3.00012-2 // Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering. – Elsevier Ltd, 2016. – P. 365–383.

76. Braided composites in aerospace engineering / J. P. Carey, G. W. Melenka, A. Hunt [et al.]. – DOI: 10.1016/B978-0-08-100037-3.00006-7 // Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering. – Elsevier Ltd, 2016. – P. 175–212.

77. Chung, D. D. L. Self-sensing structural composites in aerospace engineering / D. D. L. Chung // Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering. – Elsevier Ltd, 2016. – P. 295–331.

78. Ellis, B. Polymers: A Property Database, Second Edition / B. Ellis, R. Smith. – Boca Raton : CRC Press, 2008. – 1052 p. – ISBN 9780429127687.

79. The role of advanced polymer materials in aerospace / S. W. Ghori, R. Siakeng, M. Rasheed [et al.] // Sustainable Composites for Aerospace Applications. – Elsevier Ltd, 2018. – P. 19–34.

80. Materials selection for aerospace components / J. Kandasamy V. R. Kar, M. T. H. Sultan, R. Murugan // Sustainable Composites for Aerospace Applications. – Elsevier Ltd, 2018. – P. 1–18.

81. Разработка состава и технологии изготовления, сжигаемого полимерного композиционного материала / В. И. Трушляков, А. И. Блесман, Г. С. Русских [и др.] // Функциональные наноматериалы и высокочистые вещества : сб. материалов VIII Междунар. конф. с элементами науч. школы для молодежи (Суздаль, 5–9 окт. 2020 г.) / Ин-т металлургии и материаловедения им. А. А. Байкова Российской академии наук. – Москва : ИМЕТ РАН, 2018. – С. 159–161.

82. Nikolaeva, E. A. Methods for increasing the thermal conductivity of polymers and polymer composite materials / E. A. Nikolaeva, A. N. Timofeev, K. V. Mikhaylovskiy. – DOI: 10.21499/2409-1650-2018-1-156-168 // Informacionno-technologicheskij vestnik. – 2018. – Vol. 15, no.1. – P. 156–168.

83. Шидловский, А. А. Основы пиротехники / А. А. Шидловский. – Москва : Машиностроение, 1973. – 320 с.

84. Trushlyakov, V. I. Methodology for the Design of Combustible Structures of Separating Launch Vehicle Parts / V. I. Trushlyakov, A. V. Panichkin. – DOI: 10.2514/1.A34920 // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2021. – Vol. 58, no. 4. – P. 1–7.

85. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020661061 Российская Федерация. Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «усложненный прямоугольный канал» : № 20200660468 : заявл. 17.09.2020 : опубл. (зарег.) 17.09.2020 / А. В. Паничкин, В. И. Трушляков, **Ю. В. Иордан** ; заявитель Ом. гос. техн. ун-т.

86. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020661093 Российская Федерация. Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «прямоугольный канал» : № 20200660470 : заявл. 17.09.2020 : опубл. (зарег.)

17.09.2020 / А. В. Паничкин, В. И. Трушляков, **Ю. В. Иордан** ; заявитель Ом. гос. техн. ун-т.

87. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020661094 Российская Федерация. Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «треугольный канал» : № 20200660471 : заявл. 17.09.2020 : опубл. (зарег.) 17.09.2020 / А. В. Паничкин, В. И. Трушляков, **Ю. В. Иордан** ; заявитель Ом. гос. техн. ун-т.

88. Иванов, Н. Н. Приборы и установки контактной диагностики и их использование в исследовании высокотемпературных двухфазных потоков / Н. Н. Иванов, А. Н. Иванов // Физика горения и взрыва. – 1991. – Т. 27, № 6. – С. 87–101.

89. Заявка № 2023123905 от 15.09.2023 г. Способ минимизации зоны отчуждения отделяющейся части ступени ракеты-носителя и устройство для реализации / В. И. Трушляков, **Ю. В. Сурикова**, Д. Ю. Давыдович.

90. Microwave vacuum pyrolysis of waste plastic and used cooking oil for simultaneous waste reduction and sustainable energy conversion: Recovery of cleaner liquid fuel and techno-economic analysis / S. S. Lam, Wan Adibah Wan Mahari, Y. S. Ok [et al.] // Renewable and Sustainable Energy Reviews. – 2019. – Vol. 115. – P. 109359.

91. Патент № 2776312 Российская Федерация, МПК C08J 5/04, C08L 23/18. Способ разработки полимерного композиционного материала с учетом его последующей утилизации и устройство для его реализации : № 2021113867 : заявл. 17.05.2021 : опубл. 18.07.2022 / В. И. Трушляков, Г. С. Русских, Д. Ю. Давыдович, **Ю. В. Иордан**, П. Д. Фатеев ; заявитель Ом. гос. техн. ун-т.

92. Патент № 2779757 Российская Федерация, МПК C08J 11/04, B29B 17/00. Способ утилизации отработавшей пластиковой тары для нефтепродуктов, находящейся в удаленных территориях, и устройство для его реализации : № 2021122766 : заявл. 30.07.2021 : опубл. 13.09.2022 / В. И. Трушляков, Г. С. Русских, Ю. Н. Рыбаков, И. В. Данилов ; заявитель Ом. гос. техн. ун-т.

93. Патент № 2789048 Российская Федерация, МПК C08L 69/00, B01J 8/00. Способ синтеза состава полимерного композиционного материала для изготовления нефтепродуктовой тары с последующей утилизацией и устройство для его реализации : № 2021138922 : заявл. 27.12.2021 : опубл. 27.01.2023 / В. И. Трушляков, Г. С. Русских, Д. Ю. Давыдович, П. Д. Фатеев ; заявитель Ом. гос. техн. ун-т.

94. Патент № 2803677 Российская Федерация, МПК B95D 1/02, B95D 21/024, B95D 21/028, B95D 21/032. Способ хранения нефтепродуктов и устройство для его реализации : № 2022123901 : заявл. 08.09.2022 ; опубл. 19.09.2023 / В. И. Трушляков, Г. С. Русских, Д. Ю. Давыдович ; заявитель Ом. гос. техн. ун-т.

95. Kondratev, A. Design of the payload fairings of launch vehicles made of polymer composite materials with simultaneous thermal and power effects / A. Kondratev // Design and manufacture of aircraft. – 2010. – Vol. 4. – P. 11–22.

Приложение 1. Полученные акты внедрения

УТВЕРЖДАЮ

И. о. проректора по образовательной деятельности ФГАОУ ВО «Омский государственный технический университет»

_____ Н. А. Прокудина

«12» сентября 2023 г.

АКТ

о практическом использовании в учебном процессе материалов кандидатской диссертации Суриковой Юлии Вячеславовны по теме: «Разработка методики оценки возможности сжигания элемента конструкции головного обтекателя ракеты-носителя»

Полученные научные результаты работы, а именно методика определения геометрического облика трехслойного элемента конструкции отделяющихся створок головного обтекателя ракеты-носителя из различных материалов, методика моделирования процессов тепло- и масообмена этого элемента, учитывающая прочностные и теплофизические характеристики его материалов, а также полученные базы данных теоретических и экспериментальных исследований по материалам, возможным к применению в ракетно-космической технике, и конструкций из них используются в учебном процессе подготовки инженеров по специальностям 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов», 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» и магистров по направлению 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика» по дисциплинам «Строительная механика ракет», «Технология композитных конструкций ракетно-космической техники», а также в научно-исследовательской работе и выпускной квалификационной работе студентов на кафедре «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ.

И. о. начальника учебно-методического управления

Е. Г. Холкин

Заведующий кафедрой «Авиа- и ракетостроение»

А. Б. Яковлев

УТВЕРЖДАЮ

И. о. проректора по научной и инновационной деятельности ФГАОУ ВО «Омский государственный технический университет»

_____ Н. Н. Леонтьева

«15» сентября 2023 г.

АКТ

внедрения результатов диссертационной работы по теме: «Разработка методики оценки возможности сжигания элемента конструкции головного обтекателя ракеты-носителя» на соискание ученой степени кандидата наук Суриковой Юлии Вячеславовны

Полученные основные научные результаты: 1) методика определения геометрического облика трехслойного элемента конструкции отделяющихся створок головного обтекателя ракеты-носителя из различных материалов; 2) методика моделирования процессов тепло- и масообмена этого элемента, учитывающая прочностные и теплофизические характеристики его материалов; 3) методика проведения физического эксперимента сжигания элемента конструкции отделяющихся створок головного обтекателя ракеты-носителя при различных условиях; 4) база данных экспериментальных исследований по сжиганию трехслойного элемента конструкции, изготовленных из различных типов полимерных композиционных материалов и энергетических материалов, для последующей разработки методики проектирования сжигаемых конструкций ракет-носителей использованы при проведении научно-исследовательских работ в рамках выполнения гранта Российского научного фонда № 16-19-10091 от 18.05.2016 г. и № 16-19-10091-П от 24.05.2019 г. и включены в следующие разработки:

– Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения: отчет о выполнении проекта № 16-19-10091 (этап 1 / промежуточ.) / ОмГТУ; рук. Трушляков В.И.; исполн.: Лемперт Д.Б. [и др.]; Соглашение № 16-19-10091 от 18.05.2016 г. – Омск, 2016. – 128 с.

– Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения: отчет о выполнении проекта № 16-19-10091 (этап 2 / промежуточ.) / ОмГТУ; рук.

Трушляков В.И.; исполн.: Лемперт Д.Б. [и др.]; Соглашение № 16-19-10091 от 18.05.2016 г. – Омск, 2017. – 83 с.

– Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения: отчет о выполнении проекта № 16-19-10091 (этап 3 / заключ.) / ОмГТУ; рук. Трушляков В.И.; исполн.: Лемперт Д.Б. [и др.]; Соглашение № 16-19-10091 от 18.05.2016 г. – Омск, 2018. – 80 с.

– Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения: отчет о выполнении проекта № 16-19-10091-П (этап 1 / промежуточ.) / ОмГТУ; рук. Трушляков В.И.; исполн.: Лемперт Д.Б. [и др.]; Соглашение № 16-19-10091-П от 24.05.2019 г. – Омск, 2019. – 36 с.

– Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения: отчет о выполнении проекта № 16-19-10091-П (этап 2 / заключ.) / ОмГТУ; рук. Трушляков В.И.; исполн.: Лемперт Д.Б. [и др.]; Соглашение № 16-19-10091-П от 24.05.2019 г. – Омск, 2020. – 113 с.

Начальник управления научной деятельностью Е. В. Пономарев

Руководитель гранта РНФ № 16-19-10091,
№ 16-19-10091-П В. И. Трушляков

«УТВЕРЖДАЮ»
Генеральный конструктор
по средствам выведения и наземной
космической инфраструктуре –
заместитель генерального директора
АО «ЦНИИмаш»
_____ А.А. Медведев
«15» ___11___2023 г.

АКТ

внедрения результатов диссертационной работы по теме: «Разработка методики оценки возможности сжигания элемента конструкции головного обтекателя ракеты-носителя» на соискание ученой степени кандидата наук Суриковой Юлии Вячеславовны

Полученные основные научные результаты: 1) методика определения геометрического облика трехслойного элемента конструкции отделяющихся створок головного обтекателя ракеты-носителя из различных материалов, 2) методика моделирования процессов тепло- и массообмена этого элемента, учитывающая прочностные и теплофизические характеристики его материалов, 3) методика проведения физического эксперимента сжигания элемента конструкции отделяющихся створок головного обтекателя ракеты-носителя при различных условиях, 4) полученная база данных экспериментальных исследований по сжиганию трехслойного элемента конструкции, изготовленных из различных типов полимерных композиционных материалов и энергетических материалов, использованы при проведении совместных работ АО «ЦНИИмаш» и Омского государственного технического университета (ОмГТУ) в рамках выполнения:

1) СЧ НИР «Повышение тактико-технических характеристик ракет-носителей с маршевыми жидкостными ракетными двигателями за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней и сгораемых конструкций головных обтекателей» Шифр: СЧ НИР «Авангард» (Флагман) – «Ласточка» Контракт № 4770238802716000045О/(120-1200-2016)-1203/48-2017-17011 от 17.04.2017 г.;

2) СЧ НИР «Снижение последствий аварийных отказов в полете РН с маршевыми ЖРД за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней на основе создания эффективных систем испарения невырабатываемых остатков топлива с использованием технологии получения теплоты непосредственно в топливных баках отработавшей ступени РН. Технико-экономический анализ затрат на ПКР по разработке сгораемых при спуске конструкций ГО, ХО. Оценка возможностей сжигания силовых элементов ГО, ХО» Шифр: СЧ НИР «Авангард» (Флагман-2)-«Ласточка-2» Контракт

№19217302014822170000241851/(255-1200-2017)-12003/33-2020 от 28.02.2020 (ИГК 19217302014822170000241851);

3) СЧ НИР «Предложения по созданию сжигаемых на траектории спуска конструкций головного обтекателя, хвостового отсека, переходного отсека с целью исключения необходимости отведения районов для их падения» Шифр: СЧ НИР «Авангард» (Флагман-3)-«Ласточка-3» Контракт № 21257302009522170000241851/(98-12000-2021)-12102/93-2022 от 01.04.2022 г.

Заказчиком СЧ НИР «Авангард» (Флагман, Флагман-2, Флагман-3) являлась Госкорпорация «Роскосмос», головным исполнителем – АО «ЦНИИмаш», соисполнителем СЧ НИР «Авангард» (Флагман)-«Ласточка», «Авангард» (Флагман-2)-«Ласточка-2», «Авангард» (Флагман-3)-«Ласточка-3» – ОмГТУ.

Полученные соискателем результаты включены в следующие разработки:

– Повышение тактико-технических характеристик ракет-носителей с маршевыми жидкостными ракетными двигателями за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней и сгораемых конструкций головных обтекателей // НТО СЧ НИР «Авангард» (Флагман) – «Ласточка», ОмГТУ, 2017 г., 220 с.

– Повышение тактико-технических характеристик ракет-носителей с маршевыми жидкостными ракетными двигателями за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней и сгораемых конструкций головных обтекателей // НТО СЧ НИР «Авангард» (Флагман) – «Ласточка», ОмГТУ, 2018 г., 190 с.

– Снижение последствий аварийных отказов в полёте РН с маршевыми ЖРД за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней на основе создания эффективных систем испарения невырабатываемых остатков топлива с использованием технологии получения теплоты непосредственно в топливных баках отработавшей ступени РН. Технико-экономический анализ затрат на ПКР по разработке сгораемых при спуске конструкций ГО, ХО. Оценка возможностей сжигания силовых элементов ГО, ХО // НТО СЧ НИР «Авангард» (Флагман-2)-«Ласточка-2», ОмГТУ, 2021 г., 89 с;

– Предложения по созданию сжигаемых на траектории спуска конструкций головного обтекателя, хвостового отсека, переходного отсека с целью исключения необходимости отведения районов для их падения // НТО СЧ НИР «Авангард» (Флагман-3)-«Ласточка-3», ОмГТУ, 2022 г., 93 с.

Использование предлагаемого подхода, основанного на сжигании створок головных обтекателей ракет-носителей, позволит снизить техногенное воздействие на окружающую среду и повысить экономическую эффективность от ракетно-космической деятельности за счёт сокращения выведенных из хозяйственного оборота площадей под районы падения

отделяющихся конструкций ракет-носителей и затрат, связанных с содержанием и обслуживанием данных территорий, поиском, вывозом и последующей утилизацией этих конструкций.

Полученные результаты использовались в АО «ЦНИИмаш» в проектных разработках перспективных ракет-носителей для снижения техногенного воздействия пусков ракет-носителей на окружающую среду:

– «Исследование возможностей создания сгораемых после отделения от РН конструкций головных обтекателей, хвостовых и переходных отсеков с целью исключения необходимости отведения районов для их падения» // НТО СЧ НИР «Авангард» (Флагман), АО «ЦНИИмаш», 2017 г., с. 42-71;

– «Оценка влияния проектно-конструкторских решений по сокращению районов падения и обеспечению экологической безопасности на показатели эффективности перспективных ракет-носителей» // НТО СЧ НИР «Авангард» (Флагман-2), Приложение Г, АО «ЦНИИмаш», 2021 г., с. 45-52;

– «Системный анализ состояния и тенденций с обеспечением экологической безопасности ракетно-космической деятельности, безопасности трасс пусков, районов падения отделяющихся частей средств выведения, районов посадки возвращаемых элементов средств выведения и КА и прилегающих к ним территорий (для ежегодных Государственных докладов по охране защищаемых объектов окружающей среды, для Госкорпорации «Роскосмос» и других инстанций)» // НТО СЧ НИР «Авангард» (Флагман-3), 2022 г., с. 152-159.

Начальник Центра средств выведения и наземной космической инфраструктуры АО «ЦНИИмаш», кандидат технических наук

_____И.И. Кузнецов

«15» 11 2023 г.

Начальник отдела системных и проектно-поисковых исследований по обеспечению экологической безопасности, выбору трасс пусков и районов падения отделяющихся частей ракет АО «ЦНИИмаш», доктор технических наук

_____Я.Т. Шатров

«15» 11 2023 г.

Приложение 2. Полученные результаты интеллектуальной деятельности

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ
№ 2581636

ГОЛОВНОЙ ОБТЕКАТЕЛЬ РАКЕТЫ

Патентообладатель(ли): ***Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Омский государственный технический университет" (RU)***

Автор(ы): ***см. на обороте***

Заявка № **2015105466**
Приоритет изобретения **17 февраля 2015 г.**
Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации ***25 марта 2016 г.***
Срок действия патента истекает **17 февраля 2035 г.**

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2638141

СПОСОБ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛО- И МАССООБМЕНА С ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДОЙ ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

Патентообладатель: ***Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Омский государственный технический университет" (RU)***

Авторы: ***Трушляков Валерий Иванович (RU), Жариков Константин Игоревич (RU), Иордан Юлия Вячеславовна (RU), Давыдович Денис Юрьевич (RU), Дронь Михаил Михайлович (RU), Лесняк Иван Юрьевич (RU), Севоян Вардан Артурович (RU)***

Заявка № **2016134556**

Приоритет изобретения **23 августа 2016 г.**

Дата государственной регистрации в Государственном реестре изобретений Российской Федерации **11 декабря 2017 г.**

Срок действия исключительного права на изобретение истекает **23 августа 2036 г.**

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2672683

СПОСОБ МИНИМИЗАЦИИ ЗОН ОТЧУЖДЕНИЯ ОТДЕЛЯЕМЫХ ЧАСТЕЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Патентообладатель: ***Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Омский государственный технический университет" (RU)***

Авторы: ***Трушляков Валерий Иванович (RU), Давыдович Денис Юрьевич (RU), Иордан Юлия Вячеславовна (RU), Лемперт Давид Борисович (RU), Шатров Яков Тимофеевич (RU), Моногаров Константин Александрович (RU), Муравьёв Никита Вадимович (RU)***

Заявка № **2017141320**
Приоритет изобретения **27 ноября 2017 г.**
Дата государственной регистрации в Государственном реестре изобретений Российской Федерации **19 ноября 2018 г.**
Срок действия исключительного права на изобретение истекает **27 ноября 2037 г.**

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2692207

СПОСОБ МИНИМИЗАЦИИ ЗОН ОТЧУЖДЕНИЯ ДЛЯ ОТДЕЛЯЕМЫХ ЧАСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Патентообладатель: ***Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Омский государственный технический университет" (RU)***

Авторы: ***Трушляков Валерий Иванович (RU), Лемперт Давид Борисович (RU), Моногаров Константин Александрович (RU), Давыдович Денис Юрьевич (RU), Иордан Юлия Вячеславовна (RU), Жариков Константин Игоревич (RU), Дронь Михаил Михайлович (RU)***

Заявка № **2018129487**

Приоритет изобретения **13 августа 2018 г.**

Дата государственной регистрации в Государственном реестре изобретений Российской Федерации **21 июня 2019 г.**

Срок действия исключительного права на изобретение истекает **13 августа 2038 г.**

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2700150

СПОСОБ МИНИМИЗАЦИИ ЗОН ОТЧУЖДЕНИЯ ДЛЯ ОТДЕЛЯЕМЫХ ЧАСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

Патентообладатель: ***Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Омский государственный технический университет" (RU)***

Авторы: ***Трушляков Валерий Иванович (RU), Давыдович Денис Юрьевич (RU), Иордан Юлия Вячеславовна (RU), Лемперт Давид Борисович (RU)***

Заявка № **2018124085**
Приоритет изобретения **02 июля 2018 г.**
Дата государственной регистрации в Государственном реестре изобретений Российской Федерации **12 сентября 2019 г.**
Срок действия исключительного права на изобретение истекает **02 июля 2038 г.**

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2705258

ГОЛОВНОЙ ОБТЕКАТЕЛЬ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Патентообладатель: ***Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Омский государственный технический университет" (RU)***

Авторы: ***Трушляков Валерий Иванович (RU), Иордан Юлия Вячеславовна (RU), Лемперт Давид Борисович (RU)***

Заявка № **2018143845**
Приоритет изобретения **10 декабря 2018 г.**
Дата государственной регистрации в
Государственном реестре изобретений
Российской Федерации **06 ноября 2019 г.**
Срок действия исключительного права
на изобретение истекает **10 декабря 2038 г.**

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2020661094

«Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «треугольный канал»

Правообладатель: ***Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Омский государственный технический университет» (RU)***

Авторы: ***Паничкин Алексей Васильевич (RU), Трушляков Валерий Иванович (RU), Иордан Юлия Вячеславовна (RU)***

Заявка № **2020660471**
Дата поступления **17 сентября 2020 г.**
Дата государственной регистрации
в Реестре программ для ЭВМ ***17 сентября 2020 г.***

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2020661093

«Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «прямоугольный канал»

Правообладатель: ***Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Омский государственный технический университет» (RU)***

Авторы: ***Паничкин Алексей Васильевич (RU), Трушляков Валерий Иванович (RU), Иордан Юлия Вячеславовна (RU)***

Заявка № **2020660470**
Дата поступления **17 сентября 2020 г.**
Дата государственной регистрации
в Реестре программ для ЭВМ ***17 сентября 2020 г.***

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2020661061

«Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «усложненный прямоугольный канал»

Правообладатель: ***Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Омский государственный технический университет» (RU)***

Авторы: ***Паничкин Алексей Васильевич (RU), Трушляков Валерий Иванович (RU), Иордан Юлия Вячеславовна (RU)***

Заявка № **2020660468**
Дата поступления **17 сентября 2020 г.**
Дата государственной регистрации
в Реестре программ для ЭВМ ***17 сентября 2020 г.***

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2776312

СПОСОБ РАЗРАБОТКИ ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА С УЧЁТОМ ЕГО ПОСЛЕДУЮЩЕЙ УТИЛИЗАЦИИ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

Патентообладатель: ***Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования "Омский государственный технический университет"(ОмГТУ) (RU)***

Авторы: ***Трушляков Валерий Иванович (RU), Русских Григорий Серафимович (RU), Давыдович Денис Юрьевич (RU), Иордан Юлия Вячеславовна (RU), Фатеев Павел Дмитриевич (RU)***

Заявка № **2021113867**
Приоритет изобретения **17 мая 2021 г.**
Дата государственной регистрации
в Государственном реестре изобретений
Российской Федерации **18 июля 2022 г.**
Срок действия исключительного права
на изобретение истекает **17 мая 2041 г.**

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

ДОКУМЕНТ ПОДПИСАН ЭЛЕКТРОННОЙ ПОДПИСЬЮ
Сертификат 68b80077e14e40f0a94edbd24145d5c7
Владелец **Зубов Юрий Сергеевич**
Действителен с 20.12.2022 по 26.05.2023

Ю.С. Зубов