

На правах рукописи



Сурикова Юлия Вячеславовна

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

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

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Омский государственный технический университет» на кафедре «Авиа- и ракетостроение».

**Научный руководитель:**

Трушляков Валерий Иванович, доктор технических наук, профессор, федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Омский государственный технический университет», кафедра «Авиа- и ракетостроение».

**Официальные оппоненты:**

Резник Сергей Васильевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», г. Москва;

Седельников Андрей Валерьевич, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Космическое машиностроение имени генерального конструктора Д. И. Козлова» федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева», г. Самара.

**Ведущая организация:**

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва.

Защита диссертации состоится «20» февраля 2024 года в 12.00 на заседании диссертационного совета 24.2.350.09, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Омский государственный технический университет», по адресу: 644050, г. Омск, пр. Мира, д. 11.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке и на сайте федерального автономного образовательного учреждения высшего образования «Омский государственный технический университет»: <https://www.omgtu.ru/>

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просим направлять по адресу: 644050, г. Омск, пр. Мира, 11, диссертационный совет 24.2.350.09. Тел.: 8-(3812) 65-24-79, e-mail: [dissov\\_omgtu@omgtu.ru](mailto:dissov_omgtu@omgtu.ru)

Автореферат разослан «\_\_» \_\_\_\_\_ 202\_\_ г.

Учёный секретарь

диссертационного совета 24.2.350.09,

кандидат технических наук, доцент



А.Б. Яковлев

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### **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 районов падения, 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**

Реализуемые к настоящему времени на зарубежных РН (РН «Falcon-9» компании SpaceX; РН «Ariane» 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 районов падения.

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 учреждением 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 исследования**

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

#### **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.

#### **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.

#### **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.

#### **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.

#### **Научная новизна**

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).

#### **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-массообмена 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.

#### **Научная значимость (теоретическая и экспериментальная) 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 массообмена 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.

#### **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.

#### **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. № 1921730201482217000241851/(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. Техно-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. № 2125730200952217000241851/(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»;

б) получены акты внедрения результатов диссертационной работы в АО «ЦНИИмаш», ОмГТУ в рамках выполнения гранта РФФ № 16-19-10091, 16-19-10091-П.

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.

### **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 и приравненных к ним для публикации основных научных результатов диссертации на соискание ученой степени кандидата наук, 8 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.

### **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.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** приведено обоснование актуальности диссертационного исследования, поставлена его цель и определены задачи. Сформулирована научная новизна, научная и практическая значимость и положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** проведен анализ районов падения, выделяемых под отделяющиеся части отечественных и зарубежных РН. Большинство отечественных районов падения находятся на территории страны или соседних государств, в то время как для иностранных средств выведения (США, ЕС, Японии), районы падения отделяющихся частей РН находятся в акватории Мирового океана. После приводнения эти части могут затопливаться, что исключает проблемы их поиска, вывоза из районов падения и последующую утилизацию. Для районов падения СГО отечественных РН характерны относительно большие размеры в сравнении с отработавшими ступенями 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.

Проведен анализ существующих способов снижения площадей районов падения СГО отечественных и зарубежных РН. 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 тресе аэродинамические устройства, парашюты). Все эти устройства направлены на снижения аэродинамического качества отделяющейся части, обеспечивая тем самым движение СГО на некотором балансирующем угле атаки с учетом действия указанных вспомогательных устройств при близкой к нулю подъемной силе, что позволяет минимизировать продолжительность воздействия на них неустрашимых 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.

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

Проведен анализ существующих конструкций СГО РН. Основной конструктивно-силовой схемой для СГО, применяемой в настоящее время, является сэндвичевая (трехслойная) конструкция, внешние слои которой (несущие обшивки) изготовлены из ПКМ на основе углеродных волокон, а внутренний слой – алюминиевый сотовый наполнитель.

### **Постановка задачи**

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 ЭМ, обеспечивающего прогрев до температуры воспламенения несущих слоев СГО – обшивок, изготовленных из ПКМ.

Для этого требуется разработать методику оценки возможности сжигания исследовательских демонстрационных образцов (ИДО), представляющих собой трехслойный элемент оболочки конструкции СГО РН. На рисунке 1 приведена данная методика в общем виде.



Рисунок 1 – 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.

**Во второй главе** «Методика определения геометрического облика ИДО из выбранных материалов» приведены основные положения разрабатываемой концепции сжигания СГО РН за счет дополнительной тепловой энергии при движении на пассивном участке траектории спуска. Сформулированы требования к материалам и конструкции ИДО. Разработаны критерии выбора материала заполнителя и приведены материалы (ПКМ и ЭМ) для проведения теоретико-экспериментальных исследований. Приведена методика определения геометрического облика ИДО из выбранных материалов и результаты компьютерного моделирования ИДО различной геометрии.

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.

Подведение дополнительной тепловой энергии к конструкции СГО, поступающей в результате реакции горения ЭМ, возможно за счет: а) размещения в существующей трехслойной конструкции СГО различных пиротехнических составов; б) замены материалов и геометрии конструкции, часть которых изготовлена из ЭМ.

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. Была разработана методика выбора различных пиротехнических составов, в результате которой для проведения экспериментальных исследований отобраны малогазовые составы на основе: 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. В результате проведенных экспериментальных исследований сжигания ИДО удалось достичь диспергации обшивки из углепластика и полного выгорания алюминиевого сотового наполнителя. Однако, для достижения подобного результата масса пиротехнического состава должна превышать установленные ограничения в несколько раз. Полученные результаты явились основанием для рассмотрения вариантов замены материалов конструкции.

В качестве исходных требований к прочностным, теплофизическим характеристикам материалов наполнителя и обшивки, используемым при разработке ИДО, приняты значения, близкие к существующим характеристикам оболочки СГО.

Материал наполнителя ИДО, вместо применяемого алюминиевого сотового наполнителя, состоит из смеси ЭМ и пластика. Так как наполнитель в трехслойной конструкции СГО выполняет роль подкрепляющего элемента, а алюминиевая пленка обладает минимальной массой, при выборе ЭМ и формы наполнителя 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 наполнителя. Теплота, выделяющаяся при сжигании наполнителя, должна обеспечить нагрев обшивки ИДО до температуры возгорания с учётом тепловых потерь (конвективный унос набегающим потоком воздуха, теплопроводность, радиационное излучение).

Исследования по выбору материалов для конструкции ИДО проводились совместно с АО «Композит», Научно-исследовательским институтом прикладной математики и механики Томского государственного университета. Для проведения теоретико-экспериментальных исследований отобраны материалы:

1) в качестве материала для обшивки ИДО рассмотрен близкий по характеристикам к углепластику ПКМ, но требующий меньшую энергию активации – органопластик из ткани СВМ и эпоксидного связующего ЭД-20 (удельная теплоемкость 1200 Дж/кгК);

2) в качестве материала для наполнителя ИДО из ЭМ отобраны составы на основе смесевых твердых ракетных топлив, представляющих собой сгораемую смесевую композицию из полимерного связующего с неорганическим окислителем и высокоэнергетическим горючим (75-80% перхлорат калия  $KClO_4$ ; 10% эпоксидная смола; 10-15% порошок алюминия).

Критерии выбора материала наполнителя:

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

$$T_p > T_a > 1800 \text{ K}$$

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

$$Z \sim 1$$

3) Обеспечение минимального значения коэффициента массы ( $K_m$ ):

$$K_m = \frac{m_2}{m_1} = \frac{c_1(T_{ign} - T_0)}{Zc_2(T_a - T_{ign})}$$

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

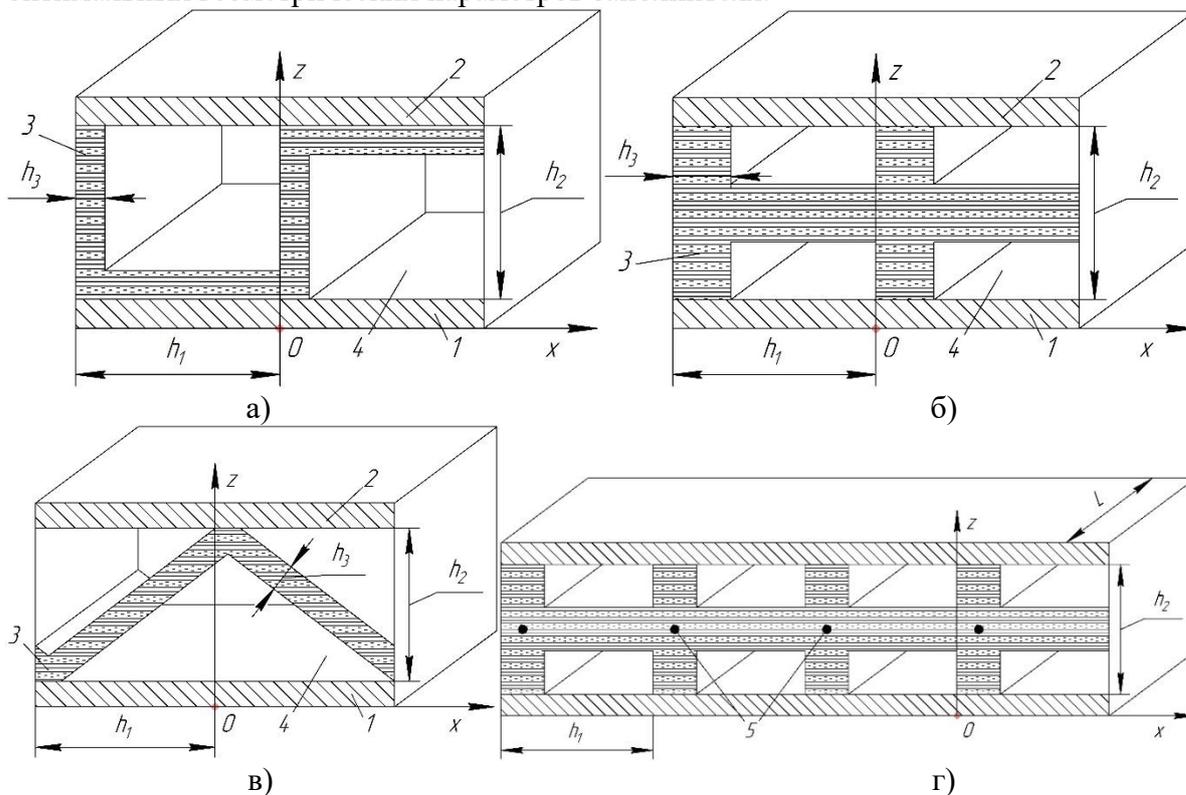
4) Энергомассовые характеристики наполнителя определяются параметрами обшивки: – минимальная плотность материала наполнителя;

- 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 °С);
- материал должен обеспечивать возможность его формирования в выбранную конструкцию;
- прочность на изгиб и сжатие должна превышать значения аэродинамической нагрузки.

На рисунке 2 приведены базовые варианты конструкции и расчетная схема ИДО для выбора оптимальных геометрических параметров заполнителя.



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 – 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)

Требования к конструкции ИДО: обеспечение прочностных и температурных характеристик, безопасных режимов горения, исключение возможности перехода кондуктивного режима горения в конвективный режим и детонацию, обеспечение полного сгорания как внутренней, так и внешней обшивки ИДО. Каналы в конструкции заполнителя и их геометрические размеры обеспечивают устойчивые режимы горения, в том числе при низких давлениях, распространение пламени по объему заполнителя и теплообмен между газообразными продуктами реакции горения заполнителя и обшивок ИДО.

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 специального 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.

Для математического 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  $260 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$ ;
- 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 таблицах 1-3 и на рисунках 4, 5 приведены результаты расчета для двух-, трех- и четырехканального ИДО в соответствии с расчетной схемой (рисунок 3), где в качестве исходных данных материала обшивок принят органопластик с модифицированным эпоксидным связующим, а вместо алюминиевых сот – заполнитель, который обладает высоким уровнем физико-механических характеристик и способен поддерживать необходимый процесс горения для сжигания обшивок ИДО. Расчет проводился для двух вариантов составов заполнителя: 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  $Al$ .

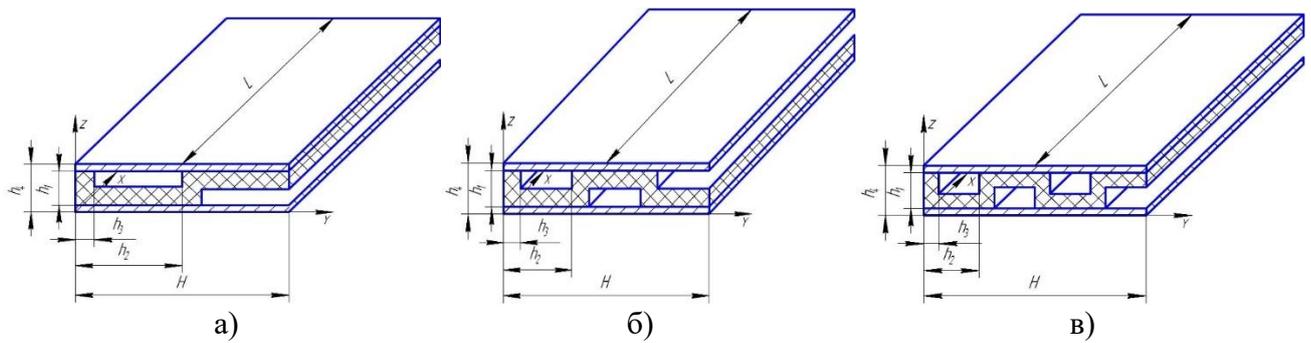


Рисунок 3 – Расчетные схема заполнителя: а) два канала; б) три канала; в) четыре канала

Таблица 1 – Результаты определения геометрических параметров заполнителя с составом А)

	М, г	L, мм	H, мм	h <sub>1</sub> , мм	h <sub>2</sub> , мм	h <sub>3</sub> , мм	h <sub>4</sub> , 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 – Результаты определения геометрических параметров заполнителя с составом Б)

	М, г	L, мм	H, мм	h <sub>1</sub> , мм	h <sub>2</sub> , мм	h <sub>3</sub> , мм	h <sub>4</sub> , 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 3 – Характеристики газового потока

	(75% KClO <sub>4</sub> ) + (10% ЭД5) + (15% Al)				(80% KClO <sub>4</sub> ) + (10% ЭД5) + (10% Al)			
	δ, %	U <sub>x</sub> , м/с	P <sub>L</sub> , Па	Δ	δ, %	U <sub>x</sub> , м/с	P <sub>L</sub> , 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 теплотери в канале, U<sub>x</sub> – скорость движения газов в потоке, P<sub>L</sub> – давление газового потока в канале; Δ – коэффициент объемного заполнения, определяемый как  $\frac{S_K \cdot L}{S_{об} \cdot L}$ , где S<sub>K</sub> – общая площадь каналов, S<sub>об</sub> – площадь сечения образца, L – длина канала.

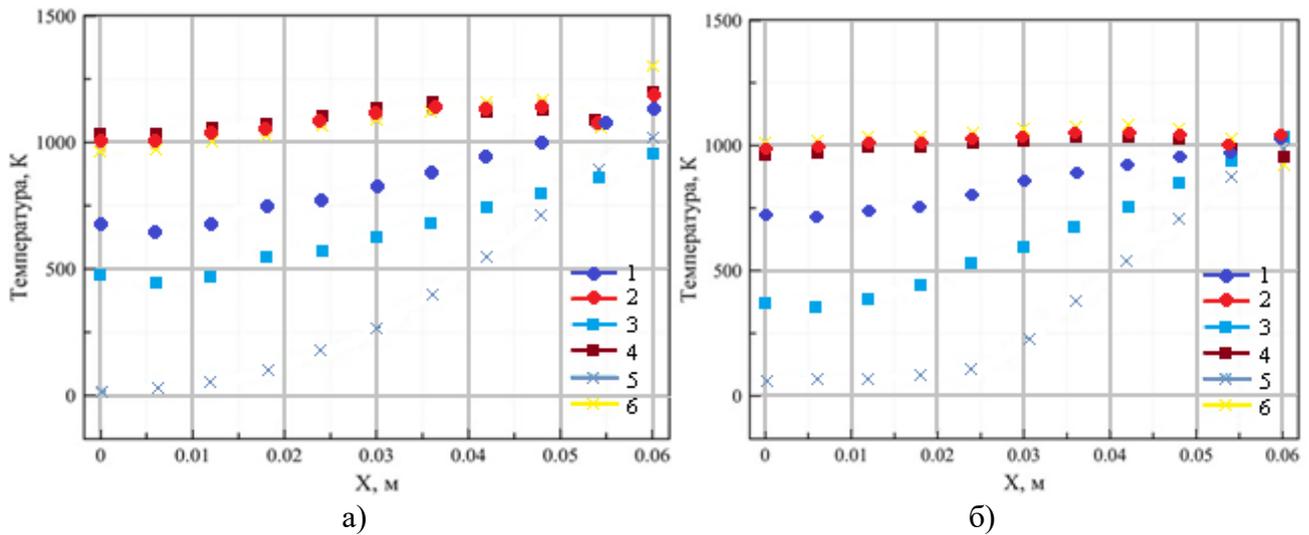


Рисунок 4 – Изменение средних температур нагрева обшивок на момент окончания времени горения заполнителя: а) состав заполнителя А); б) состав заполнителя Б), где: 1, 3, 5 – обшивки без прилегания заполнителя; 2, 4, 6 – обшивки с прилеганием заполнителя

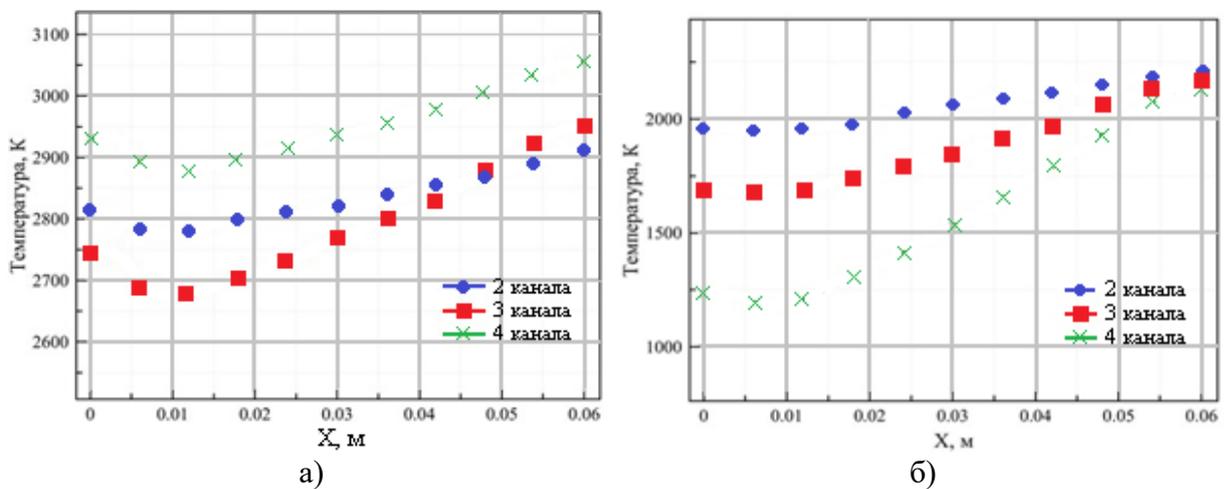
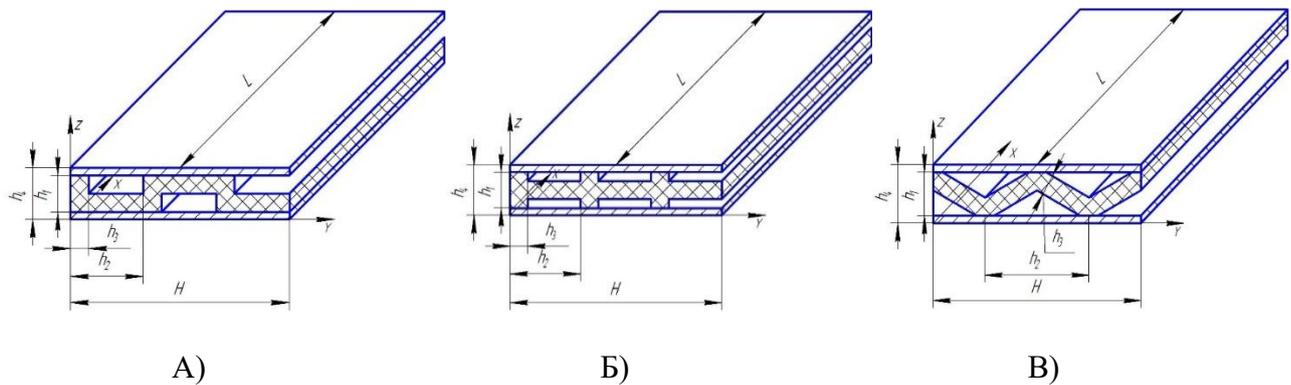


Рисунок 5 – Средние температуры потока газа в канале: а) состав заполнителя А); б) состав заполнителя Б)

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.

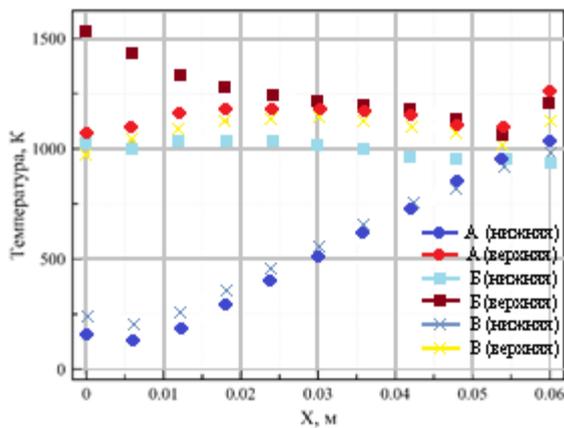
В таблице 4 и на рисунке 7 приведены результаты расчета для разных типов конструкций ИДО в соответствии с расчетной схемой (рисунок 6). В качестве исходных данных материала обшивок принят органопластик с модифицированным эпоксидным связующим, заполнителя – 75% – перхлорат калия  $KClO_4$ , 10% – эпоксидная смола ЭД-5, 15% – порошок алюминия  $Al$ .



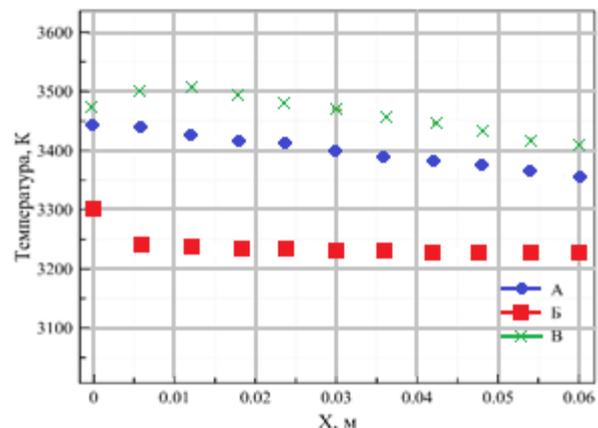
А) Б) В)  
Рисунок 6 – Расчетные схемы заполнителя: А) прямоугольный канал; Б) усложненный прямоугольный канал; В) треугольный канал

Таблица 4 – Результаты определения геометрических параметров заполнителя и характеристик газового потока

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



а)



б)

Рисунок 7 – 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 6, Б) обеспечивает прогрев обшивок до температур свыше 1000 К, при этом у этой схемы минимальные потери при одинаковых исходных данных.

**В третьей главе** «Методика проведения эксперимента сжигания ИДО, изготовленного из ПКМ, ЭМ» приведены результаты экспериментальных исследований разработанных ИДО из выбранных материалов в условиях атмосферного давления, разработан экспериментальный стенд для проведения экспериментов, методика проведения экспериментов и оценки результатов исследования.

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.

В качестве ИДО выбраны конструкции с одним, двумя и четырьмя прямоугольными каналами для продуктов сгорания (рисунок 2а), с одним и двумя каналами с треугольным каналом (рисунок 2б) и ИДО четырехканальной конструкции (рисунок 2с). 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.

Геометрические конфигурации и размеры ИДО приведены в рисунках 8 – 10. На рисунке 11 представлена фотография изготовленных образцов ИДО разной геометрической конфигурации. Изготовлено 14 образцов конфигурации К.1 – К.7, по два образца каждой конфигурации из вышеуказанных составов.

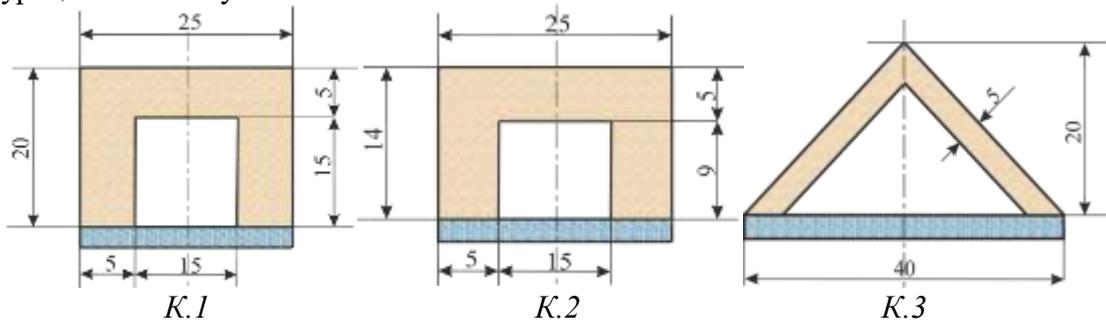


Рисунок 8 – Конструкция и геометрические размеры одноканальных ИДО

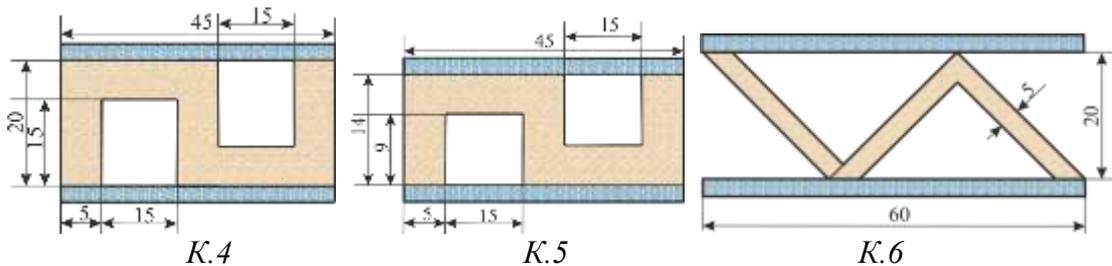


Рисунок 9 – Конструкция и геометрические размеры двухканальных ИДО

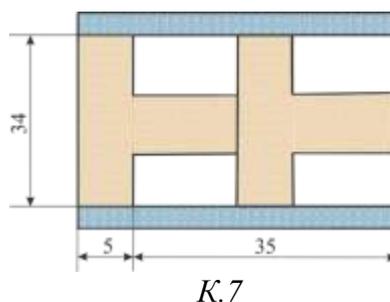
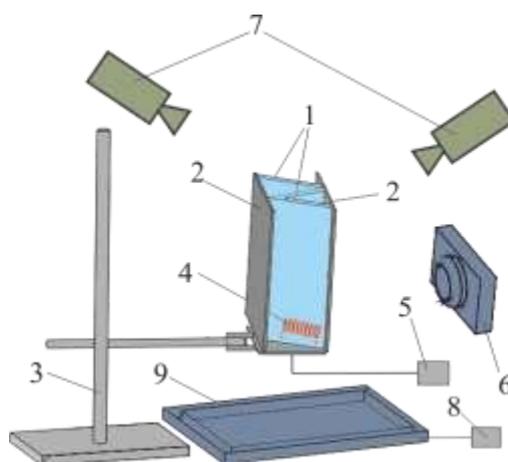


Рисунок 10 – Конструкция и геометрические размеры четырехканального ИДО



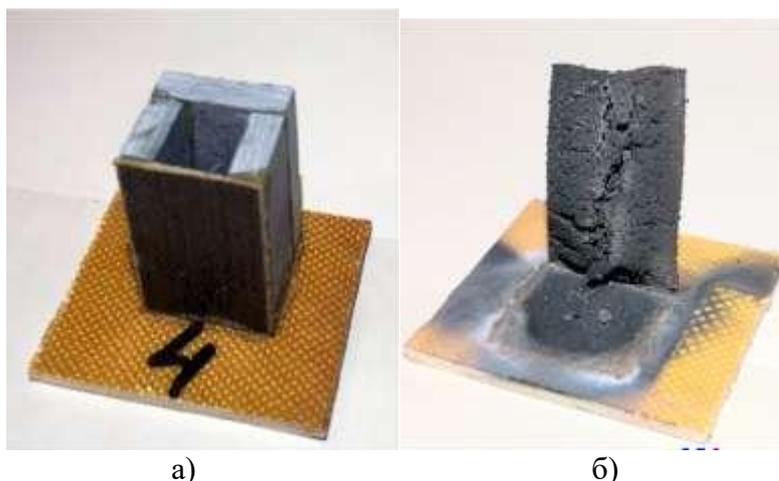
Рисунок 11 – Фотография изготовленных образцов разной геометрической конфигурации

Для проведения экспериментов при атмосферном давлении разработан экспериментальный стенд, представленный на рисунке 12.



1 – наполнитель; 2 – обшивка; 3 – штатив; 4 – спираль накаливания; 5 – источник питания; 6 – пирометр; 7 – видеокамеры; 8 – весы; 9 – асбокартонный поддон  
Рисунок 12 – Схема экспериментального стенда

Экспериментальные исследования проводились при температуре окружающей среды 16°C. Температура спирали накаливания при зажигании наполнителя равнялась (1000÷1200)°C. Максимальная температура горения, измеренная пирометром для составов: перхлората калия  $KClO_4$  – 2750°C; перхлората аммония  $NH_4ClO_4$  – 2410°C. Условие завершения эксперимента – прогорание ЭМ. На рисунке 13 представлены фотографии образцов до и после проведения эксперимента.



а) б)  
Рисунок 13 – Фотографии ИДО до а) и после б) проведения эксперимента

Результаты экспериментальных исследований представлены в таблицах 5 – 7.

Таблица 5 – Результаты испытаний одноканальной конструкции ИДО (К.1 – К.3)

Конструкция ИДО		К.1		К.2		К.3	
Индекс состава		A5	A9	A5	A9	A5	A9
Время горения наполнителя, с		10	7	10	5	7	5
Максимальная температура обшивки, °C		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 наполнителя, 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 наполнителя		24.80	16.10	24.70	15.90	24.60	15.80

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

Конструкция ДО		К.4		К.5		К.6	
Индекс состава		A5	A9	A5	A9	A5	A9
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 7 – Результаты испытаний четырехканальной конструкции ИДО (К.7)

Конструкция ИДО		К.7	
Индекс состава		A5	A9
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 A5 – материал заполнителя на основе перхлората калия  $KClO_4$ ; индекс A9 – материал заполнителя на основе перхлората аммония  $NH_4ClO_4$ .

На рисунке 14 представлена диаграмма процентных остатков обшивки по массе, после сжигания ИДО для всей серии экспериментов.

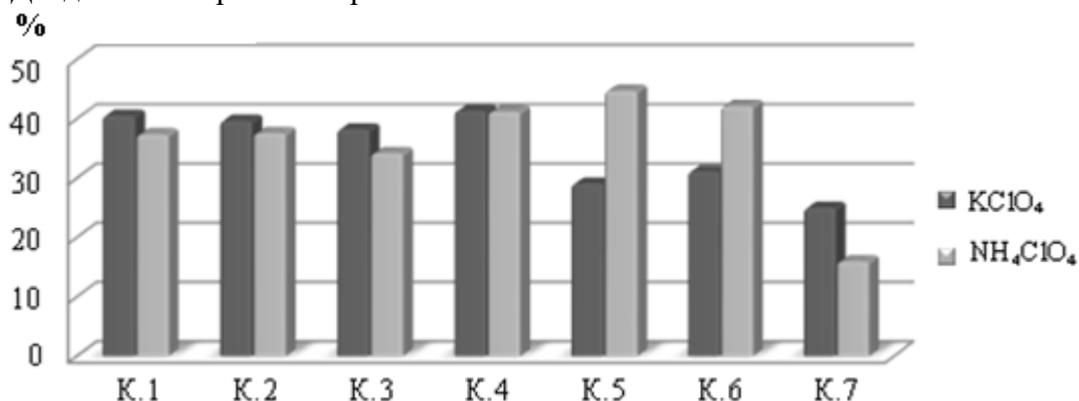


Рисунок 14 – Диаграмма процентных остатков обшивки по массе после сжигания ИДО

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.

Полученные результаты экспериментальных исследований позволяют оценить

принципиальную возможность разрушения конструкции путем сжигания, для достижения полной потери массы ИДО требуется подобрать оптимальное соотношение «тип конструкции-применяемые материалы».

На рисунке 15 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.

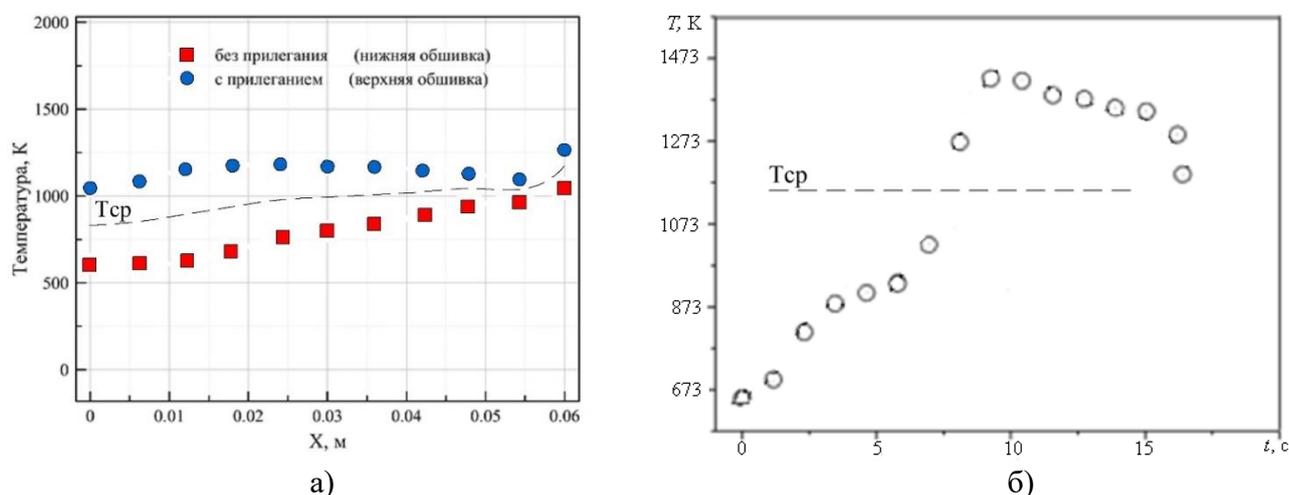


Рисунок 15 – Результаты оценки средних температур обшивок двухканального ИДО определенные: а) теоретически; б) экспериментально

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

**В четвертой главе** «Рекомендации к техническим предложениям по терморазложению СГО» приведен сравнительный анализ основных положений при проектировании традиционных и сжигаемых СГО, сформулирован общий научно-методический подход к созданию сжигаемых отделяющихся СГО РН, сформулированы предложения к дальнейшей разработке концепции сжигания СГО для повышения экологической безопасности и экономической эффективности ракетно-космической деятельности.

Сформулированы следующие основные рекомендации к дальнейшей разработке сжигаемых СГО РН:

1) Замена материалов конструкции на синтезированный ПКМ с требуемыми свойствами, обеспечивающий эксплуатационные нагрузки и исключаящий в своем составе любые ПС, ЭМ и др. легко воспламеняемые компоненты.

2) Разработка конструкций из ПКМ с требуемыми свойствами.

3) Взамен сжигания всей массы ПКМ предлагается термическое разложение связующей матрицы в условиях безатмосферного полёта (пиролиз).

4) 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.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

Основные результаты:

1) Разработаны 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) Разработана методика определения геометрического облика ИДО из ПКМ и ЭМ из

условия обеспечения его сгорания за счет подведения дополнительной тепловой энергии, включающая в себя термодинамический и кинетический анализ процесса сжигания разрабатываемых конструкций.

3) Разработана методика проведения физического эксперимента сжигания ИДО из ПКМ и ЭМ в зависимости от выбранных материалов и разработанных конструкций при различных условиях и получены базы данных по экспериментальным исследованиям различных типов конструкций и возможных материалов для последующей разработки методики проектирования сжигаемых конструкций РН.

4) Разработаны рекомендации к техническим предложениям по терморазложению СГО РН, учитывающие объективные факторы полёта РН: наличие безатмосферного участка полёта, интенсивное аэродинамическое воздействие при входе в плотные слои атмосферы, наличие кислорода для догорания диспергированных частиц.

**Выводы:**

1) 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.

2) 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 основных работ, опубликованных автором Суриковой (Иордан) Ю.В.<sup>1</sup> по теме диссертации**

**Публикации в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России, и приравненных к ним:**

1. **Иордан Ю. В.** Анализ содержания кислорода на атмосферном участке по траектории спуска отделяющихся частей ракет // Вестник Московского авиационного института. – 2016. – Т. 23, № 1. – С. 147 – 150.

2. **Иордан Ю. В.**, Лемперт Д. Б., Трушляков В. И., Шатров Я. Т. К задаче проектирования сжигаемых головных обтекателей ракет-носителей как варианта решения проблемы районов падения // Космонавтика и ракетостроение. – 2019. - № 6 (111). – С. 119-129.

3. Korchagin M. A., Gavrilov A. I., Zarko V. E., Kiskin A. B., Trushlyakov V. I., **Iordan Yu. V.** Self-propagating high-temperature synthesis in mechanically activated mixtures of boron carbide and titanium // Combustion, Explosion and Shock Waves. – 2017. – Vol. 53, Is. 6. – P. 669-677.

**Статьи, опубликованные в изданиях, индексируемых базами Scopus или WoS:**

4. Davydovich D., Dron M., Zharikov K., Iordan Y. Research of the launch vehicle design made of composite materials under the aerodynamic, thermal and acoustic loading // Space Engineering: V International Forum for Young Scientists. – MATEC Web of Conferences, 2017. – V. 102. – P. 01011.

5. Trushlyakov V., Zharikov K., Davydovich D., **Iordan Yu.** An experimental study of the combustion processes of the leaf of the payload fairing during atmospheric re-entry // 57th Israel

---

<sup>1</sup> Фамилия Иордан Ю.В. изменена на Сурикову Ю.В. в соответствии со свидетельством о заключении брака П-КН № 575574, выданным Ленинским отделом управления ЗАГС Главного государственного-правового управления Омской области 9 августа 2023 г.

Annual Conference on Aerospace Sciences. – IACAS, 2017.

6. Trushlyakov V., Zharikov K., Davydovich D., Dron' M., **Jordan Yu.** Experimental research of thermal loading of the rocket payload fairing element during the atmospheric phase of the descent trajectory // Journal of Physics: Conference Series. – 2018. – Vol. 944, Is.1.: 11th Intern. Scient. and Techn. Conf. on Applied Mechanics and Dynamics Systems, AMSD 2017. – P. 012118.

7. Monogarov K., Trushlyakov V., Zharikov K., Dron M., Davydovich D., **Jordan Y.** Utilization of thermite energy for re-entry disruption of detachable rocket elements made of composite polymeric material // Acta Astronautica. – 2018. – Vol. 150. – P. 49-55.

8. Trushlyakov V., Zharikov K., Davydovich D., **Jordan Y.**, Lempert D.B. Development of proposals for the synthesis of polymer composite materials capable of combustion after the mission // Journal of Physics: Conference Series. – 2018. – Vol. 1134, Is. 1: Functional Nanomaterials and High Purity Substances, FNM 2018. – P. 012061.

9. **Jordan Yu.** Analyzing fundamental problem of designing incinerated payload fairings made from composite polymer materials // Journal of Physics: Conference Series. – 2019. – Vol. 1260, Is. 11: Mechanical Science and Technology Update, MSTU 2019. – P. 112013.

10. **Jordan Yu.** Experimental studies of thermodynamic combustion processes of combustible demonstrators // Journal of Physics: Conference Series. – 2022. – Vol. 2182, Is.1.: XV International Scientific and Technical Conference: Applied Mechanics and Systems Dynamics, AMSD 2021. – P. 012052.

11. Trushlyakov V., Russkikh G.S., Blesman A.I., Davydovich D., **Jordan Yu.**, Fateev P.D. Development of polymer composite materials and structures with their subsequent utilization after the mission // Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – Vol. 1901, Is. 5: Mechanical Science and Technology Update, MSTU 2021. – P. 012099.

#### **Результаты интеллектуальной деятельности:**

12. Патент № 2581636 Российской Федерации, МПК F42В 10/46, В64G 1/64. Головной обтекатель ракеты: // В. И., Трушляков, Я. Т. Шатров, Д. Б. Лемперт, В. Е. Зарко, Ю. В. Иордан. – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2015105466/11; заявл. 17.02.2015; опубл. 20.04.2016, Бюл. №11. – 13 с.: ил.

13. Патент № 2638141 Российской Федерации, МПК F02К 9/96. Способ моделирования процессов тепло- и массообмена с окружающей средой элемента конструкции летательного аппарата и устройство для его реализации // В. И. Трушляков, К. И. Жариков, Д. Ю. Давыдович, М. М. Дронь, **Ю. В. Иордан.** – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2016134556; заявл. 23.08.2016; опубл. 11.12.2017, Бюл. № 35. – 7 с.: ил.

14. Патент.№ 2672683 Российской Федерации, МПК F42В 15/36, В64G 1/64 Способ минимизации зон отчуждения отделяемых частей ракеты-носителя // В. И. Трушляков, Д. Ю. Давыдович, **Ю. В. Иордан,** Д. Б. Лемперт, Я. Т. Шатров, К. А. Моногаров. – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2017141320; заявл. 27.11.2018; опубл. 19.11.2018, Бюл. № 32. – 7 с.: ил.

15. Патент № 2692207 Российской Федерации, МПК F42В 15/36, В64G 1/52. Способ минимизации зон отчуждения для отделяемых частей ракеты-носителя // В. И. Трушляков, Д. Б. Лемперт, К. А. Моногаров, Д. Ю. Давыдович, **Ю. В. Иордан,** К. И. Жариков. – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2018129487; заявл. 13.08.2018; опубл. 21.06.2019, Бюл. № 18. – 10 с.: ил.

16. Патент № 2700150 Российской Федерации, МПК F42В 15/00, В64G 1/64. Способ минимизации зон отчуждения для отделяемых частей ракет-носителей и устройство для его реализации // В. И. Трушляков, Д. Ю. Давыдович, **Ю. В. Иордан,** Д.Б. Лемперт. – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2018124085; заявл. 02.07.2018; опубл. 12.06.2019, Бюл. № 26. – 10 с.: ил.

17. Патент № 2705258 Российской Федерации, МПК F42В 15/00, В64G 1/64. Головной обтекатель ракеты-носителя // В. И. Трушляков, Д. Б. Лемперт, **Ю. В. Иордан.** – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2018143845; заявл. 10.12.2018; опубл.

06.11.2019, Бюл. № 31.

18. Свид-во о гос. рег. программы для ЭВМ № 2020661061 Российской Федерации. Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «усложненный прямоугольный канал» // А. В. Паничкин, В. И. Трушляков, **Ю. В. Иордан**. – Заявитель и правообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2020660468; заявл. 17.09.2020; опубл. 17.09.2020.

19. Свид-во о гос. рег. программы для ЭВМ № 2020661093 Российской Федерации. Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «прямоугольный канал» // А. В. Паничкин, В. И. Трушляков, **Ю. В. Иордан**. – Заявитель и правообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2020660470; заявл. 17.09.2020; опубл. 17.09.2020.

20. Свид-во о гос. рег. программы для ЭВМ № 2020661094 Российской Федерации. Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «треугольный канал» // А. В. Паничкин, В. И. Трушляков, **Ю. В. Иордан**. – Заявитель и правообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2020660471; заявл. 17.09.2020; опубл. 17.09.2020.

21. Патент № 2776312 Российской Федерации, МПК C08J 5/04, C08L 23/18. Способ разработки полимерного композиционного материала с учетом его последующей утилизации и устройство для его реализации // В. И. Трушляков, Г. С. Русских, Д. Ю. Давыдович, **Ю. В. Иордан**, П. Д. Фатеев. – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. - № 2021113867; заявл. 17.05.2021; опубл. 18.07.2022, Бюл. № 20.

#### **Публикации в сборниках научных трудов, материалов конференций:**

22. Трушляков В.И., Давыдович Д.Ю., Иордан Ю.В. Разработка предложений для синтеза композиционных материалов способных к сгоранию после выполнения миссии // Функциональные наноматериалы и высокочистые вещества: VII Междунар. конф. с элементами научной школы для молодежи. – Суздаль, 2018. – С 256-257.

23. Давыдович Д.Ю., Дронь М.М., Жариков К.И., **Иордан Ю.В.** Исследование процессов теплообмена головных обтекателей РН при их движении на атмосферном участке траектории спуска при дополнительном тепловом нагружении // Орбита молодёжи-2019: тез. докл. Всерос. молодежного конкурса науч.-технических работ. – СПб. : БГТУ «Военмех», 2019. – С. 67 – 70.

24. **Иордан Ю.В.** Исследования утилизируемых конструкций отделяющихся частей ракет-носителей // 21-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика». – Москва: Изд-во «Перо», 2021. – С. 333-334.

25. Трушляков В.И., **Иордан Ю.В.** Исследования процессов утилизации отделяющихся элементов конструкций ракет путем их сжигания // XVI Всерос. симпозиум по горению и взрыву (Суздаль, 04-09 сентября, 2022). – Черногоровка : Изд-во Ин-та проблем химической физики РАН, 2022. – С. 250.

26. **Иордан Ю.В.** Исследование образцов отделяющихся элементов ракет-носителей, утилизируемых путем сжигания при их полете на траектории спуска // XLVII Академические чтения по космонавтике. – Москва : Изд-во МГТУ, 2023.– Т. 4. – С. 304-305.

Подписано в печать 15.12.23. Формат 60×84<sup>1</sup>/<sub>16</sub>. Бумага офсетная.  
Отпечатано на дупликаторе. Усл. печ. л. 1,5. Уч.-изд. л. 1,5.  
Тираж 100 экз. Заказ 439.

---

Издательство ОмГТУ. 644050, г. Омск, пр. Мира, 11; т. 23-02-12.  
Типография ОмГТУ.