

На правах рукописи

Урбанский Владислав Александрович

**МЕТОДИКА ВЫБОРА СТРУКТУРЫ И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ
ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ВОЗВРАЩАЕМОГО
РАКЕТНОГО БЛОКА**

2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Омск– 2023

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», профессор.

Официальные оппоненты:

Партола Игорь Станиславович, доктор технических наук, акционерное общество Государственный научный центр Российской Федерации «Центр Келдыша», заместитель начальника отделения жидкостных ракетных двигателей;

Дмитриев Дмитрий Николаевич, кандидат технических наук, публичное акционерное общество «ОДК-Кузнецов», руководитель проекта инновационного развития.

Ведущая организация:

акционерное общество «**Ракетно-космический центр «Прогресс»**, г. Самара.

Защита диссертации состоится 26 декабря 2023 года в 12:00 на заседании диссертационного совета 24.2.379.03, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке и на сайте федерального автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»: https://ssau.ru/files/resources/dis_protection/Urbanskij_V_A_Metodika_vybora_struktury.pdf

Автореферат разослан «__» _____ 2023 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета
к.т.н., доцент

Крамлих Андрей Васильевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Значительное техногенное воздействие на окружающую среду при пусках ракет-носителей (РН) проявляется в районах падения отработавших ракетных блоков (РБ) первой ступени РН. Например, в районах падения боковых блоков РН «Союз-2» возникают пожары из-за пролива остатков невыработанного топлива. РН типа «Союз-2» будет эксплуатироваться свыше 10 лет, поэтому вопрос снижения техногенного воздействия в районах падения РН типа «Союз-2» является важным.

Решением проблемы по снижению техногенного воздействия в районах падения является переход на создание возвращаемых РБ первой ступени РН, с возможностью повторного запуска маршевого жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) для обеспечения ракетно-динамического способа посадки. Ключевыми системами, обеспечивающими условия повторного запуска ЖРД, являются: система наддува (СН) топливных баков РН и система обеспечения запуска (СОЗ). Вопрос снижения массы этих систем на многоразовой ступени РН является стратегически важным, однако ему в настоящее время уделено недостаточно внимания. Также не в полной мере проработан вопрос газификации невыработанных остатков топлива в баках возвращаемых РБ. В частности, отсутствует математическое описание влияния внешнего аэродинамического потока на процесс тепло и массообмена в топливном баке РБ при его возвращении.

Таким образом, разработка методики выбора структуры и основных параметров пневмогидравлической системы (ПГС) возвращаемых РБ, в состав которой входят СН и СОЗ, позволяющей: 1) проводить наземную отработку СН без работающего ЖРД, 2) отказаться от автономных запасов рабочего тела для СОЗ, 3) упростить структуру СН и СОЗ, 4) снизить массу конструкции возвращаемого РБ, 5) осуществить полную ликвидацию остатков топлива в баках на момент завершения миссии определяет актуальность диссертационной работы.

Степень разработанности темы

В настоящее время компания SpaceX добилась наибольшего прогресса в разработке многоразовых РБ первых ступеней РН для их управляемого спуска и совершения мягкой посадки. На РБ первой ступени РН «Falcon 9» ориентация и стабилизация ступени, а также осаждение топлива к заборному устройству перед повторным запуском ЖРД, обеспечивается работой СОЗ на холодном газе азоте. Аналогичного подхода придерживаются и разработчики китайской многоразовой РН «Changzheng-9», европейских РН «Callisto», «Themis», «Ariane Next», российской РН «Амур-СПГ».

Известны разработки повторного запуска ЖРД второй ступени РН «Космос-3М», что позволило её использовать для вывода спутников на высокие орбиты, однако для реализации спуска отработавшей второй ступени РН дело не дошло. В России развито использование верхних ступеней в виде разгонных блоков, которые имеют возможность многократного включения ЖРД, например разгонные блоки «ДМ», «Фрегат», «Бриз», «Волга» и др. Для обеспечения условий многократного запуска ЖРД на разгонных блоках используются СОЗ, работающие на однокомпонентном топливе (гидразин, пероксид водорода (ПВ), закись азота).

В разработку метода создания экзотермической реакции в топливном баке верхних ступеней РН за счёт подачи окислителя (О) в бак горючего (Г) и наоборот, и дальнейшего сброса продуктов сгорания из топливных баков за борт ступени внесли

свой вклад такие учёные, как Шалай В.В., Рысков И.Ю., Одинцов П.В. и др. В разработку метода подачи теплоносителя (продуктов сгорания или разложения из газогенераторов) в топливные баки РБ для испарения остатков топлива и их дальнейшего сброса внесли свой вклад Трушляков В. И., Лесняк И. Ю. и др. Однако, авторы указанных методов не уделяли внимание математическому описанию термодинамических процессов в топливных баках при функционировании систем для возвращаемых РБ первой ступеней РН на пассивном участке траектории (ПУТ) полёта, в частности контролированию процесса горения в баке Г, а также влиянию внешнего аэродинамического потока на режимы парообразования жидких остатков топлива.

В разработке методов уменьшения затрат газа на наддув топливных баков, по моделированию процессов тепло и массообмена в топливном баке с использованием математических моделей на основе закона сохранения энергии внесли свой вклад такие учёные, как Dussollier G., Teissier A., Alliot P.J., Morehead R.L., Majumdar A., Wang L., Kassemi M., Kartuzova O., Zhou R. и другие авторы. Однако, исследования указанных авторов не рассматривают процессы тепло и массообмена в топливном баке при влиянии внешнего аэродинамического потока на стенки баков РБ, что чрезвычайно важно при возвращении многоразовых РБ первых ступеней РН.

Объект исследования

Пневмогидравлическая система возвращаемого ракетного блока, в состав которой входят система наддува и система обеспечения запуска.

Предмет исследования

Структура ПГС возвращаемого РБ, процессы тепло и массообмена в топливном баке возвращаемого РБ при функционировании ПГС.

Цель исследования

Улучшение тактико-технических характеристик ракетного блока за счет снижения массы конструкции и добавление нового качества ракетного блока, позволяющего снизить техногенное воздействие на окружающую среду при его эксплуатации.

Задачи исследования:

1) Определение структуры и основных параметров ПГС возвращаемого РБ, в которую входят СН топливных баков и СОЗ, обеспечивающих снижение массы конструкции РБ, по сравнению с существующими системами, а также ликвидацию остатков топлива в баках РБ.

2) Разработка математической модели процесса тепло и массообмена в топливном баке при функционировании СН и СОЗ возвращаемого РБ на всех участках траектории полёта РН с учетом типа парообразования жидкого компонента топлива и внешнего аэродинамического потока.

3) Оценка применения предложенной ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории полёта РН и сравнение с существующей системой, а также оценка возможности ликвидации жидких остатков топлива в баке РБ.

Научная новизна

1) Предложена структура ПГС возвращаемого РБ отличающаяся от существующих тем, что: 1.1) теплообменники СН отделены от ЖРД и расположены в верхней части топливного отсека, их нагрев осуществляется продуктами разложения ПВ, наддув бака О осуществляется газовой смесью из гелия и кислорода, что позволяет проводить автономные наземные испытания теплообменников СН без зажиганий маршевого ЖРД, уменьшить длину магистралей газа наддува, сократить

рабочие запасы газа на наддув топливных баков; 1.2) для работы газореактивных сопел СОЗ используется смесь из гелия и продуктов разложения ПВ, что позволяет сократить рабочие запасы газа СОЗ и массу шар-баллонов (ШБ); 1.3) установлена магистраль подачи газа из бака О на сопла СОЗ, что позволяет совершить сброс испарившихся остатков топлива за борт РБ после подачи в бак О горячих продуктов разложения ПВ.

2) Предложен алгоритм функционирования ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории его полёта, отличающийся от существующих тем, что: 2.1) перед включением маршевого ЖРД, ПГС функционирует в режиме предварительного нагрева теплообменников наддува для их выхода на рабочую температуру; 2.2) на активном участке траектории (АУТ) полета ПГС функционирует в режиме наддува топливных баков РБ; 2.3) на ПУТ функционирует в режиме формирования рабочего тела для СОЗ; 2.4) после завершения миссии или в случае возникновения аварийной ситуации, ПГС функционирует в режиме ликвидации жидких остатков топлива в баке О.

3) Разработана математическая модель процесса тепло и массообмена в топливных баках возвращаемых РБ при функционировании ПГС, учитывающая испарение и конденсацию топлива в баке РН при вводе газа, смену режимов парообразования топлива при изменении величины теплового потока от горячего газа и аэродинамического потока, что позволило определить основные параметры ПГС, оценить возможность обеспечения ликвидации остатков топлива в баках РБ, а также оценить применение предложенной системы в сравнении с традиционными системами.

Теоретическая значимость работы

Полученные теоретические результаты исследования позволили создать научно-методическое обеспечение для проектирования и конструирования ПГС перспективных возвращаемых РБ.

Практическая значимость работы

Полученные основные результаты могут найти применение в организациях ракетно-космической промышленности АО «ЦНИИмаш», АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», АО «РКЦ «Прогресс» для перспективных образцов ракетной космической техники.

Методология и методы исследования

Метод математического моделирования процессов тепло- и массообмена в топливном баке РН на основе закона сохранения энергии, численные методы интегрирования дифференциальных уравнений, системный подход к определению структуры ПГС возвращаемого РБ, экспериментальные методы исследования процессов тепло и массообмена в криогенной емкости.

Положения, выносимые на защиту

1) Структура и основные параметры ПГС возвращаемого РБ, позволяющая а) проводить автономные наземные испытания теплообменников СН без зажиганий маршевого ЖРД; б) снизить массу возвращаемого ракетного блока за счёт сокращения длин магистралей газа наддува, рабочих запасов газа наддува и рабочего тела для СОЗ; в) снизить техногенное воздействие при пусках РН за счёт обеспечения условий повторного запуска маршевого ЖРД и возможности ликвидации остатков топлива в баках РБ.

2) Алгоритм функционирования ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории его полёта.

3) Математическая модель процесса тепло и массообмена в топливных баках РБ при функционировании ПГС, учитывающая испарение и конденсацию топлива в баке РН при вводе газа, смену режимов парообразования топлива при изменении величины теплового потока от горячего газа и аэродинамического потока.

4) Результаты оценки применения предложенной ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории полёта в сравнении с существующей системой, а также возможности ликвидации жидких остатков топлива в баке О, например, в случае аварийного выключения ЖРД.

Степень достоверности и апробация результатов

Достоверность результатов подтверждается сравнением результатов, полученных с использованием разработанной математической модели, с данными, полученными в ходе экспериментального исследования.

Основные результаты диссертационного исследования докладывались на международных и российских конференциях: XII Всероссийская науч.- конференция, посвященная памяти главного конструктора ПО «Полёт» А. С. Клинышкова (Омск, 30 мая 2018 г.); Глобальная конференция по исследованию космоса GLEX (г. Санкт-Петербург, 2021 г.); III Международная науч.-техническая конференция (23–24 апр. 2019 г., Омск, Россия), Международная конференция американского астронавтического сообщества (2022 г., Колорадо, США), Первая лунная международная конференция по космической безопасности IAASS (13-15 октября, 2022 г., г. Пекин, Китай).

Реализация результатов

Результаты диссертационного исследования использованы в рамках государственного задания «Исследование процессов испарения жидкостей в топливных баках ракет-носителей для повышение экологической безопасности и экономической эффективности ракет-носителей с жидкостными ракетными двигателями» в 2019 – 2023 гг. Получены акты внедрения результатов диссертационной работы в АО «ЦНИИмаш», АО «РКЦ «Прогресс», а также внедрены в учебный процесс в виде практических занятий для студентов старших курсов по дисциплинам «Проектирование ракетных и ракетно-космических комплексов», «Проектирование специальных систем» кафедры «Авиа – и ракетостроение» ОмГТУ.

Публикации

Материалы диссертационного исследования изложены в 20 публикациях, из них: 7 статей в журналах из перечня ВАК РФ, 4 статьи в журналах Scopus, 4 статьи в сборниках научных конференций. Получено 5 патентов на изобретение.

Структура и объём диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Работа изложена на 124 страницах машинописного текста, содержит 46 рисунков и 13 таблиц.

Соответствие работы паспорту научной специальности

В соответствии с формулой специальности 2.5.13 «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов» полученные результаты диссертационной работы соответствуют следующим направлениям исследований паспорта научной специальности: «3. Создание и отработка принципиально новых конструктивных решений выполнения узлов, систем и ЛА в целом. Исследование их характеристик и оценка перспектив применения»; «4. Исследование влияния на технические характеристики систем и конструктивное выполнение корпуса ЛА газо- и гидродинамических процессов в проектируемых конструкциях».

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

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

В первой главе проведён анализ существующих методов создания условий для повторного запуска ЖРД. Наибольшее распространение получил метод создания осевой перегрузки с применением различных типов СОЗ. Проведён анализ разрабатываемых и эксплуатируемых СОЗ ступеней РН, обеспечивающих условия повторного запуска ЖРД. Проведён анализ существующих методов ликвидации остатков жидкого топлива и газа наддува в баках РБ. Основными методами являются: а) сброс остатков жидкого топлива и газа наддува через маршевый ЖРД без его зажигания, при котором в топливных баках РН всё же остаются жидкие компоненты ракетного топлива, но их испарение не приведёт к разгерметизации топливных баков; б) метод подачи одного из компонентов топлива в баки РН, для создания экзотермической реакции и сгорания остатков жидкого топлива; в) метод подачи теплоносителя (продуктов сгорания или разложения из газогенераторов, горячего газа наддува) в баки РБ, для испарения остатков топлива и их дальнейшего сброса.

Проведён анализ разрабатываемых и эксплуатируемых СН с выявлением их недостатков, способов уменьшения затрат газа наддува топливных баков РБ, моделирования процессов тепло- и массообмена в топливном баке с использованием математических моделей на основе закона сохранения энергии, уравнений Навье-Стокса.

Во второй главе предложена структура, состав элементов и алгоритм функционирования ПГС возвращаемого РБ. При создании технически сложной системы, такой как ПГС, согласно структуре жизненного цикла изделия, на этапе научно-исследовательских работ, предполагается использование аналогов компонентов и элементов системы (теплообменников, ШБ, сепаратора, катализатора), которые уже прошли испытания и проверку на работоспособность до получения основных параметров ПГС. Определение проектно-конструкторских параметров разрабатываемой системы применительно к конкретному РБ относится к следующему этапу жизненного цикла изделия, что является дальнейшим развитием данного исследования. Полагаясь на системный подход, предложенная ПГС возвращаемого РБ, соответствует принципам системности, централизованности, этапности, вариантности и ресурсному принципу. В качестве критерия эффективности, который используется в процессе проведения сравнительного анализа предложенной ПГС и аналогичной системы является масса системы, в которую входят рабочие запасы газа, ШБ, и другие отличающиеся элементы.

На рисунке 1 представлена структурная схема ПГС возвращаемого РБ первой ступени РН, которая расположена в верхней части ступени топливного отсека. ПГС функционируют в 4 режимах (рисунок 2): 1) режим перед запуском ЖРД - предварительный нагрев теплообменников до включения ЖРД; 2) режим наддува баков РН; 3) режим подготовки газа для СОЗ; 4) режим работы для снижения техногенного воздействия.

На старте перед включением ЖРД, начинается предварительный нагрев пластинчатого теплообменника 6 для достижения им рабочих температур. Для этого ПВ подается из баллона 11 в газогенератор 9, затем в теплообменники 6 и 17 и безмоментно сбрасывается через сопла 4. Автономное от ЖРД расположение теплообменников в верхней части топливного отсека позволяет решить проблемы с

нагревом теплообменников до рабочей температуры и уменьшить расход газа наддува гелия на АУТ полёта РН. В традиционной СН газом гелием, например, на РН «Ariane 5», «Falcon 9», «Ангара» теплообменники газа наддува расположены в ЖРД. Таким теплообменникам требуется дополнительное время (15 - 20 секунд) для их нагрева до рабочей температуры.

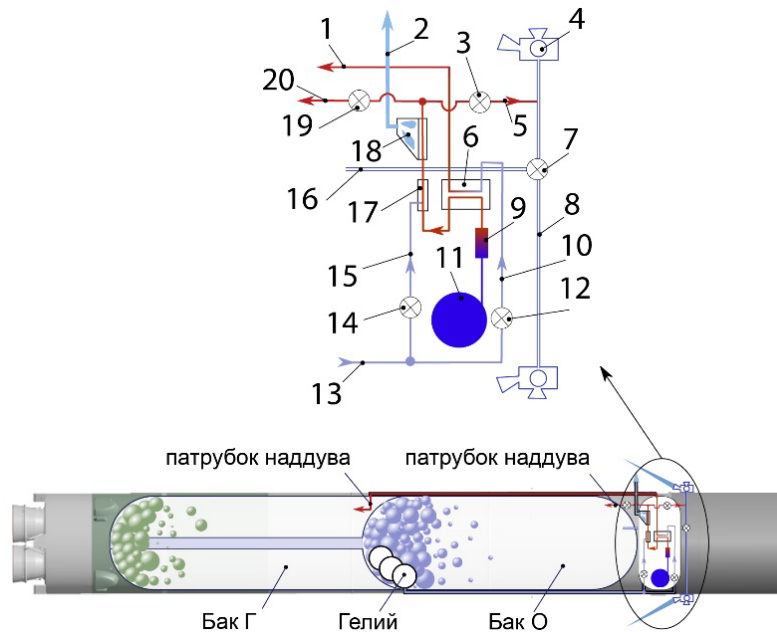


Рисунок 1 – Структурная схема ПГС возвращаемого РБ первой ступени РН: 1 - магистраль подачи гелия в бак Г, 2 - магистраль сброса воды, 3 - клапан подачи газовой смеси на газореактивные сопла 4 по магистрали 5, 6 - пластинчатый теплообменник, 7 - клапан подачи газа из бака О по магистрали 16 на газореактивные сопла 4 по магистрали сопел 8, 9 - газогенератор с пакетом катализатора, 10 - магистраль подачи холодного гелия в пластинчатый теплообменник 6, 11 - баллон ПВ, 12 - клапан подачи гелия, 13 - магистраль подачи гелия из собственных баллонов, 14 - клапан подачи холодного гелия на магистрали 15 в струйный теплообменник 17, 18 - сепаратор, 19 - клапан подачи нагретой смеси гелия и кислорода в бак О по магистрали 20

На режиме работы ПГС для наддува баков РН, после запуска ЖРД, газ наддува гелий из собственных ШБ, расположенных в баке О, подается по трубопроводу 13 к теплообменникам 6 и 17. Магистраль холодного гелия разделяется на магистраль для подачи газа в пластинчатый теплообменник 10 и на магистраль 15 для подачи гелия в струйный теплообменник. После нагрева в пластинчатом теплообменнике гелий поступает в бак Г по магистрали 1 для его наддува. В струйном теплообменнике происходит смешивание гелия и продуктов разложения ПВ. После смешивания, полученная газожидкостная смесь при температуре 300 К поступает в сепаратор 18 для отделения жидкости от газа. Полученный осушенный газ, состоящий из гелия и кислорода, по магистрали 20 поступает в бак О для его наддува. Вода после сепаратора по магистрали 2 сбрасывается за борт РБ.

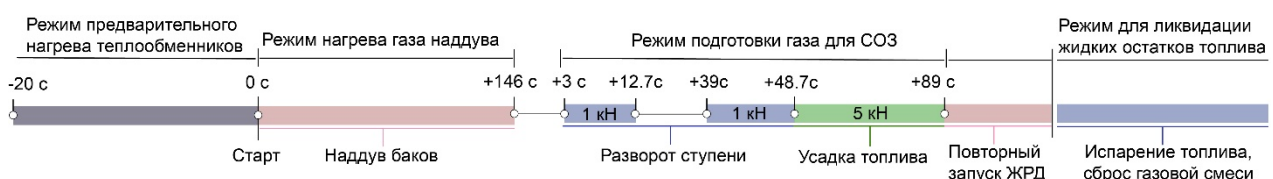


Рисунок 2 – Циклограмма работы ПГС возвращаемого РБ первой ступени РН

Для обеспечения условий повторного запуска ЖРД возвращаемого РБ, необходимо обеспечить положительную перегрузку для перемещения Г и О к заборным устройствам в топливных баках РБ. Для возвращения РБ после его отделения выполняется маневр разворота для последующего формирования тормозного импульса. На данном режиме управляемые клапаны газа наддува 12 и 19 закрыты для прекращения процесса наддува баков. Массовый расход гелия в струйный теплообменник 17 уменьшается, а массовый расход ПВ увеличивается. Смесь гелия и продуктов разложения ПВ подается в сопла СОЗ 4 по магистрали 5 и открытом клапане 3.

Для ликвидации остатков топлива в баках РБ после совершения миссии, или в случае возникновения аварийной ситуации, например, аварийного выключения двигателя (АВД) на АУТ полёта (рисунок 3), в бак О подается смесь из продуктов разложения ПВ при температуре 823 К для испарения О. Получаемая парогазовая смесь в топливном баке О подается по магистрали 16 и открытом клапане 7 на газореактивные сопла 4 для увода РБ в заданный район падения.

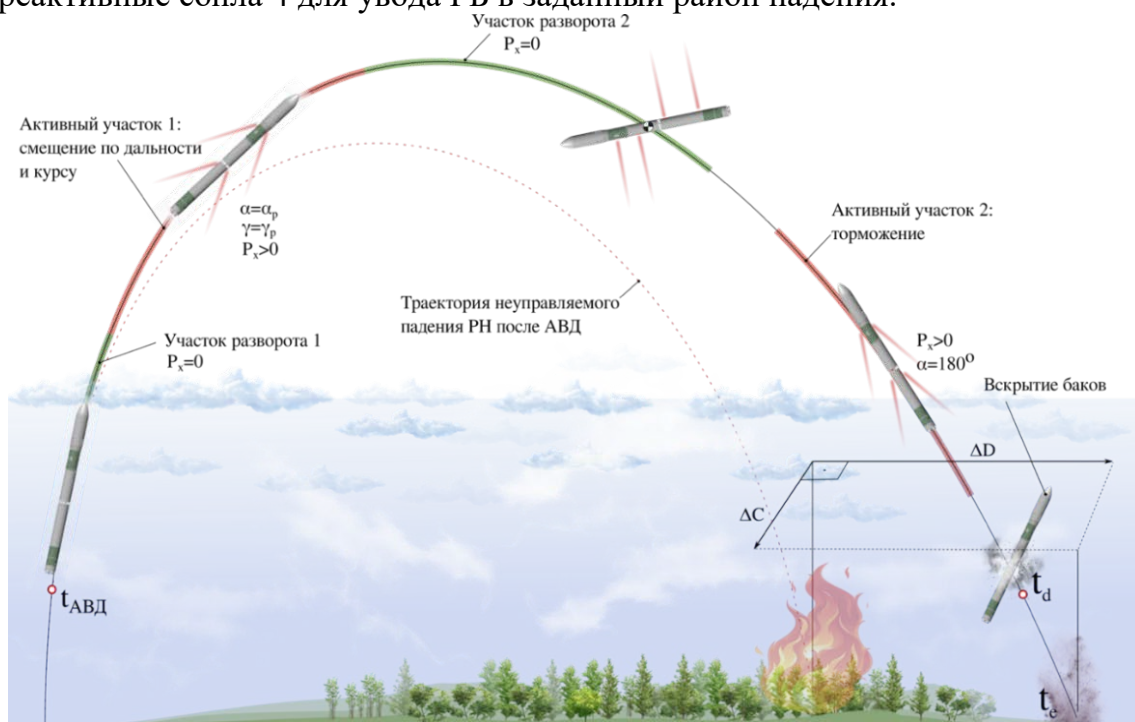


Рисунок 3 – Этапы движения аварийной РН с использованием ПГС

В третьей главе приведена математическая модель процесса тепло и массообмена в баке О возвращаемого РБ при функционировании ПГС. Основными параметрами ПГС возвращаемого РБ, которые определяются в процессе математического моделирования являются: давление и температура газовой подушки при наддуве бака О; рабочие запасы гелия и ПВ на работу СН и СОЗ и в режиме ликвидации жидких остатков топлива; испаренная масса жидких остатков топлива в баке О.

Принятые допущения: коэффициент адиабаты газов принят постоянным; колебания зеркала жидкости не учитываются; расход О (жидкого кислорода) постоянный; вода после сепаратора полностью отделяется от газовой смеси наддува. Исходными данными при моделировании работы СН являются: давление, плотность и температура газа в баке О; температуры газовой смеси наддува, стенки бака и жидкого кислорода; объём бака О, масса жидкого кислорода. При моделировании работы СОЗ: давление, температура газовой смеси, тяги сопел разворота и усадки,

диаметры критического сечения сопел, давление внешней среды. При моделировании работы ПГС в режиме ликвидации остатков топлива, перечень исходных данных соответствует исходным данным СН и СОЗ. Варьируемыми параметрами ПГС на всех режимах функционирования являются: массовые расходы гелия и ПВ, состав и температура газовой смеси на входе в бак О; предельное давление газа в баке О.

Ниже приведена система уравнений математической модели процесса тепло и массообмена в баке О при его наддуве газовой смесью:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dP_g}{dt} = \frac{1}{V} \left(-\frac{dQ_w}{dt} - \frac{dQ_l}{dt} + \dot{m}_{he} i_{he} + \dot{m}_{ev} i_{ev} + \mu_{ox} \dot{m}_{hp} i_{ox} - \dot{m}_d i_d - \frac{k}{(k-1)} P_g \frac{dV}{dt} \right); \\ \frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{V} \left(\dot{m}_{he} + \dot{m}_{ev} + \mu_{ox} \dot{m}_{hp} - \dot{m}_d - \rho \frac{dV}{dt} \right); \\ \frac{dT_{wg}}{dt} = \frac{\alpha_g F_{wg} (T_g - T_{wg}) + \sigma \varepsilon_w F_{wg} (T_g^4 - T_{wg}^4) - \sigma \varepsilon_w F_{wg} (T_{wg}^4)}{c_w m_{wg}}; \\ \frac{dT_{wl}}{dt} = \frac{c_w m_{wg} (T_{wg} - T_{wl}) - \alpha_l F_{wl} (T_{wl} - T_l) - \sigma \varepsilon_w F_{wl} (T_{wl}^4 - T_l^4) - \sigma \varepsilon_w F_{wl} (T_{wl}^4)}{c_w m_{wl}}; \\ \frac{dT_l}{dt} = \frac{\alpha_l F_l (T_{wl} - T_l) + \sigma \varepsilon_w F_{wl} (T_{wl}^4 - T_l^4) + \alpha_g F_d (T_g - T_l) - i_{ev} \dot{m}_{ev}}{c_l m_l}; \\ \frac{dV}{dt} = \frac{\dot{m}_l}{\rho_l}, \end{array} \right. \quad (1)$$

где $\frac{dP_g}{dt}$, $\frac{d\rho}{dt}$ – изменение давления и плотности газовой подушки в баке О; $\frac{dT_{wg}}{dt}$ – температура сегмента стенки, контактирующей с газовой подушкой; $\frac{dT_{wl}}{dt}$ – температура сегмента стенки, контактирующей с жидким кислородом; $\frac{dT_l}{dt}$ – температура жидкого кислорода; $\frac{dV}{dt}$ – изменение объема газовой подушки; \dot{m}_{he} , \dot{m}_{ev} , \dot{m}_{hp} , \dot{m}_d , \dot{m}_l – массовые расходы гелия, испаряемого кислорода, продуктов разложения ПВ, дренажа, жидкого кислорода соответственно; μ_{ox} – массовая доля кислорода после разложения ПВ; i_{ev} , i_{ox} , i_{he} , i_d – энтальпии испаряемого кислорода, кислорода из продуктов разложения ПВ, гелия, газа, выбрасываемого через дренажный клапан; k – коэффициент адиабаты; $\frac{dQ_w}{dt}$ – теплообмен между стенкой и газом; $\frac{dQ_l}{dt}$ – теплообмен между газом и жидким кислородом; F_{wg} , F_{wl} – площадь сегмента стенки, контактирующей с газовой подушкой и жидким кислородом, соответственно; F_d – площадь зеркала жидкого кислорода; σ – постоянная Стефана-Больцмана; ε_w – степень черноты стенки; c_w , c_l – теплоемкость стенки и жидкого кислорода, соответственно; m_{wg} , m_{wl} , m_l – массы сегментов стенок и жидкого кислорода, соответственно; α_l , α_g – коэффициент теплоотдачи жидкого кислорода и газовой подушки, соответственно.

Температура газа в подушке бака О T_g определяется по уравнению состояния идеального газа:

$$T_g = \frac{P_g}{z \rho R_g}, \quad (2)$$

где R_g – удельная газовая постоянная газа в подушке; z – коэффициент сжимаемости газа.

Массовые расходы \dot{m}_{he} и \dot{m}_{hp} выбираются из получения температуры T_{mix} после смешения гелия и продуктов разложения ПВ равной 300 К. Температура смеси определяется по формуле:

$$T_{mix} = \frac{C_{ox} \dot{m}_{hp} \mu_{ox} T_{pv} + C_{water} \dot{m}_{hp} \mu_{water} T_{pv} + C_{he} \dot{m}_{he} T_{he}}{C_{he} \dot{m}_{he} + C_{ox} \dot{m}_{hp} \mu_{ox} + C_{water} \dot{m}_{hp} \mu_{water}}, \quad (3)$$

где C_{ox} , C_{water} , C_{he} – теплоемкости кислорода, воды, гелия; μ_{water} – массовая доля паров воды после разложения ПВ, равная 0.53; T_{pv} – температура продуктов разложения ПВ, равная 823 К; T_{he} – начальная температура гелия, равная 90 К.

Для определения массовой скорости испарения и конденсации используется формула Герца-Кнудсена:

$$\dot{m}_{ev} = \beta \sqrt{\frac{M}{2\pi RT_{sat}}} L \left(\frac{\rho_v \rho_l}{\rho_l - \rho_v} \right) \cdot \left(\frac{T^* - T_{sat}}{T_{sat}} \right), \quad (4)$$

где: M – молярная масса жидкости; R – универсальная газовая постоянная; ρ_l – плотность жидкого кислорода; L – теплота парообразования кислорода; T^* – температура пара вблизи зеркала жидкости, выбирается равной температуре жидкости; T_{sat} – температура насыщения кислорода при давлении в баке, β – коэффициент аккомодации.

Коэффициенты теплоотдачи α_g и α_l определяются по критериальному уравнению Нуссельта в зависимости от типа парообразования жидкого кислорода в процессе теплообмена с газом наддува и стенкой бака, а также нагреваемой внешним аэродинамическим потоком при спуске РБ.

Число Нуссельта для испарения с поверхности не зависит от поля тяготения и имеет вид:

$$Nu = 0,45 Re^{0,8} Pr^{0,43} = 0,45 \left(\frac{wl}{\nu} \right)^{0,8} \left(\frac{\nu}{a_n} \right)^{0,43}, \quad (5)$$

где Re , Pr – числа Рейнольдса и Прандтля; w – скорость газового потока; ν – кинематическая вязкость газа; l – характерный размер, который равен диаметру бака O ; a_n – коэффициент температуропроводности пара.

Число Нуссельта для определения коэффициента теплоотдачи при пузырьковом кипении равно:

$$Nu = \frac{\alpha d_0}{\lambda} = 75 (Pe \cdot Fo)^{0,7} Pr^{-0,2} = 75 \left(\frac{q}{r_* \rho_n} \cdot \frac{1}{d_0 f} \right)^{0,7} \left(\frac{\nu}{a_n} \right)^{-0,2}, \quad (6)$$

где Pe , Fo – числа Пекле, Фурье; λ – теплопроводность стенки; d_0 – отрывной диаметр пузыря; $\rho_{ж}$, ρ_n – плотности жидкости и пара, соответственно; q – плотность теплового потока; r_* – удельная теплота парообразования жидкого кислорода; r_* – удельная теплота парообразования; f – частота парообразования паровых пузырей; g – ускорение свободного падения.

Для пленочного кипения характерно то, что жидкость отделена от поверхности нагрева слоем пара, на поверхности раздела фаз пар - жидкость образуются и периодически отрываются паровые пузыри. Число Нуссельта для пленочного кипения определяется по формуле:

$$Nu_{пл} = 0,18 Ra^{1/3} = 0,18 \left(Ga \cdot \frac{\rho_{ж} - \rho_n}{\rho_n} \right)^{1/3} = 0,18 \left(\frac{gl_0^3}{\nu_n a_n} \cdot \frac{\rho_{ж} - \rho_n}{\rho_n} \right)^{1/3}, \quad (7)$$

где Ra , Ga – числа Релея, Галилея; l_0 – капиллярная постоянная.

Переход от пузырькового кипения к пленочному происходит при достижении критической плотности теплового потока, которая определяется по формуле:

$$q_{кр1} = 7r_* \sqrt{a_n f \rho_{ж} \rho_n} \quad (8)$$

Верификация математической модели процесса тепломассообмена в топливном баке РБ проведена при сравнении с результатами экспериментальных исследований наддува криогенной емкости с жидким азотом газом гелием. Отклонения значений по давлению в ёмкости составило до 1,1%, по температурам стенки емкости, газа и жидкого азота до 2%.

Для режима наддува газовой смесью из гелия и кислорода на АУТ полета РБ

рассматривается только испарение с поверхности. Подводимый тепловой поток от газовой смеси наддува значительно меньше значения критического теплового потока, что соответствует испарению с поверхности жидкости в состоянии насыщения. Для режима подготовки рабочего тела для работы сопел СОЗ на ПУТ полета РН тепло и массообмена в баке О не рассматривается, так как клапаны подачи газовой смеси в топливные баки закрыты. Для режима работы ПГС для снижения техногенного воздействия, при котором в бак О подаются продукты разложения ПВ и гелия для испарения остатков жидкого компонента топлива рассматриваются все типы парообразования (испарение с поверхности, пузырьковое и пленочное кипение). Пузырьковое кипение учитывается при достижении температуры жидкости, превышающей температуру насыщения. При достижении подводимого потока к жидкости от горячей газовой смеси и внешнего аэродинамического потока на стенки бака критического значения $q_{кр1}$ происходит переход от пузырькового кипения к пленочному типу кипения. В этом случае число Нуссельта для определения коэффициента теплоотдачи определяется по формуле (7).

В четвертой главе приведены результаты оценки применения разработанной ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории его полёта в сравнении с традиционными СН и СОЗ, а также возможности ликвидации остатков топлива в баках РБ, в случае возникновения аварийного останова ЖРД.

В качестве традиционной СН, с которой проводится сравнение, рассматривается наддув топливных баков газом гелием, нагрев которого происходит в теплообменниках ЖРД. Такая СН используется на РН «Ангара», РН «Союз», РН «Ariane 5», РН «Falcon 9» и др. В качестве традиционной автономной СОЗ возвращаемого РБ, с которой проводится сравнение, рассматривается СОЗ на холодном азоте, эксплуатируемая на РН «Falcon 9».

На рисунке 4 приведены графики изменения давления газовой подушки, температуры газовой подушки для двух сравниваемых случаев – традиционной СН (наддув гелием) и предлагаемой СН в составе ПГС возвращаемого РБ (наддув смесью гелия и кислорода).

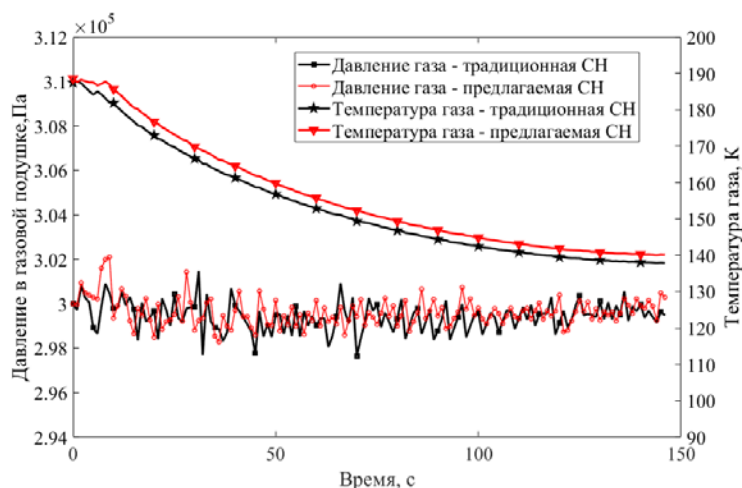


Рисунок 4 – Графики изменения давления и температуры газовой подушки в баке О при функционировании традиционной СН и предлагаемой СН в составе ПГС

Для хранения и выдачи ПВ рассматриваются однокомпонентные алюминиевые баллоны с диафрагмой массой 5,2 кг и объемом $0,3 \text{ м}^3$ производства АО «НИИмаш». Для хранения гелия и азота рассматриваются композитные баллоны высокого давления массой 11,7 кг с объемом внутренней полости $0,081 \text{ м}^3$ и рабочим давлением 33,1 МПа.

Температура в газовой подушке бака О падает до 140 К, что связано с увеличением свободного объема бака, соответственно увеличением поверхности теплообмена между газом и стенкой бака. Колебательный характер изменения давления в баке О в диапазоне от $3,018 \cdot 10^5$ до $2,978 \cdot 10^5$ Па связан с функционированием дренажного клапана. Максимальное отклонение от номинального давления в баке, равного $3 \cdot 10^5$ Па для обоих случаев составляет не более 0,6%. В обоих сравниваемых случаях жидкого кислорода испарилось не более 3,5 кг.

Результаты сравнительного анализа показали, что предлагаемая СН обеспечивает необходимые заданные основные параметры СН в топливном баке РБ, при этом сокращены рабочие запасы газа наддува бака О.

Таблица 1. Сравнительный массовый анализ предлагаемой СН в составе ПГС возвращаемого РБ и традиционной СН с нагревом гелия в теплообменнике ЖРД

№	Параметр	Традиционная СН	Предлагаемая СН
1	Масса ПВ, кг	-	76,8
2	Масса гелия, кг	155	104
3	Масса ШБ гелия, кг	129	94
4	Масса ШБ с ПВ, кг	-	10,4
6	Масса магистралей, кг	85	39
7	Масса катализатора, кг	-	0,5
8	Общая масса, кг	369	324

Как следует из таблицы 1, выигрыш по массе составляет более 44 кг. Это с учётом дополнительных затрат гелия (36 кг гелия и дополнительных 2 баллонов) в первые 20 секунд, пока теплообменник не вышел на рабочую температуру.

Суммарная тяга сопел СОЗ ориентации и стабилизации принята равной 1000 Н, а для обеспечения усадки топлива - 5000 Н. Время работы сопел ориентации для разворота РБ – 19,4 с, для второй ступени – 10,4 с; время работы сопел для обеспечения усадки топлива первой ступени – 40,3 с, для второй ступени – 12,5 с. Удельный импульс сопел СОЗ на холодном газе азота равен 647 м/с при давлении в ШБ 24,1 МПа, давлении на срезе сопла 0,48 МПа и температуре газа 300 К. Удельный импульс сопел СОЗ на смеси из гелия и продуктов разложения ПВ равен 1102 м/с при давлении 0,4 МПа и температуре смеси 700 К.

В таблице 2 приведены результаты сравнительного анализа использования предлагаемой СОЗ и традиционной СОЗ на холодном азоте на участках разворота ступени и усадки топлива в баках РБ.

Таблица 2. Сравнительный массовый анализ традиционной СОЗ и предлагаемой СОЗ в составе ПГС возвращаемого РБ для ПУТ полёта

Параметр	Традиционная СОЗ		Предлагаемая СОЗ	
	РБ первой ступени	РБ второй ступени	РБ первой ступени	РБ второй ступени
Масса ПВ, кг			180	60
Масса ШБ для ПВ, кг			22	6,5
Масса гелия, кг			20	5,6
Масса азота, кг	341	112		
Масса ШБ для азота, кг	140	47		
Общая масса, кг	481	159	222	72

В таблице 3 приведены результаты оценки работы ПГС возвращаемого РБ в случае аварийного выключения ЖРД за счёт подачи продуктов разложения ПВ в бак О для испарения жидкого кислорода с последующей подачей получаемой газовой смеси на сопла СОЗ. Формирование рабочего тела для сопел сброса для управления движением РБ в заданный район падения рассматривается на атмосферном участке траектории в течении 50 секунд полёта в зависимости от ускорения свободного падения, диаметра критического сечения выходного отверстия и давления в баке О. При достижении плотных слоев атмосферы при спуске РБ, начиная с высот, равных 80 км, постоянное увеличение внешнего теплового потока приводит к переходу пузырькового кипения к пленочному.

Таблица 3 – Результаты оценки работы ПГС в случае аварийного выключения ЖРД

Параметр	Диаметр сопел СОЗ, мм							
	75		120		160		160	
p , атм	от 4 до 5		от 4 до 5		от 4 до 5		от 6 до 7	
Ускорение свободного падения, m/s^2	9,81	0,25	9,81	0,25	9,81	0,25	9,81	0,25
Масса сбрасываемой смеси из бака, т	2	1,4	11,9	10,4	22,5	21,3	29,1	28
Масса ПВ, т	0,12	0,13	0,88	0,87	2,5	2,5	3,5	3,4
Масса испарившегося кислорода, т	9,9	7,4	38,2	15,4	40	18,3	40	22,5
Тяга 4 отверстий, тс	2,6		15,1		26,6		38,1	
Время сброса, с	50		50		42,1		39,3	

Использование СОЗ в составе предложенной ПГС при аварийном выключении ЖРД является реализуемым. Однако, реализация этой возможности прежде всего связана с изменением проектно-конструкторских параметров СОЗ, в том числе: а) установкой регулируемых в широком диапазоне площадей отверстий для сброса парогазовой смеси из баков РН; б) увеличения запаса ПВ для обеспечения возможности испарения остатков компонента топлива в баке РБ в диапазоне от 10 до 40 тонн в зависимости от сценария возникновения аварийного выключения ЖРД; в) разработки программ функционирования ПГС в аварийной ситуации и управления движением центра масс и вокруг центра масс РБ при спуске с траектории введения РН в выделенные аварийные районы падения в зоне трассы пуска.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведённого исследования решены задачи, имеющие важное значение для космического машиностроения, заключающиеся в снижении массы возвращаемых РБ и обеспечении возможности ликвидации жидких остатков топлива в баке О, за счёт использования предложенной новой структуры ПГС, в состав которой входят СН и СОЗ, разработанной на базе моделирования процессов тепло и массообмена в топливном баке возвращаемого РБ.

Основные научные результаты:

1. Предложена структура ПГС возвращаемого РБ отличающаяся от существующих тем, что: 1.1) теплообменники системы наддува отделены от ЖРД и расположены в верхней части топливного отсека, их нагрев осуществляется продуктами разложения ПВ, наддув бака О осуществляется газовой смесью из гелия и кислорода, что позволяет проводить автономные наземные испытания теплообменников СН без зажиганий маршевого ЖРД, уменьшить длину магистралей газа наддува, сократить рабочие запасы газа на наддув топливных баков; 1.2) для работы газореактивных сопел СОЗ используется смесь из гелия и продуктов разложения ПВ, что позволяет сократить рабочие запасы газа СОЗ и массу ШБ; 1.3)

установлена магистраль подачи газа из бака О на сопла СОЗ, что позволяет совершить сброс испарившихся остатков топлива за борт РБ после подачи в бак О горячих продуктов разложения ПВ.

2. Предложен алгоритм функционирования ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории его полёта, отличающийся от существующих тем, что: 2.1) перед включением маршевого ЖРД, ПГС функционирует в режиме предварительного нагрева теплообменников наддува для их выхода на рабочую температуру; 2.2) на АУТ полета ПГС функционирует в режиме наддува топливных баков РБ; 2.3) на ПУТ полета ПГС функционирует в режиме формирования рабочего тела для СОЗ; 2.4) после завершения миссии или в случае возникновения аварийной ситуации, ПГС функционирует в режиме ликвидации жидких остатков топлива в баке О.

3. Разработана математическая модель процесса тепло и массообмена в топливных баках РБ при функционировании ПГС, учитывающая испарение и конденсацию топлива в баке РН при вводе газа, смену режимов парообразования топлива при изменении величины теплового потока от горячего газа и аэродинамического потока, что позволило определить основные параметры ПГС, оценить возможность обеспечения ликвидации остатков топлива в баках РБ, а также оценить применение предложенной системы в сравнении с традиционными системами.

4. Проведён массовый сравнительный анализ предложенной ПГС возвращаемого РБ в сравнении с традиционными системами, который показал сокращение рабочих запасов газа наддува гелия на 50 кг, сокращение массы СОЗ первой ступени РН до 250 кг, массы СОЗ второй ступени РН до 87 кг, за счёт использования разработанной ПГС.

В контексте будущих исследований, рекомендуется рассмотреть возможность создания контролируемого процесса горения в баке горючего при вводе продуктов разложения ПВ с целью ликвидации остатков жидкого топлива из бака горючего возвращаемого РБ.

Список основных работ, опубликованных автором по теме диссертации

Статьи, опубликованные в изданиях, рекомендованных ВАК:

1. Трушляков В.И., Шатров Я.Т., **Урбанский В.А.**, Юдинцев В.В. Подготовка газа системы наддува баков и рабочего тела для реактивной системы управления спасаемых ступеней ракет-носителей // Космонавтика и ракетостроение. 2023. № 1 (130).

2. Трушляков В.И., Шатров Я.Т., **Урбанский В.А.**, Юдинцев В.В. Комбинированная система наддува с реактивной системой управления для возвращаемой ступени ракеты-носителя // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 6 (129).

3. Трушляков В.И., Шатров Я.Т., **Урбанский В.А.**, Юдинцев В.В. Оценка энергетических характеристик активной бортовой системы спуска при аварийном выключении жидкостного ракетного двигателя ракеты-носителя // Космонавтика и ракетостроение. 2021. № 1 (118).

4. Трушляков В.И., Шатров Я.Т., **Урбанский В.А.**, Юдинцев В.В. Сценарии управления полётом ракеты-носителя при аварийном выключении жидкостного ракетного двигателя // Космонавтика и ракетостроение. 2021. № 2 (119).

5. Трушляков В.И., Павленко А.Н., **Урбанский В.А.**, Жуков В.Е., Сухорукова Е.Ю. Экспериментальные исследования нестационарных процессов испарения криогенной жидкости в макете бака ракеты // Омский научный вестник. Серия авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2021. № 4 (5).

6. Трушляков В.И., Лесняк И.Ю., **Урбанский В.А.** К задаче выбора проектных характеристик экспериментального стенда // Омский научный вестник. Серия авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2019. № 4 (3).

7. Трушляков В.И., **Урбанский В.А.** Исследование параметров процессов испарения невыработываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя в условиях невесомости // Омский научный вестник. Серия авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2019. № 2 (3).

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

8. Romero-Calvo, Á., **Urbansky, V.**, Yudinsev, V., Schaub, H., Trushlyakov, V. Novel propellant settling strategies for liquid rocket engine restart in microgravity // Acta Astronautica. 2023. Т. 202. С. 214–228.

9. Trushlyakov V.I., Pavlenko A.N., **Urbansky V.A.**, Zhukov V.E., Sukhorukova E.Yu., Mezentseva N.N. Dynamics of liquid nitrogen in a closed vessel in the presence of helium pressurization gas // Journal of Engineering Thermophysics. 2022. Т. 31. № 2. С. 210–222.

10. Trushlyakov V.I., **Urbansky V.A.**, Yudinsev V.V. Reducing environmental damage after emergency engine cutoff of the launch vehicle // Journal of Spacecraft and Rockets. 2021. Т. 58. № 3. С. 985–996.

11. Trushlyakov V.I., **Urbansky V.A.**, Pustovoy N.V. Study of the unusable liquid propellant residues evaporation processes parameters in the tanks of the launch vehicle expended stage in microgravity // Journal of Physics: Conference Series. – IOP Publishing, 2020. – Т. 1441. – №. 1. – С. 012121.

Результаты интеллектуальной деятельности:

12. Пат. 2802109 Российской Федерации, МПК F02K 9/50 (2006.01), B64D 37/22 (2006.01), B64D 37/24 (2006.01). Способ подготовки газа для системы наддува топливных баков и для реактивной системы управления многоразовой ракеты-носителя и устройство для его реализации: Трушляков В.И., **Урбанский В.А.**, Юдинцев В.В., – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. – № 2022135468: заявл. 30.12.22; опубл. 22.08.23; Бюл. № 24.

13. Пат. 2738499 Российской Федерации, МПК B64G 1/26, F02K 9/58. Способ увода отделяющейся части ракеты-носителя и устройство для его реализации: Трушляков В.И., Новиков А.А., Лесняк И.Ю., Паничкин А.В., **Урбанский В.А.**, – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. – № 2019144276: заявл. 27.12.2019; опубл. 14.12.2020.

14. Пат. 2746473 Российской Федерации, МПК B64D 37/28. Способ спуска ускорителя ступени ракеты-носителя при аварийном выключении ЖРД и устройство для его реализации. Трушляков В.И., Юдинцев В.В., **Урбанский В.А.**, – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. – № 2020115740; заявл. 13.05.20; опубл. 14.04.21; Бюл. № 11.

15. Пат. 2726214 Российской Федерации, МПК B64D 37/28. Способ спуска отделяющейся части ступени ракеты-носителя и устройство для его осуществления: Трушляков В.И., **Урбанский В.А.**, – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. – № 2019136946; заявл. 19.11.19; опубл. 09.07.20 /; – 25 с.: ил.

16. Пат. 2709291 Российской Федерации, МПК B64D 37/28. Способ газификации невыработываемых остатков жидкого кислорода и керосина в баках ступени ракеты-носителя и устройство для его реализации: Трушляков В. И., **Урбанский В.А.**, Севоян В.А., – Заявитель и патентообладатель Омский гос. техн. университет. – №2019117543: заявл. 06.06.19; опубл. 17.12.19.