

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«ОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»

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

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:

д.т.н., профессор

Трушляков Валерий Иванович

Омск - 2023

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
Глава 1. Анализ существующих методов создания условий для повторного запуска маршевого двигателя, эксплуатируемых систем наддува топливных баков ракетного блока, а также ликвидации остатков топлива в баках ракетного блока. 13	
1.1. Современное состояние развития многоразовых ступеней ракет-носителей и систем, обеспечивающих условия повторного запуска жидкостного ракетного двигателя.....	13
1.2. Существующие методы ликвидации жидких остатков топлива в баках ракетного блока.....	21
1.3. Анализ эксплуатируемых традиционных систем наддува.....	23
1.4. Постановка задачи.....	31
1.5. Выводы по главе.....	32
Глава 2. Пневмогидравлическая система возвращаемого ракетного блока и алгоритм её функционирования.....	33
2.1. Концепция структуры пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока.....	33
2.2. Структура и состав пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока.....	36
2.3. Функционирование пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока.....	40
2.4. Выводы по главе 2.....	47
Глава 3. Разработка математической модели процесса тепло- и массообмена в баках ракетного блока при функционировании пневмогидравлической системы. 49	
3.1. Описание математической модели.....	49
3.2. Экспериментальный стенд и программа экспериментов.....	67
3.3. Верификация математической модели в сравнении с результатами экспериментальных исследований.....	75

3.4. <i>Определение динамики смены типов парообразования модельной жидкости при наддуве газом гелием и внешнем нагреве стенки экспериментальной ёмкости</i> .....	80
3.5. <i>Выводы по главе 3</i> .....	83
Глава 4. Анализ использования пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока.....	85
4.1. <i>Использование пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока на активном участке траектории полета</i> .....	85
4.2. <i>Использование пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока на пассивном участке траектории полета</i> .....	90
4.3. <i>Оценка применения пневмогидравлической системы для снижения техногенного воздействия на окружающую среду</i> .....	92
4.4. <i>Выводы по главе 4</i> .....	97
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	99
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	103
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ .....	104
Приложение 1. Полученные акты внедрения .....	115
Приложение 2. Полученные результаты интеллектуальной деятельности.	120

## ВВЕДЕНИЕ

### 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. Проблемы с пожарами и взрывами в районах падения отделяемых частей (ОЧ) ступеней РН с остатками топлива в баках для зарубежных разработчиков РН практически отсутствуют, так как их районы падения находятся в акваториях Мирового океана [1]. В России подавляющее число районов падения находятся в степных и таёжных территориях, поэтому выброс остатков топлива отработавших ступеней РН является основой для исключения пожаров и взрывов в районах падения. Например, в районах падения боковых блоков РН «Союз-2» возникают пожары [2,3]. РН типа «Союз-2» будет эксплуатироваться свыше 10 лет, поэтому вопрос снижения техногенного воздействия в районах падения РН типа "Союз-2" является важным.

Принятие законов «О земельной реформе», «Об охране окружающей среды» позволило органам местной власти предъявлять требования по возмещению ущерба, нанесенного ОЧ РН вследствие их падения на землю, разрушения и пролива остатков топлива. Из-за этого возникают серьезные проблемы не только при открытии новых районов падения, но и при эксплуатации штатных районов падения. Выход ОЧ РН за пределы районов падения строго контролируется государственными структурами стран и считается аварийным пуском, что может привести к запрету эксплуатации РН [4].

Увеличение количества запусков и оставление вторых ступеней РН на орбите после выполнения миссии привело к резкому росту космического мусора. Согласно проведенным оценкам, более 42% оставленных на орбите объектов являются отработавшие вторые и третьи ступени РН. Во время длительного пребывания ступени на орбите оставшееся топливо испаряется под воздействием солнечной

радиации, что приводит к повышенному риску взрыва и, следовательно, к образованию космического мусора.

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 управляемого спуска РБ и его мягкой посадки. В случае отсутствия мягкой посадки, для обеспечения управляемого спуска сухой РБ в заданный район падения используются специальные системы газификации жидких остатков топлива в баках РБ.

Одними из ключевых систем, которые обеспечивают условия повторного запуска ЖРД являются система наддува (СН) топливных баков ступени РН и система обеспечения запуска (СОЗ). Несмотря на наличие отдельных методик проектирования СН и СОЗ, снижение массы этих систем (конструкции, рабочих запасов газа) является стратегической задачей для увеличения конкурентоспособности и эффективности разрабатываемых возвращаемых РБ. При исследовании специальных систем газификации жидких остатков топлива в баках РБ, разработчики не уделяли внимания её использованию для возвращаемых РБ первой ступени РН, в частности, влиянию внешнего аэродинамического потока на процесс тепло и массообмена в топливном баке при использовании системы.

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) возможность 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 первых ступеней РН для их управляемого спуска и

совершения мягкой посадки. На 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 советской 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). Несмотря на возможность многократного запуска ЖРД у разгонных блоков, после завершения миссии по выводу полезной нагрузки, в большинстве случаев они остаются на орбите в виде объектов космического мусора.

Для ликвидации остатков топлива в баках вторых ступеней РН, находящихся на орбите учеными из французского космического агентства (Е. Renard, С. Vonnal и др.) был предложен метод сброса остатков топлива и газа наддува из топливных баков через маршевый ЖРД без его зажигания на примере РН «Ariane 5». Данный способ позволил сократить время существования на орбите отработавшей ступени РН «Ariane 5» в среднем от 50 до 25 лет, однако сброс жидких остатков топлива был не полным, что сохраняет риск взрыва топливных баков РН.

В разработку метода создания экзотермической реакции в баке РН за счёт подачи окислителя (О) в бак горючего (Г) и наоборот, и дальнейшего сброса продуктов сгорания из топливных баков за борт второй ступени РН 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 баки ступени РН для испарения остатков топлива и их дальнейшего сброса внесли свой вклад Трушляков В. И., Лесняк И. Ю. и др. Авторы указанных методов не уделили внимание математическому описанию термодинамических процессов в топливных баках при функционировании систем для возвращаемых первых ступеней РН на пассивном участке траектории полёта, в частности контролю процессу 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.

#### **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 системы наддува и СОЗ возвращаемого РБ на всех участках траектории полёта РН с учетом типа парообразования жидкого компонента топлива и внешнего аэродинамического потока.

3) Оценка применения разрабатываемой ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории полёта РН в сравнении с существующей системой, а также возможности ликвидации жидких остатков топлива в баках РБ.

### **Методы исследования**

Метод математического моделирования процесса тепло- и массообмена в топливном баке РБ на основе закона сохранения энергии, интегрирование системы дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты, системный подход к определению структуры ПГС возвращаемого РБ, экспериментальные методы исследования процессов тепло и массообмена в криогенной емкости.

### **Достоверность результатов исследований**

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

### **Научная новизна**

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 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 функционирует в режиме предварительного нагрева теплообменников наддува для их выхода на рабочую температуру, что позволяет снизить рабочие запасы газа на наддув;

2.2) на активном участке траектории полета ПГС функционирует в режиме наддува топливных баков РБ;

2.3) на пассивном участке траектории 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.

## **Положения, выносимые на защиту**

1) Структура и основные параметры ПГС возвращаемого РБ, что позволяет 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 системы обеспечения запуска; 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 разрабатываемой ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории полёта в сравнении с существующей системой, а также возможности ликвидации жидких остатков топлива в баке О.

## **Теоретическая значимость результатов работы**

Полученные теоретические результаты исследования позволят 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.

## **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 (приложение 1).

## **Апробация результатов**

Основные результаты диссертационного исследования докладывались на международных и российских конференциях: XII Всероссийская научная 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).

## **Публикации**

Материалы диссертационного исследования изложены в 20 публикациях: 7 статей в журналах из перечня ВАК РФ [56, 58, 92, 95, 96, 103, 106], 4 статьи в журналах Scopus [93, 101, 102, 104], 4 статьи в сборниках научных конференций. Получено 5 патентов на изобретение (приложение 2).

### **Структура и объем диссертации**

Диссертационная работа состоит из введения, 4 глав, заключения и списка использованных источников. 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».

# **Глава 1. Анализ существующих методов создания условий для повторного запуска маршевого двигателя, эксплуатируемых систем наддува топливных баков ракетного блока, а также ликвидации остатков топлива в баках ракетного блока**

## **1.1. Современное состояние развития многоразовых ступеней ракет-носителей и систем, обеспечивающих условия повторного запуска жидкостного ракетного двигателя**

Новым этапом эволюции разработки ракетно-космической техники является переход на создание многоразовых РН. Теоретически, такие системы будут обладать эксплуатационными преимуществами перед одноразовыми РН за счёт сокращения удельной стоимости выведения, обеспечиваемой повторным использованием материальной части и снижением экологической нагрузки, как на трассы запуска вследствие уменьшения или полного отсутствия районов падения отделяющихся частей, так уменьшение оставленных вторых ступеней РН на орбите после выполнения миссии [5].

Согласно проведенным оценкам, более 42% оставленных на орбите объектов являются отработавшие вторые и третьи ступени РН [6]. Составлен список наиболее опасных объектов космического мусора, в который входят 290 вторых ступеней советской/российской РН "Космос-3М" (рисунок 1), 110 третьих ступеней советской/российской РН "Циклон-3", 54 единицы американских ступеней РН "Дельта", а также 38 третьих ступеней китайских РН "CZ-4" и "CZ-2D" [7,8].

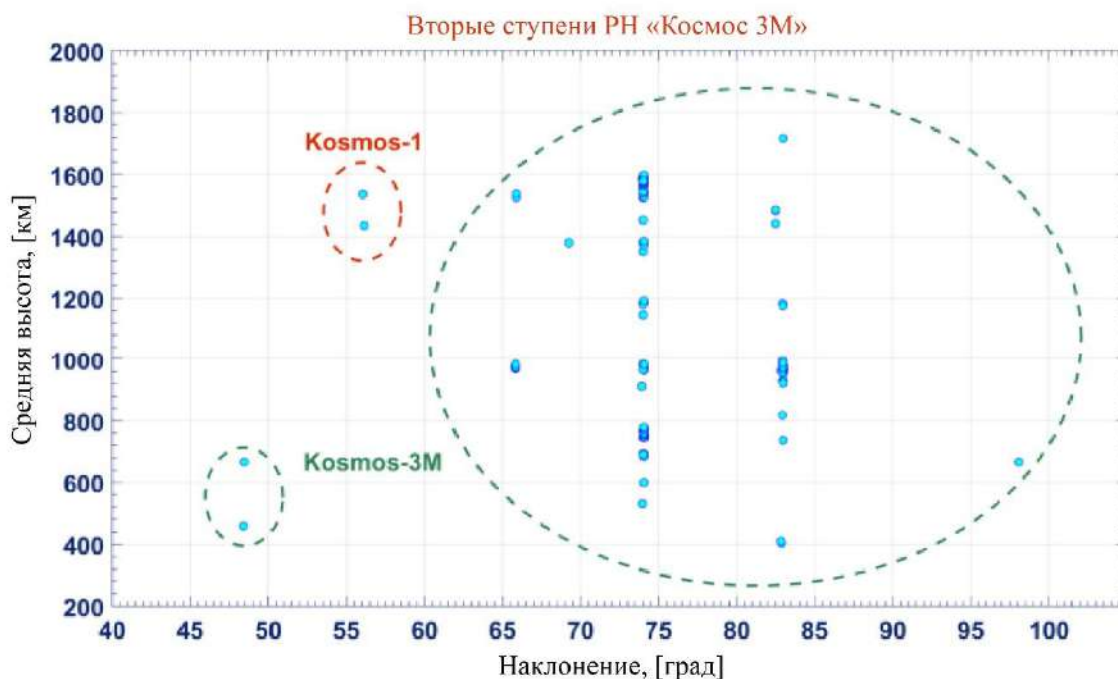


Рисунок 1 – Нахождение вторых ступеней РН «Космос-3М» [6]

Кроме того, обеспокоенность международного космического сообщества вызывают остатки топлива в баках вторых ступеней РН. Во время длительного пребывания ступени на орбите оставшееся топливо испаряется под воздействием солнечной радиации, что приводит к повышенному риску взрыва и, следовательно, к образованию космического мусора [1].

Применение многоразовых ступеней предлагалось еще при разработке РН «Энергия», являющейся составной частью "Энергия - Буран" и универсальным средством выведения сверхтяжелого класса [9]. Первую ступень РН «Энергия» составляют четыре боковых блока (блоки «А»), возвращаемые на Землю с помощью парашютов. Ресурс модулей 1-й ступени составлял около 10 запусков. Блоки являются доработкой 1-й ступени РН «Зенит» [10].

В настоящее время наибольшего прогресса в разработки многоразовых ступеней достигла компания SpaceX. Например, РН "Falcon 9" [11], РН "Starship" [12]. Известны китайские разработки многоразовых РН, например, РН "Changzheng-9", европейские разработки "Callisto", "Themis", "Ariane Next" [13], российские РН "Байкал" ("Иркут") с раскрывающимся крылом [14], "Амур-СПГ" и др.

На РН «Фалькон 9» применяется способ вертикальной посадки отработавшего РБ первой ступени за счет повторного запуска ЖРД. На пассивном участке траектории полета (ПУТ) отработавшего РБ первой ступени РН «Фалькон 9» для управляемого входа в атмосферу, обеспечения усадки компонентов топлива к заборному устройству применяются аэродинамические рули и СОЗ на холодном газе азоте (рисунок 2) [11].

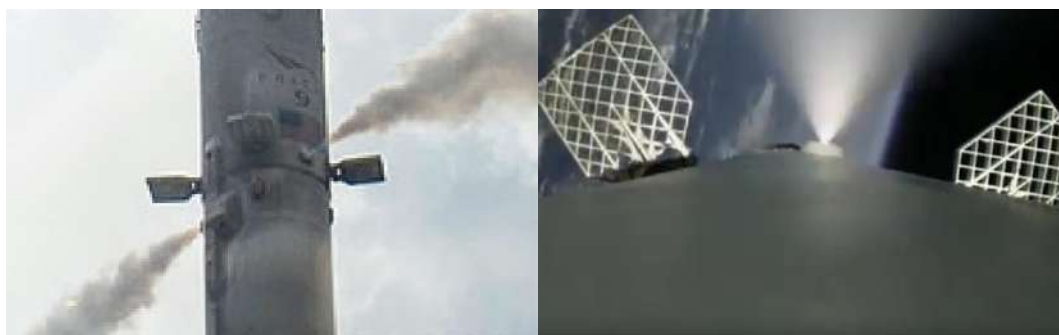


Рисунок 2 – СОЗ на холодном азоте и аэродинамические рули РН «Фалькон 9»

На разрабатываемой многоразовой РН легкого класса "Callisto" используется СОЗ на перексиде водорода (рисунок 3).

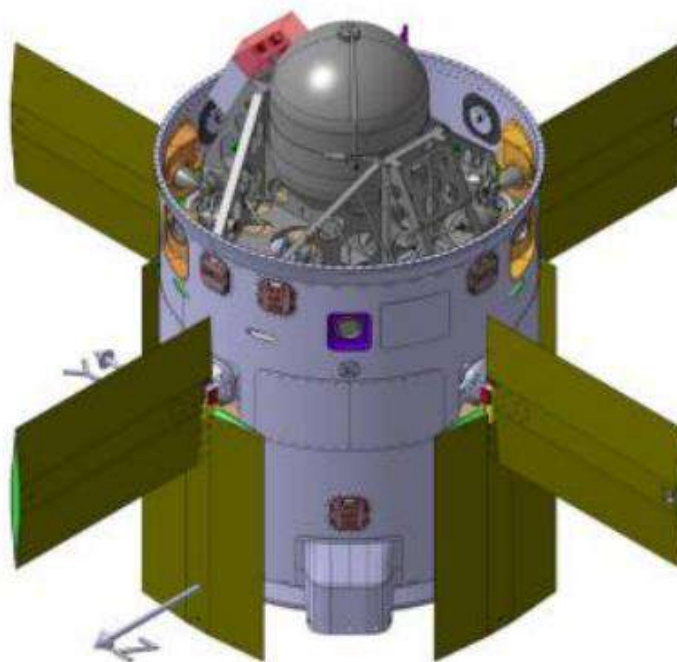


Рисунок 3 – CAD модель СОЗ в приборном отсеке РН "Callisto"

На рисунке 4 приведена схема выведения РН «Falcon 9» и ракетно-динамическая посадка отработавшего РБ первой ступени РН.

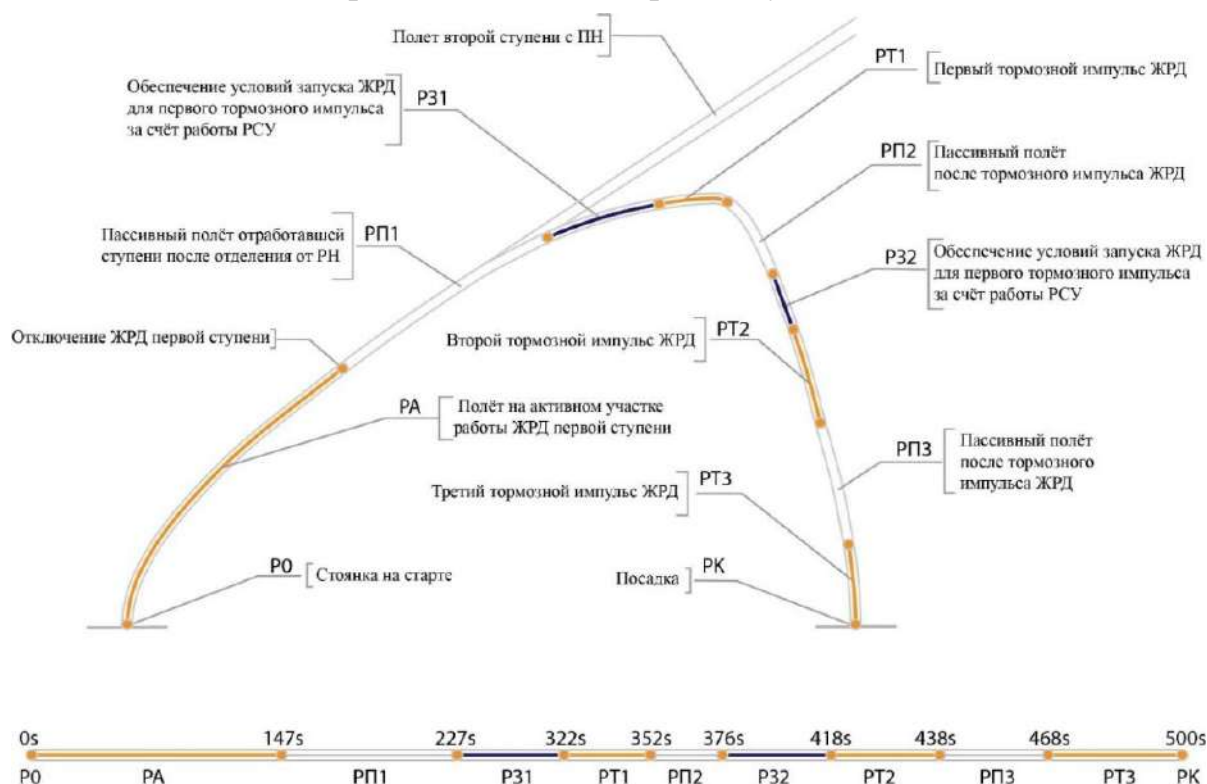


Рисунок 4 – Традиционные схемы выведения первой ступени на примере РН «Falcon 9» и ракетно-динамической посадки отработавшей ступени, режимы работы бортовых систем: P0 – стоянка на старте; PA – полёт на активном участке работы ЖРД первой ступени; RT1 – первый тормозной импульс ЖРД; RT2 – второй тормозной импульс ЖРД; RT3 – третий тормозной импульс ЖРД; PP1 – пассивный полёт отработавшей ступени после отделения от РН; P31 – обеспечение условий запуска ЖРД для RT1; P32 – обеспечение условий запуска ЖРД для RT2; PP1 – пассивный полёт отработавшей ступени на внеатмосферном участке траектории полёта после первого тормозного импульса ЖРД; PP2 – пассивный полёт отработавшей ступени на атмосферном участке траектории полёта после первого тормозного импульса ЖРД; PP3 – пассивный полёт отработавшей ступени в плотных слоях атмосферы полёта после второго тормозного импульса ЖРД

Повторный запуск маршевого ЖРД отработавшего РБ в условиях невесомости осложняется отходом жидкости от заборного устройства системы



подачи и насыщением топлива пузырьками газа наддува, что не обеспечивает безопасность повторного запуска ЖРД. На рисунке 5 показано поведение жидкого кислорода в топливном баке РН «Фалькон 9» миссии «CRS-5» [15].

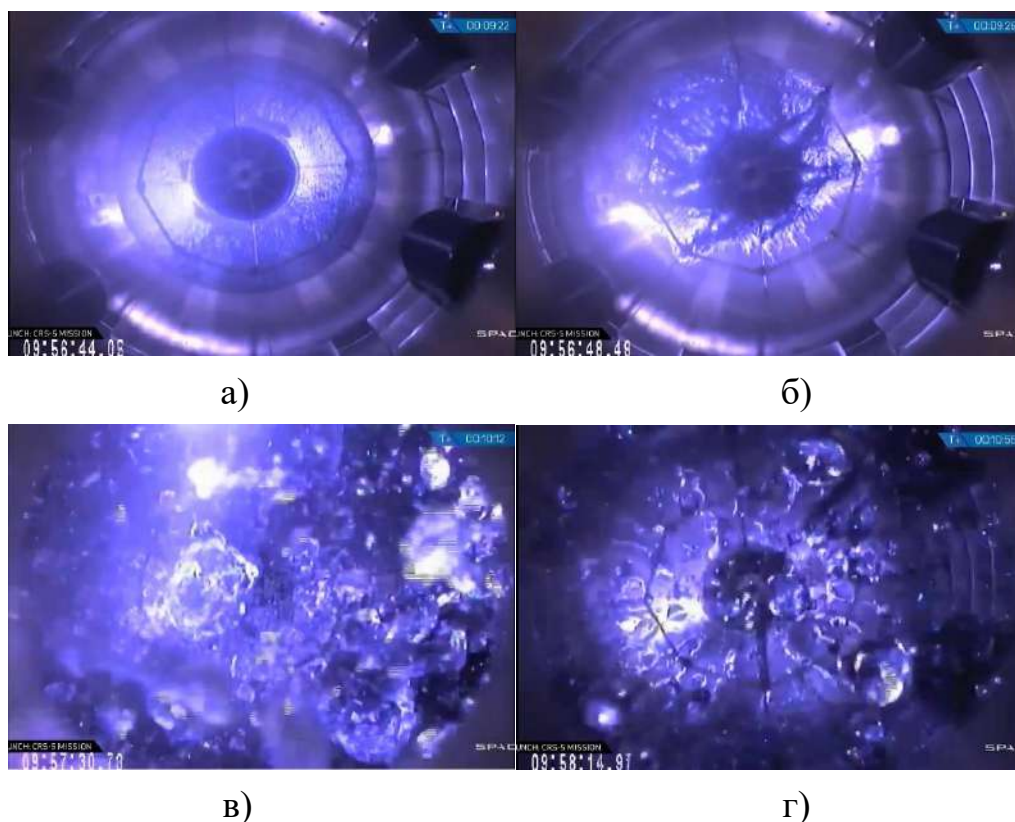


Рисунок 5 – Вид сверху на бак окислителя РН «Фалькон 9» миссии «CRS-5»: а) до разделения ступеней; б) момент разделения ступеней; в) через 40 секунд после разделения ступеней; г) через 85 секунд после разделения ступеней.

При этом, нет необходимости осаждения всего объема жидкости к днищу бака, достаточно лишь обеспечить безопасное зажигание ЖРД, а оставшийся объем топлива будет осажден вызванной тягой двигателя. Многие устройства по осаждению топлива в невесомости разделяют этих принципов [16].

Практическое решение данных проблем может быть решено путем создания осевой перегрузки, при которой под действием инерционных сил жидкость будет сосредотачиваться у заборных устройств. Другой вариант решения этой проблемы может быть достигнут за счет использования устройств разделения жидкой и газовой фазы. К таким устройствам относятся: устройства с механическим разделением фаз, инерционные разделительные устройства [17], устройства с

пористыми ячейками [18,19], устройства с коническими обечайками (желоба) [20–22], сетчатые трубы [16,23,24], но эти подходы нелегко применить к криогенным жидкостям из-за их сложных механизмов теплопередачи и низкого поверхностного натяжения. Существует возможность управления положением топлива и удержанием у заборного устройства с помощью магнитных полей, однако необходимо, чтобы топливо было парамагнетиком, веществом, которое намагничивается во внешнем поле [25–28].

Инерционный подход к осаждению топлива с помощью СОЗ более распространен и традиционно используется для ориентации и стабилизации РН и космических аппаратов (КА) на всех этапах полета.

В качестве рабочего тела для СОЗ используют твердотопливные, однокомпонентные, двухкомпонентные, газобаллонные, или иногда питаемые парообразным топливом, выпускаемым из основных баков [29]. Двухкомпонентные двигательные установки (ДУ) многоразового запуска применялись на РН «Сатурн IV-B» [30,31], РН «Атлас - Центавр» [32].

Для сепарации жидкости и газа в топливных баках маршевого ЖРД разгонного блока «Фрегат» используется ДУ СОЗ. За 55 секунд до включения маршевого двигателя включаются четыре двигателя ДУ СОЗ, обеспечивая блоку продольную перегрузку [33,34]. В ДУ СОЗ разгонного блока «Фрегат» (рисунокб) входят 12 двигателей малой тяги (50 Н), работающих на принципе каталитического разложения гидразина, разработчиком которого стал АО «КБХИММАШ» [35]. Эти же двигатели малых тяг успешно используются на КА «Фобос-1», «Фобос-2».

## ДУ СОЗ

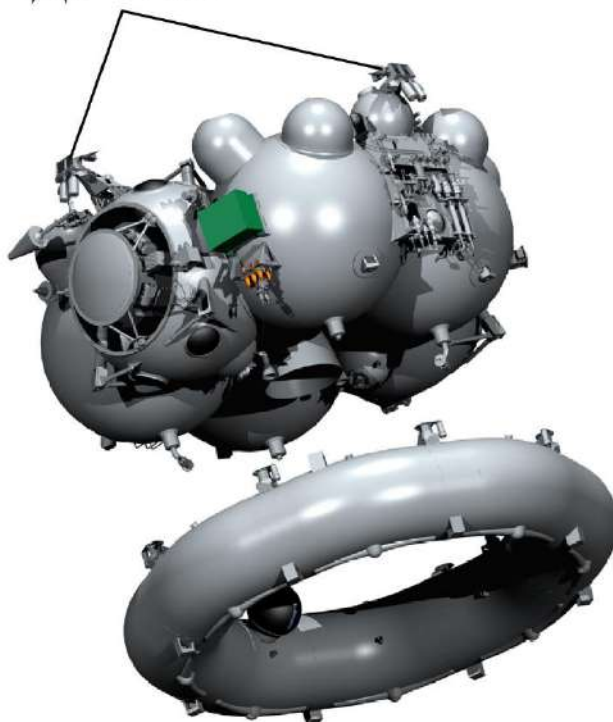


Рисунок 6 – ДУ СОЗ МКБ «Фрегат»

На разгонном блоке «Бриз-М» используются двухкомпонентные четыре двигателя малой тяги ЖРД 11Д458 по 40 кгс для коррекции импульса и двенадцать двигателей 17Д58Э по 1.36 кгс системы обеспечения ориентации и многократного запуска маршевого ЖРД [36].

РН «Космос-3» и «Циклон-3» являются одни их первых ракет с реализацией возможности повторного включения маршевого ЖРД. На РН «Космос-3» используется двигатель 11Д49 с возможностью повторного включения и работой в дроссельном режиме, который был разработан в ОКБ-2, а изготавливали в «Красмаше». Систему малой тяги, которая и обеспечивала стабилизированный полет между двумя включениями маршевого ЖРД разработали в ОКБ-10. Топливо для системы малой тяги располагалось в двух специальных баках, подвешенных на внешней поверхности основного бака 2-й ступени РН [10,37].

К концу 1980 годов для выведения космических аппаратов на средневысокие и эллиптические орбиты на базе РН «Циклон-2» была разработана трехступенчатая РН «Циклон-3». Важным качеством РН «Циклон-3» является возможность

повторного включения двигателя 3-й ступени РН в условиях невесомости, что существенно расширяет возможности запуска космических аппаратов на различные орбиты. В хвостовом отсеке 3-й ступени размещаются исполнительные органы системы управления и жидкостные ракетные двигатели малой тяги [10,37].

Несмотря на практическую целесообразность повторного запуска маршевого ЖРД на вторых, третьих ступенях РН подавляющее число преимущественно российских разработок не используют это преимущество, т.к. обеспечение повторного запуска маршевого ЖРД в условиях невесомости достаточно сложная техническая задача. Это послужило толчком к развитию концепции созданию ступеней РН в виде разгонных блоков, которые имеют значительно меньшую тягу ЖРД по сравнению с тягой маршевого ЖРД ступеней РН, но при этом имеют возможность многократного включения ЖРД, например разгонные блоки «ДМ», «Фрегат», «Бриз», «Волга» и т.д. С другой стороны, разгонные блоки, как правило после завершения своей миссии находятся на орбитах существенно выше 2000 км и не входят в перечень наиболее опасных объектов крупногабаритного космического мусора. Такая концепция привела к повышенному загрязнению околоземного космического пространства именно вторыми, третьими ступенями РН в охраняемой части (до 2000 км).

Разработки многоразовых ступеней РН сформулировали задачу повышения эффективности двигательных установок, разработку автономных СОЗ ступенями РН при их движении на пассивных участках траектории (ориентация и стабилизация), а также обеспечения условий для повторного запуска ЖРД. Раньше эти задачи возникали только при выведении спутников на высокие орбиты, отлётные траектории и решались с привлечением разгонных блоков, в состав которых входили системы ориентации и стабилизации, системы обеспечения многократных запусков ЖРД.

## 1.2. Существующие методы ликвидации жидких остатков топлива в баках ракетного блока

Как указано в предыдущем разделе 1.1., согласно рекомендациям IADC необходима ликвидация остатков топлива в баках ступеней РН и КА после совершения миссии [1]. Эти же требования приведены в ГОСТ РФ [38] и стандарте NASA [39].

Ликвидация остатков топлива и газа наддува из баков КА, находящегося на орбите заключается в открытии дренажных клапанов и сбросе давления в баках КА до таких значений, при которых не возникнет его взрыва при длительном нахождении на орбите и воздействии солнечного излучения на стенки баков. Согласно проведенному анализу 7 европейских миссий [40–45] по ликвидации остатков топлива и газа наддува из баков КА, остаточное давление в баках КА составляет менее 25% от начальных условий эксплуатации, у двухтопливных КА на геостационарной орбите составило менее 2% от начальных условий эксплуатации. Открытие дренажных клапанов хоть и решает задачу сброса давления в баках КА, но проблема с жидкими остатками топлива остается.

Для ликвидации остатков топлива в баках вторых ступеней, находящихся на орбите, и уменьшения времени нахождения отработавшей ступени РН на орбите, учеными из французского космического агентства был предложен метод сброса остатков топлива и газа наддува из топливных баков через маршевый ЖРД на примере РН «Ariane 5» [46]. Остатки жидкого и газообразного (газ наддува) водорода выбрасываются через сопло маршевого ЖРД без повторного зажигания, а жидкие остатки кислорода и газа наддува гелия выбрасываются через сопла продувки. Это позволяет достичь определенного уровня тяги для уменьшения высоты перигея и апогея и, следовательно, продолжительности жизни верхней ступени РН [46]. Известно об использовании остатков компонентов топлива в баках РН «Delta 4» для повторного запуска ЖРД и совершения управляемого спуска верхней ступени с орбиты. Первый управляемый спуск РН «Delta 4» был

совершен в ноябре 2006 г. после выведения спутника DMSP-17 [47]. Следует отметить, что изначально ЖРД верхней ступени РН «Delta 4» был разработан для одноразового запуска. Однако, благодаря использованию топливной пары кислород-водород с малой теплотой межфазного перехода, была создана возможность повторного запуска ЖРД [47].

Такой же способ по повторному запуску ЖРД на топливной паре кислород-водород и спуску с орбиты выведения верхней ступени после завершения миссии применяется на РН «НП-В» [48]. Отличием спуска верхней ступени РН «НП-В» от РН «Delta 4» и РН «Ariane 5» является работа маршевого ЖРД в двух режимах: рабочий режим с тягой 137 кН и холостой режим с тягой 4 кН. Холостой режим работы ЖРД необходим для удержания компонентов топлива у заборных устройств и обеспечения минимального замедления после схода с орбиты верхней ступени РН «НП-В» [48].

Известны исследования по разработке бортовой системы газификации, предназначенная для испарения остатков топлива в баках верхних ступеней РН и обеспечения возможности управления положением ступени и орбитой с помощью специальных газореактивных сопел, работающих на газе из основных топливных баков РН [49–51].

Первоначальная идея при разработке бортовой системы газификации состояла в том, чтобы впрыснуть продукты сгорания двухкомпонентных топлив (азотного тетроксиды и несимметричного диметилгидразина) или продуктов разложения однокомпонентного топлива (пероксида водорода, гидразина или закиси азота) в топливные баки РН для испарения остатков топлива и дальнейшего их использования в качестве рабочего тела газореактивных сопел для перевода верхней ступени РН с начальной круговой орбиты на эллиптическую орбиту. Это обеспечит успешный сход с орбиты в течение 25 лет. В 2015 году для упрощения конструкции и улучшения энергетических характеристик бортовой системы газификации было исследовано использование твердого топлива вместо двухкомпонентного топлива. Дальнейшие анализы на РН "Союз 2.1в" показали, что

применение бортовой системы газификации также может привести к увеличению характеристической скорости ракеты-носителя до 5% [52]. Недостатками бортовой системы газификации с вводом горячих продуктов разложения являются:

- перегрев стенок топливного бака и потеря термостойкости;
- химическое взаимодействие продуктов сгорания с остатками топлива в баках РН, что может привести к его разгерметизации;
- загрязнение внутренней поверхности стенок бака продуктами сгорания, что усложнит процесс восстановления и подготовки многоразовой ступени РН к повторному пуску;
- сложность конструкции бортовой системы газификации.

Таким образом, разработка бортовых систем многоразовых ступеней РН, обеспечивающих условия для повторного запуска ЖРД, а именно обеспечивающих осаждение компонентов топлива к заборному устройству, возможность управления движением ступеней РН, позволяющие осуществлять полную ликвидацию остатков топлива в баках для предотвращения их взрывов является актуальным для проведения исследований.

### **1.3. Анализ эксплуатируемых традиционных систем наддува**

Широкое распространение в современных и перспективных многоразовых РН с ЖРД получили системы нагрева газа для газобаллонных СН. Например, для РН «Зенит» с топливной парой жидкий кислород – керосин, газ наддува гелий хранится в ШБ в баке О. Для наддува бака О производят нагрев гелия теплообменнике, установленном на ЖРД. Для бака Г используют сверххолодный способ наддува – без подогрева газа гелия [53,54].

На РН «Atlas-D» в первые 130 секунд работы ЖРД наддув осуществляется гелием, подогретым в теплообменнике ЖРД (в качестве теплоносителя используется генераторный газ после турбины с температурой 850 К). Далее, в течение работы ЖРД, требуемое давление газа в баке О поддерживается за счет кипения верхнего слоя кислорода [55].

На РН «Ariane 5» (рисунок 7) для увеличения давления в топливном баке с кислородом применяется гелий, который находится в жидком состоянии при температуре 4 Кельвина [56].

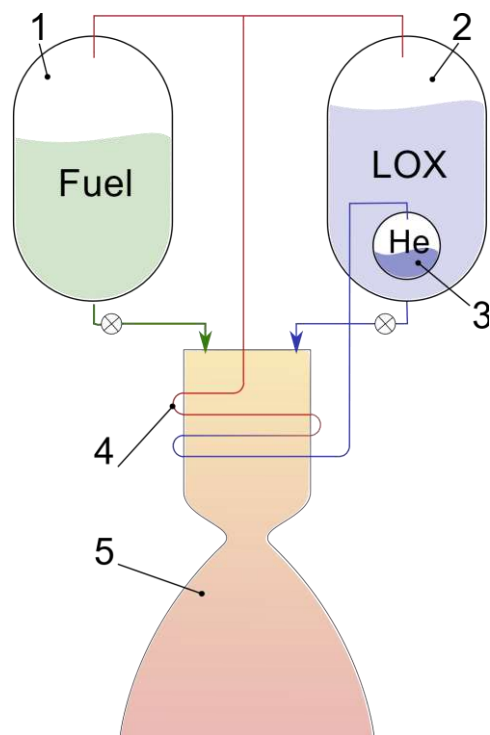


Рисунок 7 – Газобаллонная СН бака О на примере РН «Ариан 5»: 1 – бак Г, 2 – бак О, 3 – ШБ гелия, 4 – теплообменник, 5 - ЖРД

Использование жидкого гелия позволяет уменьшить массу ШБ на 200 кг в сравнении вариантом хранения гелия в газообразном состоянии при температуре 90 К и давлении 200 атм. Для нагрева гелия до 300 К и подачи в бак окислителя используется сложная система нагрева, включающая теплообменник, расположенный в выхлопной трубе на линии кислородного турбонасоса ЖРД «Вулкан», состоящей из труб длиной шесть метров, линии подачи гелия из шарбаллонов (ШБ) в теплообменник и из теплообменника в топливный бак [56–58]. На РН «Ариан 6» СН топливных баков принципиально не отличается от системы, установленной в предыдущей версии РН «Ариан 5» [56,59].

Российская РН «Ангара» [60] и американская РН «Фалкон-9» [11] с топливной парой жидкий кислород – керосин используют гелий для наддува баков предварительно подогретым в теплообменнике, а холодный газ гелий хранится в баке с жидким кислородом [56].



Для индийской РН «S-25» используется комбинированная СН криогенного бака, 75% нагретого гелия подается в свободный объем бака, 25% подается в объем бака - барботированием. В работе [61] представлены результаты огневых испытаний системы наддува и разработана цифровая модель, позволяющая проводить имитационные исследования с целью сокращения дорогостоящих огневых испытаний системы наддува криогенного бака.

В работе [62] представлены результаты наземных испытаний системы наддува нагретым гелием температурой 35 F (274,82 K) для пары топлив "кислород-метан". Теплообменник для нагрева гелия устанавливается на плоскости выхода сопла основного двигателя.

В работе [63] предложен метод нагрева жидкого гелия с помощью электрического нагревателя для наддува бака окислителя.

Выбор диффузора подачи газа наддува гелия может сильно влиять на теплообмен со стенкой бака и жидким топливом. По результатам экспериментальных исследований наддува криогенного бака нагретым гелием (до 600 K) показали, что в случае использования радиального диффузора 59% тепловой энергии уходит на теплообмен со стенкой бака. При использовании анти-конусного диффузора на теплообмен со стенкой ушло 39% тепловой энергии, при это и вырос теплообмен с жидкостью до 38% [64]. Потери тепловой энергии на теплообмен со стенкой бака и жидкостью приводит к значительному температурному расслоению в баке, а также к избыточному испарению жидкого топлива.

Существующие системы наддува с нагревом газа на теплообменнике ЖРД имеют ряд недостатков [56]:

1. Большие длины (массы) и гидросопротивление магистралей и, соответственно, повышенное остаточное давление гелия в баллонах. Например, для первой ступени РН «Зенит» при длине магистралей от 40 до 50 м их полная масса составляет около 85 кг. Теплообменник РД-171 имеет массу 75 кг без учета трубопроводов [56].

2. Выход на рабочий режим теплообменника ( $T = 650 \text{ K}$ ) в РД-171 составляет 15 – 20 с, что приводит к увеличению расхода газа гелия из шар-баллонов (ШБ) из-за его недогрева (до 30% от номинальной величины заправки ШБ) [56].

3. При увеличении количества включений ЖРД (до 4, для многоразового варианта ступени на примере РН «Falcon 9» [11]) количество газа гелия в ШБ из-за длительного выхода теплообменника на рабочий режим существенно возрастает (до 50% от номинальной начальной величины заправки ШБ) [56].

4. Невозможность имитации нестационарного нагрева гелия при автономной наземной отработке подготовки газа наддува без штатного теплообменника ЖРД, что существенно снижает достоверность и информативность испытаний системы наддува и, соответственно, приводит к увеличению запасов газа наддува ШБ [56].

5. Затраты тепловой энергии генераторного газа на работу теплообменника ЖРД приводят к снижению тяги выхлопного патрубка, например, турбонасосный агрегат ЖРД-107 РН «Союз-2» открытого типа использует продукты разложения ПВ, которые при температуре 830 К поступают на лопатки турбонасосного агрегата. Далее генераторный газ проходит через кожухотрубчатый теплообменник для нагрева азота и выбрасываются через выхлопные патрубки [56,65].

Аналогичные потери в общей тяге ЖРД вносят все теплообменники, устанавливаемые на ЖРД как российских, так и зарубежных РН.

Снижение тяги выхлопного патрубка ЖРД открытого типа происходит за счет [56]:

- снижения скорости газа в патрубке из-за гидросопротивления в магистрали с теплообменником;

- снижение температуры генераторного газа в патрубке из-за его охлаждения в теплообменнике.

Снижение тяги ЖРД закрытого типа с дожиганием генераторного газа происходит за счет снижения энтальпии генераторного газа, которая уменьшается из-за потери температуры генераторного газа в теплообменнике [56].

Пример 1. Для ЖРД -107 (боковой ускоритель РН «Союз-2») и принятых исходных данных для температур и давления генераторного газа на входе и на выходе из теплообменника [66] приведена оценка снижения тяги выхлопного патрубка из-за использования теплообменника [56].

Скорость истечения газа из патрубка  $w$  по формуле [56,67]:

$$w = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{TR}{M} \left( 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} \quad (1)$$

где  $k$  – коэффициент адиабаты газа,

$T$  – температура газа,

$R$  – газовая постоянная,

$M$  – молярная масса газа,

$p_1$  – давление в патрубке,

$p_2$  – давление на срезе патрубка.

Тяга выхлопного патрубка  $P$  определяется по формуле [56,67]:

$$P = \dot{m} \cdot w = f \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot p_1 \cdot \rho \cdot \left( \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right)} \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{TR}{M} \left( 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} \quad (2)$$

где  $f$  – площадь сечения патрубка,

$\dot{m}$  – расход газа,

$\rho$  – плотность генераторного газа,

$\rho$  – плотность генераторного газа, которая в общем виде определяется по формуле [56]:

$$\rho = \frac{p_1 M}{RT} \quad (3)$$

Отношение давлений  $\frac{p_2}{p_1}$  для большинства ЖРД изменяется в пределах  $n = 0.02 \div 0.075$  [56,67].

Таблица 1 – Исходные параметры газа и полученные результаты оценки тяги патрубка [56]

№	Параметр	С теплообменником	Без теплообменника
1	Давление в патрубке $p_1^1$ , кПа	400	450
2	Температура газа $T_1^1$ , К	800	850
3	Коэффициент адиабаты $k$	1.4	1.4
4	Плотность газа $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	1.44	1.53
5	Давление на срезе патрубка при $n = 0.075$ , кПа	30	33.7
6	Площадь сечения патрубка $f$ , м <sup>2</sup>	0.0616	
7	Тяга патрубка $P$ , Н	7096	7983
8	Разность тяг, %	11.1	

Как следует из результатов, приведённых в таблице 1, потеря тяги патрубка при использовании теплообменника составила 11.1% [56].

Одним из основных направлений исследований СН является физико-математическое моделирование процессов тепло-и массообмена в топливном баке при вводе газа наддува на основе первого закона термодинамики и уравнений Навье-Стокса.

В работе [68] рассмотрено моделирование процесса наддува топливных баков, основанный на первом законе термодинамики и был сравнен с экспериментальными данными. В приведенной физико-математической модели теплообмен между газовой подушкой, жидкостью и стенкой бака определяется по системе дифференциальных уравнений из [69–71]. Максимальное отклонение расчетного давления газа в баке составило 9.9 %, что говорит о приемлемости предлагаемой математической модели для расчета системы наддува.

В работе [72] приведена математическая модель на основе первого закона термодинамики по оценки необходимого запаса газа гелия для наддува корейской звуковой ракеты KSR-III. Особенностью приведенной математической модели является то, что она включает в себя влияние внутреннего оборудования топливного бака, такого как перегородки, резервуары для хранения топлива под давлением и другие приборы, а также применение метода конечных объемов – разделение корпус и стенки бака в одном измерении вдоль оси топливного бака на равные объемы. Для проверки разработанной численной модели была проведена серия испытаний СН криогенного бака. Необходимое количество массы гелия, предсказанное моделью, показало очень хорошее согласие с данными испытаний в пределах точности 2:27% в рабочих условиях.

В работе [73] было проведено математическое моделирование в программном комплексе ANSYS для исследования переходных тепловых характеристик при наддуве бака окислителя нагретым гелием (температура 550 К) с учетом внешнего аэродинамического нагрева. Верификация была проведена при сравнении с результатами четырех экспериментов, проведенных в Lewis Research Center (NASA) [74]. Эксперименты проводились в наземных условиях, поэтому аэродинамический нагрев при проведении сравнительного анализа не был учтен. Результаты сравнения показали, что математическая модель обладает большой точностью при прогнозировании характеристик системы наддува.

В [75] приведены результаты CFD моделирования наддува топливного бака с двухсторонней изоляцией стенок. Результаты моделирования показывают, что

использование слоя пены толщиной 3 мм на внутренней поверхности бака с жидким кислородом может уменьшить требуемую массу газа наддува гелия на 16% при температуре 300 К [58,75].

При CFD моделировании тепло и массообмена в топливном баке наддуве нагретым газом при учете испарения и конденсации жидкости и применении уравнения Герца-Кнудсена возникает сложность в определении коэффициента аккомодации, который показывает, какая доля испарившихся молекул, достигших поверхности конденсации, перейдет в конденсат [76]. Перед проведением CFD моделирования для уточнения коэффициента аккомодации требуется проведение дополнительных экспериментальных исследований.

Сравнения CFD моделирования и экспериментов, проведенных в Исследовательском центре НАСА Гленна (GRC) на многоцелевом испытательном водородном стенде (МНТВ) в Центре космических полетов Маршалла НАСА (MSFC) по наддуву бака с жидким водородом показывают, изменение значения коэффициента аккомодации от  $1,0e-3$  до  $1,0e-1$  очень слабо влияет на давление в баке при использовании явной ламинарной модели по методу объема жидкости (VOF). Неявная модель VOF с коэффициентом аккомодации, изменяющимся от  $1,0e-4$  до  $1,0e-3$ , привела к аналогичным давлениям в баке [77,78].

В работе [79] при CFD моделировании процесса наддува бака с жидким водородом коэффициент аккомодации был выбран равным 0.2 после проведения пробных испытаний и сравнения с изменением давления в емкости.

Как следует из проведенного анализа, системы наддува топливных баков РН, эксплуатируемых в настоящее время, имеют ряд недостатков, что дает возможность сформулировать задачу их устранения. Также, существующие требования по пассивации после завершения миссии РН, относятся и к ликвидации газа наддува из собственных баллонов высокого давления.

#### 1.4. Постановка задачи

На основании проведенного анализа предлагается создать структуру и определить основные параметры ПГС возвращаемого РБ, позволяющей:

а) снизить техногенное воздействие при пусках ракет-носителей за счёт обеспечения условий повторного запуска маршевого двигателя и возможности ликвидации остатков топлива в баках ракетного блока;

б) проводить автономные наземные испытания теплообменников системы наддува без зажиганий маршевого двигателя;

в) снизить массу возвращаемого ракетного блока за счёт сокращения длин магистралей газа наддува, рабочих запасов газа наддува и рабочего тела для СОЗ.

Разрабатываемая методика выбора структуры и основных параметров ПГС возвращаемого РБ состоит из решения следующих задач:

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 системы наддува и СОЗ возвращаемого РБ на всех участках траектории полёта РН с учетом типа парообразования жидкого компонента топлива и внешнего аэродинамического потока.

3) Оценка применения разрабатываемой ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории полёта РН в сравнении с существующей системой, а также возможности ликвидации жидких остатков топлива в баках РБ, например, в случае аварийного выключения ЖРД.

## 1.5. Выводы по главе

1. Проведен анализ существующих методов создания условий для многократного запуска ЖРД многоразовых ступеней РН. Наибольшее распространение получил метод создания осевой перегрузки с применением различных типов СОЗ. Проведен анализ разрабатываемых и эксплуатируемых СОЗ ступеней РН, обеспечивающих условия многократного запуска ЖРД ступеней РН.

2. Проведен анализ существующих методов ликвидации остатков топлива в баках ступеней РН и КА после завершения миссии согласно требованиям ГОСТ РФ, NASA и IADC.

3. Проведен анализ разрабатываемых и эксплуатируемых СН с выявлением их недостатков, способов уменьшения затрат газа наддува топливных баков РН, моделирования процессов тепло- и массообмена в топливном баке с использованием физико-математических моделей на основе закона сохранения энергии.

4. Поставлены задачи для проведения исследования, целью которого является разработка методики выбора структуры и основных параметров ПГС возвращаемого РБ, позволяющей: а) снизить техногенное воздействие при пусках ракет-носителей за счёт обеспечения условий повторного запуска маршевого двигателя и возможности ликвидации остатков топлива в баках ракетного блока; б) проводить автономные наземные испытания теплообменников системы наддува без зажигания маршевого двигателя; в) снизить массу возвращаемого ракетного блока за счёт сокращения длин магистралей газа наддува, рабочих запасов газа наддува и рабочего тела для СОЗ.



## **Глава 2. Пневмогидравлическая система возвращаемого ракетного блока и алгоритм её функционирования**

### **2.1. Концепция структуры пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока**

Полагаясь на системный подход [80], при создании технически сложной системы, к которой относится разрабатываемая ПГС возвращаемого РБ, необходимо следовать следующим принципам:

1) Принцип системности. Предполагает рассмотрение ПГС возвращаемого РБ в контексте всей системы РБ и других её систем. Это означает, что основные параметры ПГС, такие как давление и температура в газовой подушке, массовые расходы наддува, а также параметры других систем взаимосвязаны и согласованы для обеспечения стабильной и эффективной работы всего возвращаемого РБ.

2) Принцип централизованности. Основные элементы, такие как баллоны с ПВ, газогенератор, теплообменники по иерархии подчиняются подсистемам ПГС – СН и СОЗ, в свою очередь ПГС подчиняется двигательной установке (ДУ) РБ, которая в свою очередь подчиняется единой системе – возвращаемому РБ.

3) Принцип этапности. Методика выбора структуры и основных параметров ПГС возвращаемого РБ состоит из 4 этапов: а) определение структуры и основных элементов, входящих в состав ПГС, б) создание алгоритма функционирования ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории полёта, в) разработка математической модели процесса тепло и массообмена в топливных баках РБ при функционировании ПГС, г) проведение сравнительного анализа разрабатываемой ПГС с близкими аналогами.

4) Принцип вариантности. При разработке структуры ПГС предполагаются различные варианты её функционирования и состава в зависимости от поставленных задач, например, использование на возвращаемом РБ второй ступени РН, только для работы СН, или только для ликвидации жидких остатков топлива в баках РБ.

5) Ресурсный принцип. Ограничение по рабочим запасам гелия и ПВ, количества рабочих циклов катализатора разложения ПВ, полноты отделения жидкой фазы в сепараторе, а также времени функционирования ПГС на каждом участке траектории полёта.

В качестве критерия эффективности, который используется в процессе проведения сравнительного анализа разрабатываемой ПГС и аналогичной системы является масса системы, в которую входят рабочие запасы газа, ШБ, и другие отличающиеся элементы.

Сущность предлагаемой концепции структуры ПГС возвращаемого РБ, заключается в следующем [56]:

- отказ от использования теплообменников газа наддува, входящих в состав ЖРД [56];

- использование ПГС, включающей в свой состав: каталитический газогенератор на основе разложения ПВ, пластинчатый и струйные теплообменники, сепаратор для отделения воды, устанавливаемой в верхней части топливного отсека ступени РН (рисунок 8) [56];

- система хранения гелия в ШБ в криогенном баке О и магистраль подачи газа гелия в ПГС остается аналогично традиционной (рисунок 7) [56];

- использование смеси газа гелия и продуктов разложения ПВ в качестве рабочего тела газореактивных сопел СОЗ для создания условий повторного запуска ЖРД ступеней РН [56];

- использование газа из бака О в качестве рабочего тела для работы сопел СОЗ в случае аварийного выключения маршевого ЖРД [56].

В таблице 2 приведены обобщённые недостатки традиционной СН при её использовании для РБ первой ступени РН и возможности их устранения при использовании предлагаемой ПГС [56].

Таблица 2. Возможность устранения принципиальных недостатков традиционной СН на основе предлагаемой ПГС возвращаемого РБ [56]

№	Недостатки традиционной СН с теплообменником в составе ЖРД	Устранение указанных недостатков с использованием предлагаемой ПГС
1	Большие длины и, соответственно, массы магистралей газа наддува.	За счет расположения предлагаемой ПГС в топливном отсеке РБ, длина магистралей подачи гелия сокращается
2	Выход на рабочий режим теплообменника ( $T = 650 \text{ K}$ ) в ЖРД составляет 15 – 20 с, что приводит к увеличению затрат гелия на 30% от номинала.	ПГС возвращаемого РБ является автономной системой и не привязана к включению ЖРД. Возможен предварительный нагрев теплообменника для его выхода на рабочий режим до запуска ЖРД.
3	Затраты газа гелия (до 50 % от номинальной величины заправки ШБ) при трёхкратном включении ЖРД.	На ПУТ, ПГС функционирует для формирования рабочего тела СОЗ, теплообменник остается в рабочем режиме, так как газогенератор не прекращает работу. Сэкономленная масса гелия используется для совершения маневров РБ.
4	Невозможность имитации нестационарного нагрева гелия при автономной наземной отработке СН без штатного теплообменника ЖРД.	ПГС является автономной системой от ЖРД, соответственно, имеется возможность имитации нагрева гелия при наземной отработке
5	Потери общей тяги ЖРД при наличии теплообменника.	Отказ от теплообменника на ЖРД позволит увеличить его тягу, за счет сохранения высокой температуры генераторного газа и отсутствия торможения газового потока в теплообменнике.

## 2.2. Структура и состав пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока

На рисунке 8 представлена предлагаемая структурная схема ПГС возвращаемого РБ первой ступени РН, которая расположена в верхней части топливного отсека. В состав ПГС входят основные элементы: баллон с ПВ 11, газогенератор с пакетом катализатора 9, пластинчатый 6 и струйный 17 теплообменники, газореактивные сопла 4, газожидкостной сепаратор 18 с для осушки смеси газа гелия и продуктов разложения ПВ.

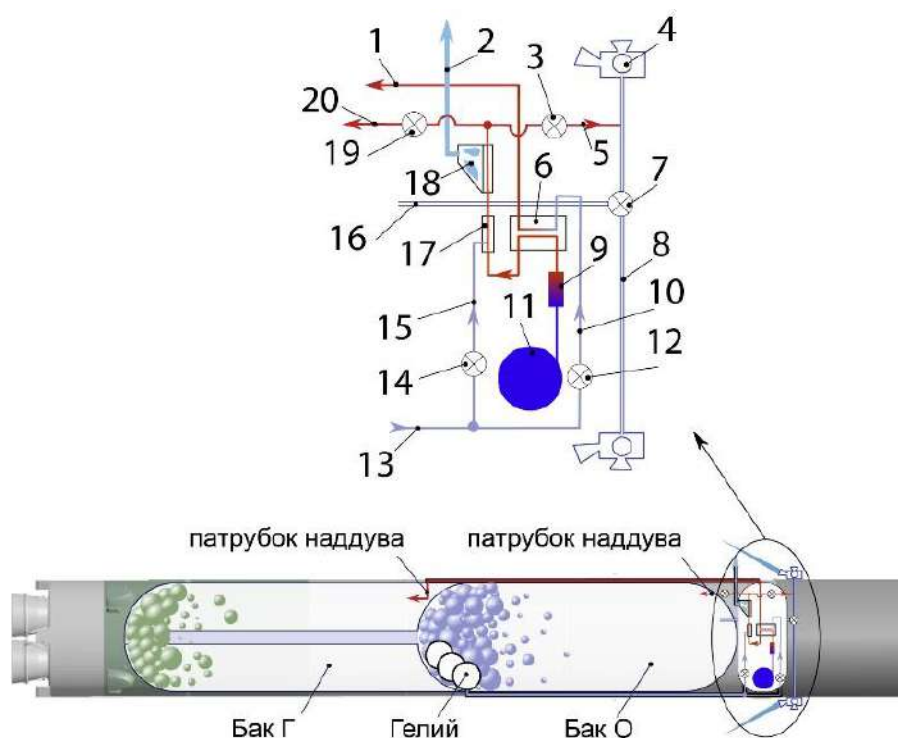


Рисунок 8 – Структурная схема ПГС возвращаемого РБ первой ступени РН:  
1 - магистраль подачи гелия в бак Г, 2 - магистраль сброса воды, 3 - клапан подачи газовой смеси на газореактивные сопла 4 по магистрали 5, 6 - пластинчатый теплообменник, 7 - клапан подачи газа из бака О по магистрали 16 на газореактивные 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

магистрала 15 в струйный теплообменник 17, 18 - сепаратор, 19 - клапан подачи нагретой смеси гелия и кислорода в бак О по магистрали 20

Отличие от традиционной системы нагрева газа гелия, который нагревается в теплообменнике ЖРД, заключается в следующем: пластинчатый теплообменник б, переносится от ЖРД в верхнюю часть топливного отсека ступени РН. Далее нагретый в пластинчатом теплообменнике гелий подаётся по магистрали 1 в бак Г для его наддува.

Аналогом пластинчатого теплообменника может служить унифицированный теплообменник, используемый на РН «Ангара» и установленный в отсеке ЖРД [81,82].

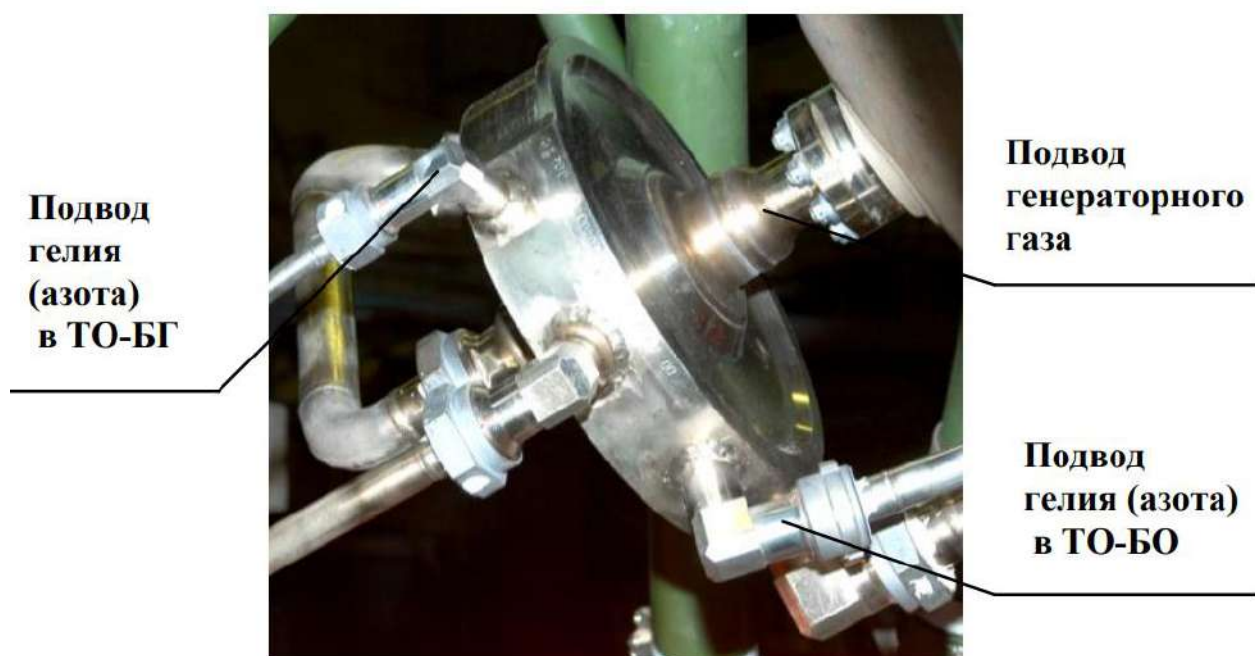


Рисунок 9 – Пластинчатый теплообменник РН «Ангара» [81,82]

Данный теплообменник (рисунок 9) предназначен для подогрева гелия до 523 К для бака О и бака Г. Масса теплообменника составляет 26 кг. Массовый расход гелия через теплообменник для бака О составляет 180 г/с, для бака Г – 35 г/с. Выход на рабочий режим после запуска ЖРД составляет 20 с. Температура генераторного газа на входе в теплообменник 747 К, на выходе из теплообменника 680 К. Температура гелия на выходе из теплообменника составляет 550 К [56].

Для СН, входящей в разрабатываемую ПГС, этот теплообменник предлагается модернизировать за счет исключения тракта газа наддува гелия в бак О, что позволит упростить конструкцию теплообменника, уменьшить массу, сократить время выхода на рабочий режим [56].

В качестве струйного теплообменника 17, в котором осуществляется смешение газа гелия и продуктов разложения ПВ, и последующей подачей смеси в бак О для его наддува, предлагается использовать аналог теплообменника, который используется на первой ступени на РН «Протон» (рисунок 10) [83]. Масса смесительного теплообменника составляет не более 1.5 кг.

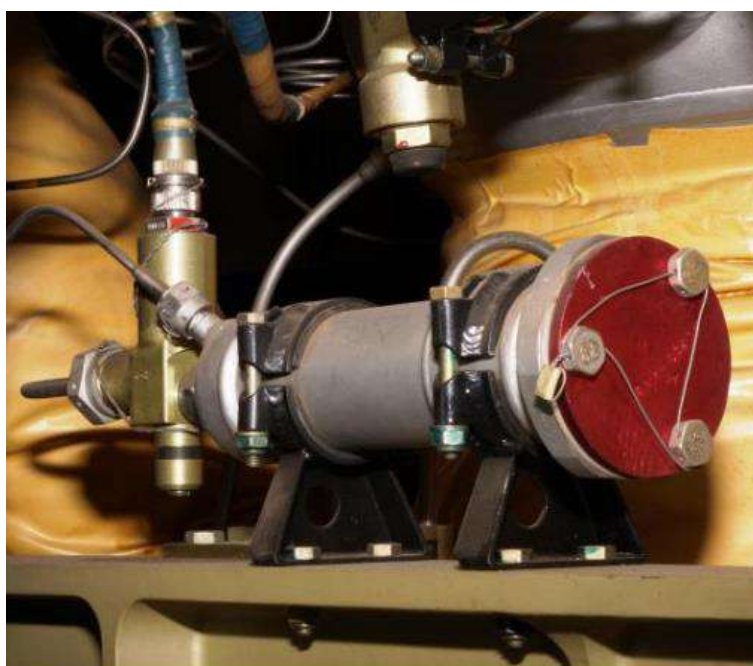


Рисунок 10 – Струйный теплообменник РН «Протон» [83]

Газожидкостная смесь гелия, кислорода и воды выходит из струйного теплообменника 17 при температуре 300 К. Это значение температуры газа наддува обеспечивает наиболее эффективную работу СН и ЖРД и используется в газобаллонных системах наддува в РН «Ангара», РН «Союз», РН «Ariane 5», РН «Falcon 9».

Перед подачей смеси в бак О, вода отделяется в центробежном сепараторе 18, которая далее выводится через отдельную магистраль 2 за борт ступени РН.

Для разделения жидкой фазы от газовой фазы сепарационные устройства подразделяются на следующие виды [84]: гравитационные, центробежные, жалюзийные, сверхзвуковые, сеточные и т. д. Выбор сепараторов зависит от различных условий, таких как тип жидкости (диаметр капель), типа газа, скорости газа, давления и температуры [56].

Гравитационные сепараторы нашли большое применение в нефтегазовой отрасли для разделения нефти, газа и воды [85,86]. Жалюзийные сепараторы имеют хороший процент разделения фаз (до 97 %), но имеют сложную конструкцию, а также высокое падение давления, связанное с торможением потока при столкновении с перегородками [56,87,88].

Для предлагаемой ПГС подходят центробежные, сверхзвуковые сепараторы, которые в отличии от других типов имеют меньшие габариты, массу [89], [90]. При достаточно высоком проценте отделения жидкой фазы от газообразной (от 94%), центробежные сепараторы (рисунок 11) имеют небольшие размеры (внутренний диаметр сепаратора [89] составляет 26 мм, диаметр сверхзвукового сепаратора [90] 80 мм, длина 528 мм) и массу, что позволит разместить сепаратор в топливном отсеке РН [56].

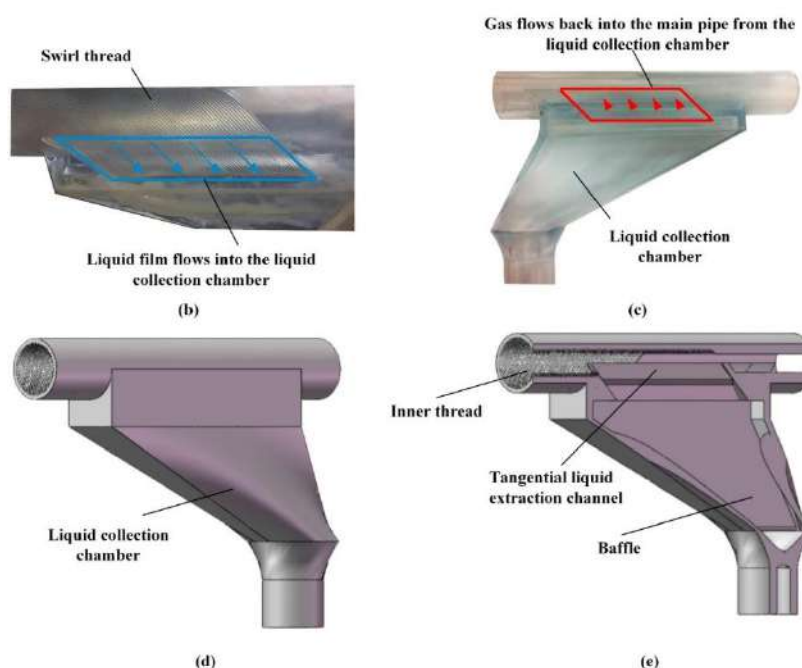


Рисунок 11 – Центробежный сепаратор [89]

Центробежные сепараторы [89], [90] имеют процент сепарации от 94%, небольшие размеры и массу в сравнении с гравитационными, что позволит разместить сепаратор в топливном отсеке РН [56].

За счет переноса теплообменников в верхнюю часть топливного отсека и его питания от продуктов разложения ПВ, снижается потребление газа гелия наддува баков О и Г. Возникает резерв газа гелия в объеме общих запасов в размере до 50 кг. Эти получившиеся резервы газа гелия совместно с продуктами разложения ПВ предлагается использовать в качестве рабочего тела сопел СОЗ.

### 2.3. Функционирование пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока

Предлагаемая ПГС функционируют в 4 режимах (рисунок 12):

1) режим перед запуском ЖРД - предварительный нагрев теплообменников до включения ЖРД;

2) режим наддува баков РН;

3) режим подготовки газа для СОЗ - формирование рабочего тела путем смешения продуктов разложения ПВ и гелия в струйном теплообменнике с последующей подачей на газореактивные сопла СОЗ, которые обеспечивают ориентацию, стабилизацию ступени РН и усадку топлива в баках РБ;

4) режим работы для снижения техногенного воздействия - подача продуктов разложения ПВ в бак О для испарения жидкого кислорода с последующей подачей на газореактивные сопла СОЗ для увода РБ в заданный район падения.



Рисунок 12 – Циклограмма работы ПГС возвращаемого РБ первой ступени РН

В традиционной схеме наддува газом гелием, теплообменники расположены в ЖРД. Например, на РН «Ariane 5» и РН «Союз» нагреваются от выхлопных газов



турбонасосного агрегата. На РН «Протон» теплообменники работают от генераторного газа, питающийся основными компонентами топлива. Таким пластинчатым теплообменникам требуется дополнительное время для его нагрева до рабочей температуры около 600 - 700 К. Этот нагрев длится 15 - 20 секунд. Этого времени недостаточно, чтобы газ наддува нагрелся до рабочей температуры (от 88 до 300 К), поэтому в бак поступает непрогретый газ. Чтобы удержать заданную величину давления в баке, увеличивают расход газа. Например, двигателю РД-171 требуется не менее 15 секунд, чтобы теплообменник прогрелся до рабочей температуры. За эти 15 секунд расходуется до 30% газа наддува от начального объема газа в баллонах [91].

На старте перед включением ЖРД, начинается предварительный нагрев пластинчатого теплообменника для достижения им рабочих температур. Для этого ПВ подается из баллона в газогенератор, затем в теплообменники и безмоментно сбрасывается через газореактивные сопла СОЗ (рисунок 13).

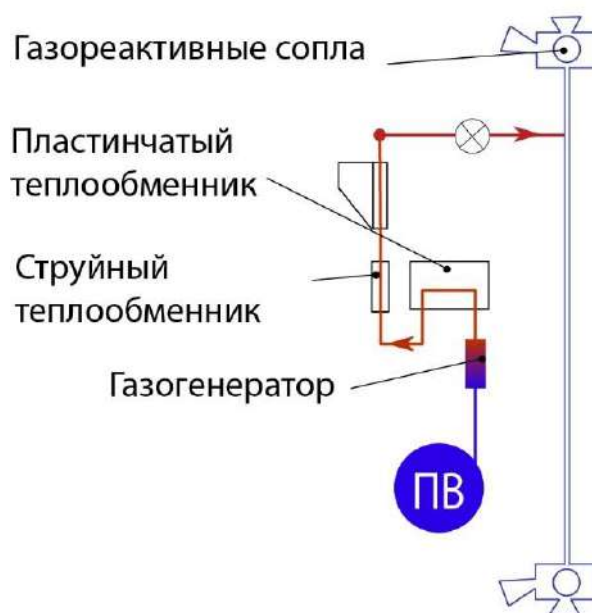


Рисунок 13 – Схема функционирования ПГС в режиме перед запуском ЖРД

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 активном участке траектории полета РН.

Это позволяет использовать сэкономленный гелий как при следующих включениях ЖРД, так и на ПУТ для работы сопел СОЗ.

На режиме работы ПГС для наддува баков РН (рисунок 14), после запуска ЖРД, газ наддува гелий из собственных ШБ, расположенных в баке О, подается по трубопроводу к теплообменникам. Магистраль холодного гелия разделяется на магистраль для подачи газа в пластинчатый теплообменник и на магистраль подачи гелия в струйный теплообменник [56].

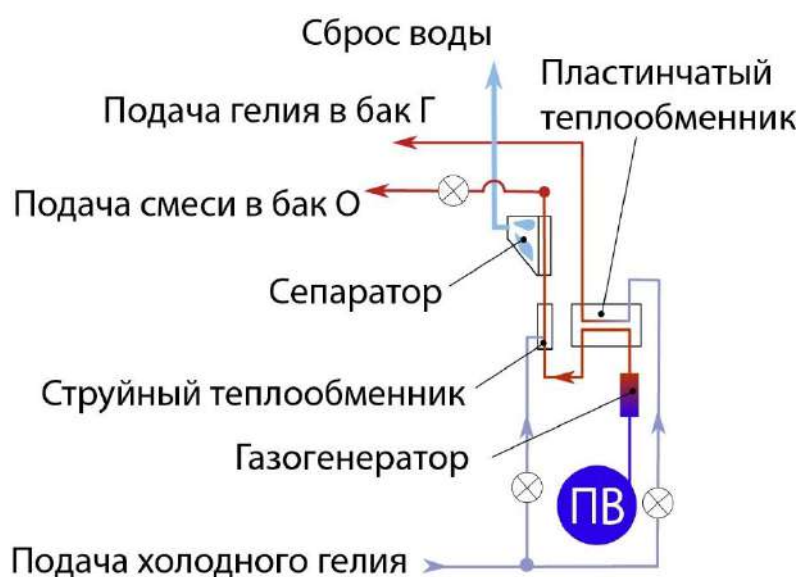


Рисунок 14 – Схема функционирования ПГС для наддува баков РН

После нагрева в пластинчатом теплообменнике гелий поступает в бак Г по магистрали для его наддува. Для наддува бака Г используется "чистый" гелий, который нагревается в пластинчатом теплообменнике без прямого взаимодействия с продуктами разложения ПВ, как в и традиционных системах наддува.

В струйном теплообменнике происходит смешивание гелия и продуктов разложения ПВ. После смешивания, полученная газожидкостная смесь при температуре 300 К поступает в сепаратор для отделения жидкости от газа. Полученный осушенный газ, состоящий из гелия и кислорода, поступает в бак О для его наддува. Вода после сепаратора сбрасывается за борт РБ [56].

Для обеспечения условий многократного запуска ЖРД для возвращаемого РБ первой ступени РН (рисунок 15) необходимо обеспечить её положительную перегрузку для перемещения Г и О к заборным устройствам в баках ступеней РН. Для возвращения РБ после его отделения выполняется маневр разворота для последующего формирования тормозного импульса.

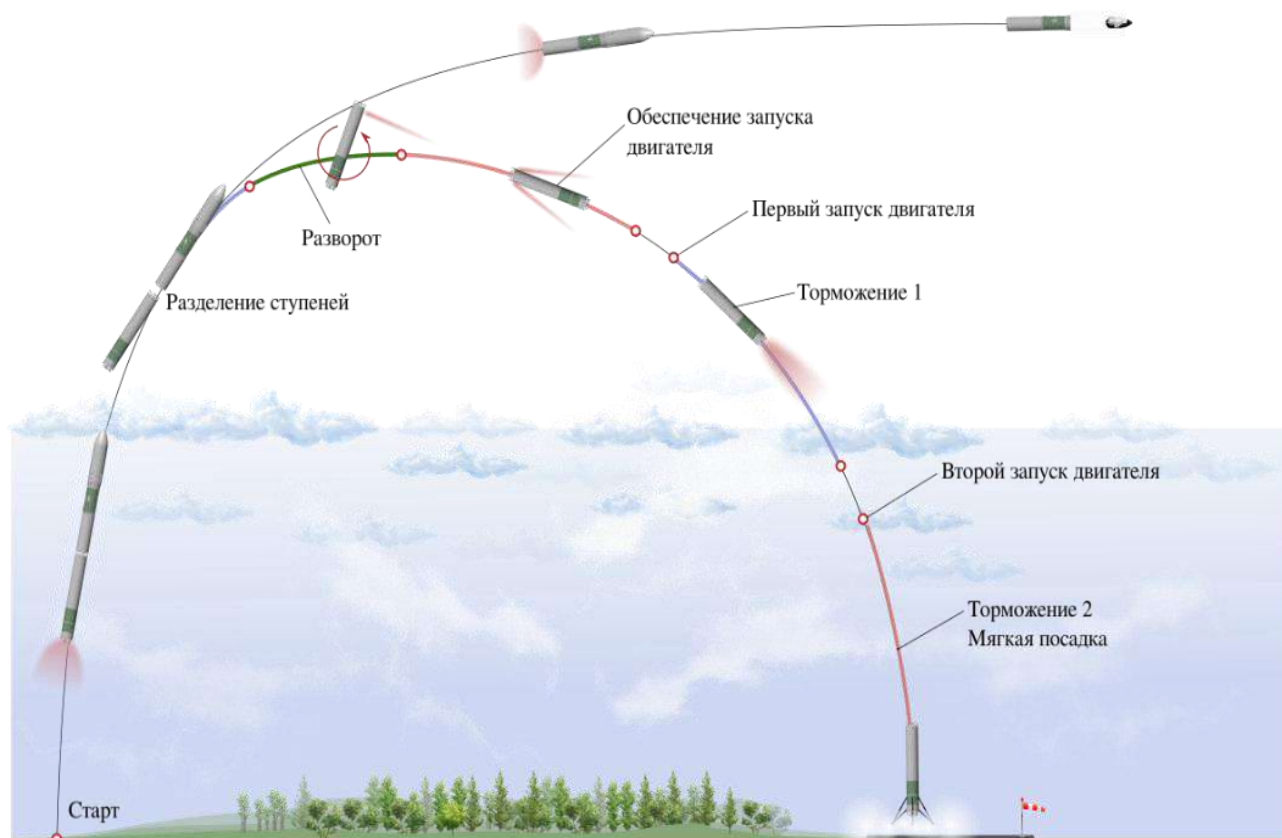


Рисунок 15 – Этапы движения возвращаемого РБ первой ступени РН с применением предлагаемой ПГС для совершения мягкой посадки

На данном режиме управляемые клапаны газа наддува закрыты для прекращения процесса наддува баков (рисунок 16). Массовый расход гелия в струйный теплообменник уменьшается, а массовый расход ПВ увеличивается. Смесь гелия и продуктов разложения ПВ подается в газореактивные сопла СОЗ.

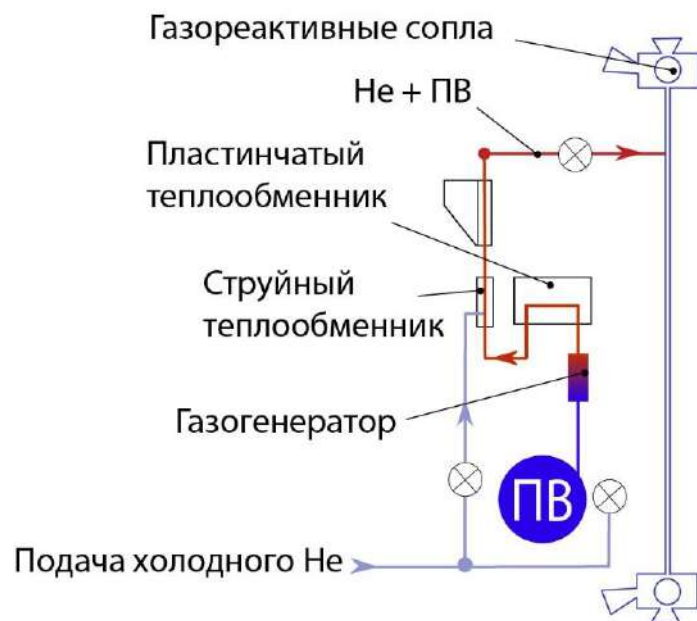


Рисунок 16 – Схема функционирования ПГС для обеспечения условий повторного запуска ЖРД

Ситуация, при которой происходит аварийное выключение ЖРД, может произойти на любом этапе выведения и экологический ущерб от падения РН или ее фрагментов в случае аварии может быть различным и будет определяться фактическим местом центра зоны падения и количеством остатков топлива в баках РН, количеством и характеристиками образовавшихся фрагментов при разрушении РН на траектории падения, количеством остатков топлива. При неуправляемом движении РН после аварийного выключения ЖРД потенциальной точкой падения РН или ее фрагментов может быть любая точка в окрестности трассы выведения, т.е. потенциальная зона падения аварийной РН представляет собой полосу большой протяженности вдоль трассы выведения (рисунок 17) [92].

Для ликвидации остатков топлива в баке О после совершения миссии, или в случае возникновения аварийной ситуации, например остановка ЖРД на активном участке траектории (рисунок 17), в бак О подается смесь из продуктов разложения ПВ при температуре 823 К для испарения О (рисунок 18).

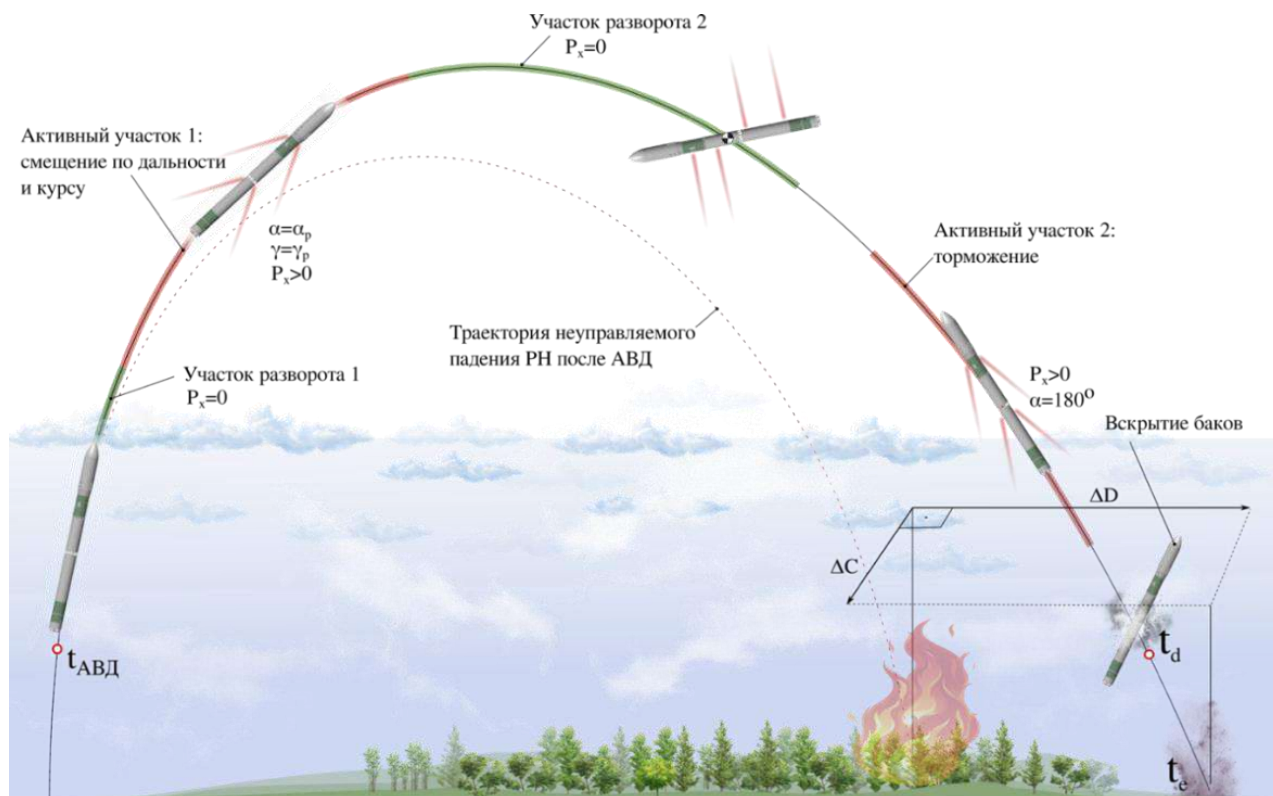


Рисунок 17 – Этапы движения аварийной РН с использованием ПГС

Получаемая парогазовая смесь в топливном баке О подается по магистрали на газореактивные сопла для увода ступени РН в заданный район падения.

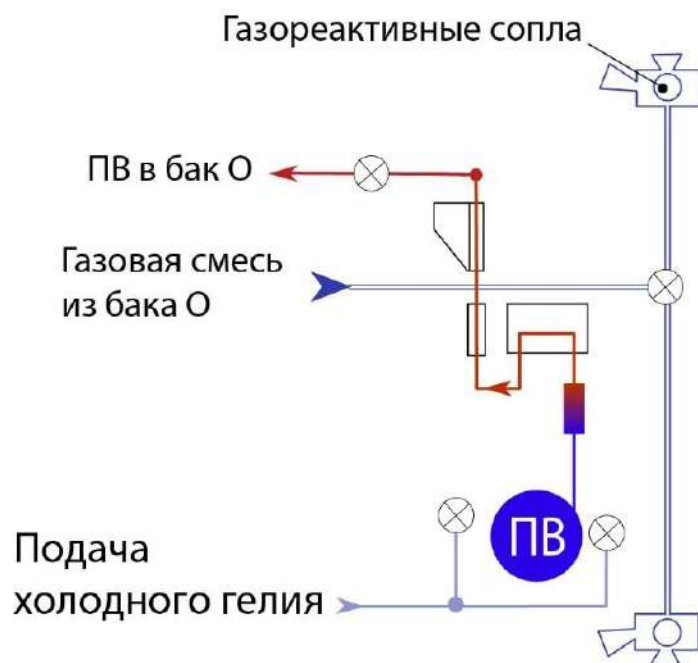


Рисунок 18 – Схема функционирования ПГС для ликвидации остатков топлива в баке О

Рассматриваются несколько сценариев использования ПГС для увода аварийной РН в аварийный район падения (АРП) на различных этапах полёта на примере двухступенчатой РН (рисунок 19) [92,93]:

1) Аварийное выключение двигателя (АВД) на этапе работы ЖРД первой ступени РН (АВД<sub>I.1</sub>);

2) АВД в окрестности момента разделения ступеней на этапе работы первой ступени (АВД<sub>I.2</sub>);

3) АВД в окрестности момента разделения ступеней на этапе работы второй ступени (АВД<sub>II.1</sub>);

4) АВД на этапе работы второй ступени РН (АВД<sub>II.2</sub>).

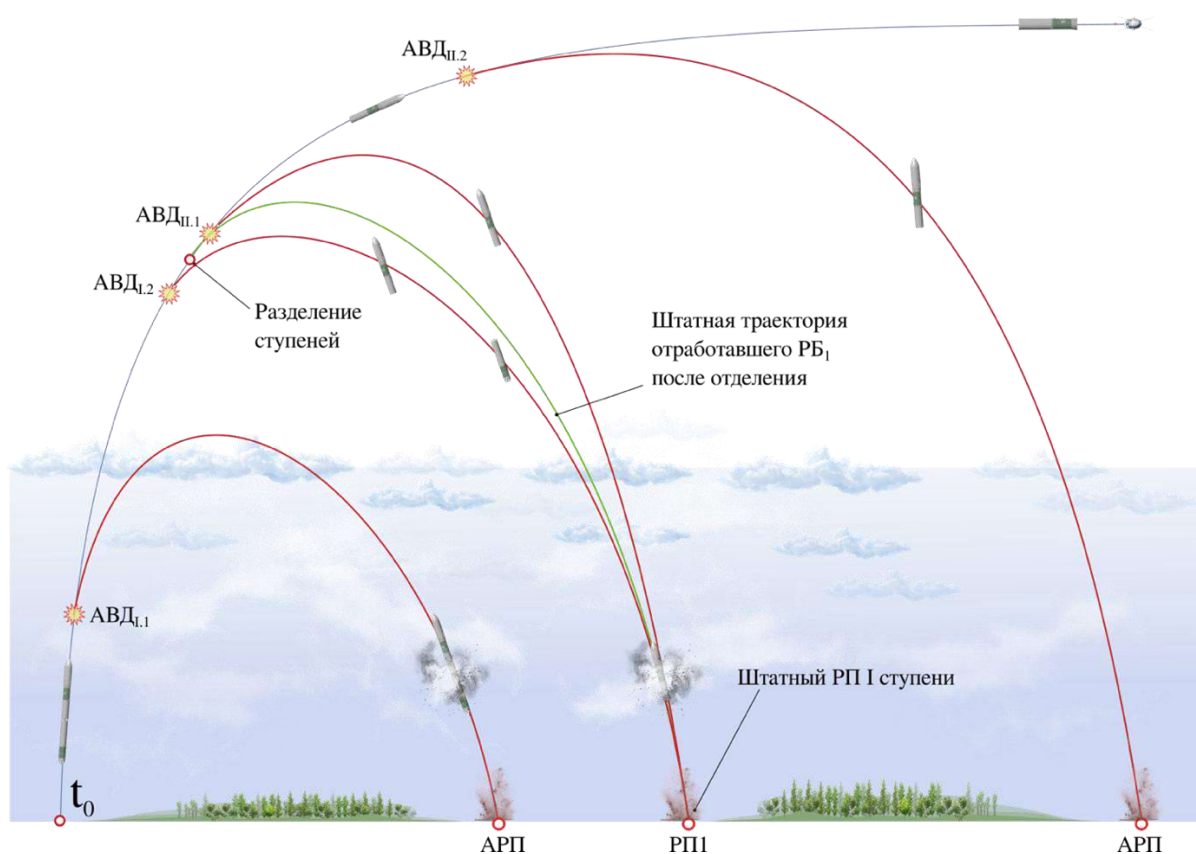


Рисунок 19 – Сценарии использования ПГС для увода РН после АВД

Первый, третий и четвертый сценарии не имеют принципиальных отличий кроме того, что при АВД на этапе работы первой ступени запускаются ПГС и первой и второй ступени. Вторым рассматриваемым сценарием предполагается, что АВД произошло в окрестности момента разделения ступеней. В этом случае при АВД на этапе работы первой ступени может быть рассмотрен вариант

использования ПГС для безударного разделения ступеней и для обеспечения запуска двигателя РБ<sub>2</sub> (если штатная циклограмма работы РН предполагала «горячее» разделение ступеней, при котором запуск двигателя второй ступени выполняется при положительной перегрузке РН) [92].

Разделение ступеней и запуск ЖРД второй ступени РН при АВД в конце работы первой ступени РН позволит проанализировать варианты довыведения полезного груза на орбиту в случае возможности запуска двигателя второй ступени РН. В случае невозможности этого целесообразно выполнить разделение ступеней аварийной РН и привести РБ<sub>1</sub> и РБ<sub>2</sub> в штатный район падения РБ<sub>1</sub> независимо друг от друга, используя соответственно ПГС РБ<sub>1</sub> и РБ<sub>2</sub>. При АВД на этапе работы второй ступени в окрестности момента разделения ступеней ПГС используется для приведения второй ступени в штатный район падения первой ступени РН (РП1 на рисунок 19) [92].

## 2.4. Выводы по главе 2

1. Предложена концепция создания ПГС, позволяющая добавить новые качества конструкции РН, такие как уменьшение пассивной массы конструкции, обеспечение условий повторного запуска ЖРД, ликвидацию остатков топлива в баках ступеней РН.

2. Предложена структура ПГС возвращаемого РБ отличающаяся от существующих тем, что:

2.1. 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 зажигания маршевого ЖРД, уменьшить длину магистралей газа наддува, сократить рабочие запасы газа на наддув топливных баков;

2.2. Для работы газореактивных сопел СОЗ используется смесь из гелия и продуктов разложения ПВ, что позволяет сократить рабочие запасы газа СОЗ и массу ШБ;

2.3. 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.

3. Предложен алгоритм функционирования ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории его полёта, отличающийся от существующих тем, что:

3.1. Перед включением маршевого ЖРД функционирует в режиме предварительного нагрева теплообменников наддува для их выхода на рабочую температуру, что позволяет снизить рабочие запасы газа на наддув;

3.2. На АУТ ПГС функционирует в режиме наддува баков РН;

3.3. На ПУТ ПГС функционирует в режиме подготовки газа для СОЗ – формирование рабочего тела путем смешения продуктов разложения ПВ и гелия в струйном теплообменнике с последующей подачей на газореактивные сопла, которые обеспечивают ориентацию, стабилизацию возвращаемого РБ и усадку топлива в баках РБ;

3.4. После завершения миссии или в случае возникновения аварийной ситуации, ПГС функционирует в режиме ликвидации жидких остатков топлива в баке О. Предложены сценарии использования ПГС для увода аварийной РН в аварийный район падения на различных этапах полёта на примере двухступенчатой РН.



# Глава 3. Разработка математической модели процесса тепло- и массообмена в баках ракетного блока при функционировании пневмогидравлической системы

## 3.1. Описание математической модели

Для проведения оценки применения ПГС, в состав которой входят СН и СОЗ, на всех участках траектории полета РБ в сравнении с существующими СН и СОЗ, а также возможности обеспечения ликвидации остатков топлива в баке О РБ с последующим ее уводом в заданный район падения используется математическая модель (ММ) на основе закона сохранения энергии [71,94], которая широко используются для определения параметров газа при наддуве топливного бака РБ.

Для наддува бака Г используется "чистый" гелий, который нагревается в пластинчатом теплообменнике и напрямую не взаимодействует с продуктами разложения ПВ. Поэтому предполагается, что затраты гелия на наддув бака Г для сравниваемых случаев (традиционная СН и предлагаемая СН) одинаковы и далее не рассматриваются.

Изменение давления газа в баке  $P_g$  определяется по формуле [94]:

$$\frac{dP_g}{dt} = \frac{1}{V} \left( -\frac{dQ_w}{dt} - \frac{dQ_l}{dt} + \dot{m}_{he} i_{he} + \dot{m}_{ev} i_{ev} + \mu_{ox} \dot{m}_{hp} i_{ox} - \dot{m}_d i_d - \frac{k}{(k-1)} P_g \frac{dV}{dt} \right), \quad (4)$$

где  $\dot{m}_{he}$ ,  $\dot{m}_{ev}$ ,  $\dot{m}_{hp}$ ,  $\dot{m}_d$  – массовые расходы гелия, испаряемого кислорода, продуктов разложения ПВ, дренажа соответственно,

$\mu_{ox}$  – массовая доля кислорода после разложения ПВ, равная 0,47,

$i_{ev}$ ,  $i_{ox}$ ,  $i_{he}$ ,  $i_d$  – энтальпии испаряемого кислорода, кислорода из продуктов разложения ПВ, гелия, газа, выбрасываемого через дренажный клапан,

$k$  – коэффициент адиабаты,

$V$  – объем газовой подушки, который в начальный момент времени занимает 1% от общего объема бака  $O$  и изменяется по линейному закону, так как расход жидкого кислорода постоянный.

Объем газовой подушки определяется по формуле:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{\dot{m}_l}{\rho_l}, \quad (5)$$

где  $\dot{m}_l, \rho_l$  – массовый расход и плотность жидкого кислорода, соответственно.

Энтальпия каждого газа определяется по формуле:

$$i_\psi = \frac{k_\psi}{k_\psi - 1} R_\psi T_\psi, \quad (6)$$

где  $k_\psi, R_\psi, T_\psi$  – показатель адиабаты газа и удельная газовая постоянная, температура, соответственно,

$\psi$  принимает значения “ev” для испарившегося кислорода, “ox” для газообразного кислорода после разложения ПВ, “he” для газообразного гелия, “d” для газа из подушки, который идет на дренаж.

В приведенной ММ в [94,95], для определения массовой скорости испарения кислорода при вводе газа наддува используется формула, которая может быть использована только к испарению с поверхности жидкости [96]:

$$\dot{m}_{ev} = \beta_p (p^* - p_{ox}) F_{lox}, \quad (7)$$

где  $p_{ox}$  – текущее парциальное давление пара кислорода в свободном объеме бака  $O$ ,

$F_{lox}$  – площадь поверхности жидкого кислорода, изменяющаяся по времени,

$\beta_p$  – коэффициент массоотдачи, определяется по формуле [95]:

$$\beta_p = \frac{\alpha}{c_{lox} \cdot \gamma \cdot T_{lox} \cdot R_{lox}}, \quad (8)$$

где  $\alpha$ ,  $c_{lox}$ ,  $\gamma$ ,  $T_{lox}$ ,  $R_{lox}$  – коэффициент теплоотдачи, удельная теплоемкость, удельный вес, температура и удельная газовая постоянная жидкого кислорода, соответственно.

Парциальное давление испаряющегося кислорода у поверхности жидкости  $p^*$ , табличные значения, приведённые в [97] аппроксимируются в виде параболы:

$$p^* = A_0 + A_1 T + A_2 T^2 = 95,4 - 2,05 \cdot T + 0,011 \cdot T^2, \quad (9)$$

где  $A_0$ ,  $A_1$ ,  $A_2$  – коэффициенты для аппроксимации давления на линии насыщения,

$T$  – температура газа.

Формула (7) может быть использована для моделирования функционирования ПГС только в режиме наддува баков ступеней РН, так как она не учитывает другие типы парообразования – пузырьковое и пленочное кипение жидкого кислорода в баке РН. Они возникают при увеличении теплового потока, подводимого к жидкому компоненту топлива от аэродинамического потока на ПУТ полета ступеней РН и при вводе горячего газа в баки ступеней РН для ликвидации остатков топлива.

Массовая скорость испарения с учетом испарения - конденсации жидкого кислорода рассчитывается по формуле Герца-Кнудсена[98]:

$$\dot{m}_{ev} = \beta \sqrt{\frac{M}{2\pi R T_{sat}}} L \left( \frac{\rho_v \rho_l}{\rho_l - \rho_v} \right) \cdot \left( \frac{T^* - T_{sat}}{T_{sat}} \right) \quad (10)$$

где  $M$  – молярная масса жидкости,

$R$  – газовая постоянная,

$\rho_l$  – 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,

$\beta$  – коэффициент аккомодации, определяющийся экспериментально, выбирается в диапазоне от 0 до 1 [99] и для данных расчетов принята  $2 \cdot 10^{-4}$ .

Плотность газа в подушке  $\rho$  определяется по формуле:

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{V} \left( \dot{m}_{he} + \dot{m}_{ev} + \mu_{ox} \dot{m}_{hp} - \dot{m}_d - \rho \frac{dV}{dt} \right) \quad (11)$$

Температура газа в подушке определяется по уравнению состояния идеального газа:

$$T_g = \frac{P_g}{\rho R_g z} \quad (12)$$

где  $R_g$ - удельная газовая постоянная газа в подушке,

$z$  – коэффициент сжимаемости газа в подушке.

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 [56]:

$$T_{mix} = \frac{C_{ox} \dot{m}_{hp} \mu_{ox} T_{pv} + C_{water} \dot{m}_{hp} \mu_{water} T_{pv} + C_{he} \dot{m}_{he} T_{he}}{C_{he} \dot{m}_{he} + C_{ox} \dot{m}_{hp} \mu_{ox} + C_{water} \dot{m}_{hp} \mu_{water}} \quad (13)$$

где  $C_{ox}$ ,  $C_{water}$ ,  $C_{he}$  – теплоемкости кислорода, воды, гелия,

$\mu_{water}$  - массовая доля паров воды после разложения ПВ, равная 0.53 от массового расхода ПВ,

$T_{pv}$  – температура продуктов разложения ПВ, равная 823 К,

$T_{he}$  – начальная температура гелия, равная 90 К,

$\mu_{ox}$  – массовая доля кислорода после разложения ПВ, равная 0.47 от массового расхода ПВ.

Удельная газовая постоянная  $R_g$  в подушке бака определяется по формуле:

$$R_g = \mu_{He} R_{He} + \mu_{O_2} R_{O_2}, \quad (14)$$

где  $\mu_{He}, \mu_{O_2}$  – массовые доли гелия и кислорода из продуктов разложения ПВ,

$R_{He}, R_{O_2}$  – удельные газовые постоянные гелия и кислорода соответственно.

Массовая доля гелия  $\mu_{He}$  определяется по формуле:

$$\mu_{He} = \frac{\dot{m}_{he}}{\dot{m}_{he} + \dot{m}_{hp}\mu_{ox}}, \quad (15)$$

Массовая доля кислорода определяется по формуле:

$$\mu_{O_2} = \frac{\dot{m}_{hp}\mu_{ox}}{\dot{m}_{he} + \dot{m}_{hp}\mu_{ox}}, \quad (16)$$

В ММ предполагается, что сегмент стенки бака О, контактирующий с газовой подушкой, имеет другую температуру, чем сегмент стенки бака О, контактирующий с жидкостью.

Температура сегмента стенки бака О, контактирующего с газовой подушкой определяется по формуле:

$$\frac{dT_{wg}}{dt} = \frac{\alpha_g F_{wg}(T_g - T_{wg}) + \sigma \varepsilon_w F_{wg}(T_g^4 - T_{wg}^4) - \sigma \varepsilon_w F_{wg}(T_{wg}^4)}{c_w m_{wg}}, \quad (17)$$

где  $\sigma$  - постоянная Стефана-Больцмана,

$\varepsilon_w$  – степень черноты стенки,

$F_{wg}$  - площадь соприкосновения стенки с газовой подушкой, которая увеличивается со временем,

$T_{wg}$  – температура сегмента стенки бака О в контакте с газовой подушкой,

$c_w, m_{wg}$  - теплоемкость и масса стенки соответственно.

Температура сегмента стенки, контактирующего с жидкостью, определяется по формуле:

$$\frac{dT_{wl}}{dt} = \frac{c_w m_{wg}(T_{wg} - T_{wl}) - \alpha_l F_{wl}(T_{wl} - T_l) - \sigma \varepsilon_w F_{wl}(T_{wl}^4 - T_l^4) - \sigma \varepsilon_w F_{wl}(T_{wl}^4)}{c_w m_{wl}}, \quad (18)$$

где  $F_{wl}$  - площадь соприкосновения стенки с жидкостью, которая увеличивается со временем,

$m_{wl}$  - масса сегмента стенки, контактирующая с жидкостью.

Изменение температуры жидкости определяется по формуле:

$$\frac{dT_l}{dt} = \frac{\alpha_l F_l(T_w - T_l) + \sigma \varepsilon_w F_l(T_w^4 - T_l^4) + \alpha_g F_d(T_g - T_l) - i_{ev} \dot{m}_{ev}}{c_l m_l}, \quad (19)$$

где  $c_l$ ,  $m_l$ ,  $T_l$  - теплоемкость, масса и температура жидкого кислорода соответственно.

Теплообмен между стенкой и газом  $\frac{dQ_w}{dt}$  определяется по формуле [100]:

$$\frac{dQ_w}{dt} = \alpha_g F_g (T_g - T_w), \quad (20)$$

где  $T_g$  - температура газа,

$T_w$  - температура стенки,

$F_g$  - площадь поверхности стенки, соприкасающаяся с газом,

$\alpha_g$  - коэффициент теплоотдачи.

Теплообмен между газом и жидкостью  $\frac{dQ_l}{dt}$  определяется по формуле:

$$\frac{dQ_l}{dt} = \alpha_g F_d (T_g - T_l), \quad (21)$$

где  $F_d$  - площадь зеркала жидкости.

Коэффициент теплоотдачи  $\alpha_g$  определяется по формуле:

$$\alpha_g = \frac{\lambda_g \cdot Nu}{d}, \quad (22)$$

где  $\lambda_g$  - коэффициент теплопроводности газа,

$Nu$ - число Нуссельта для газа,

$d$  - диаметр бак, выбран в качестве характерного размера.

Число Нуссельта при испарении с поверхности определяется по уравнению подобия:

$$Nu_{\text{исп}} = 0.45 \cdot Re_g^{0.8} \cdot Pr_g^{0.43}, \quad (23)$$

где  $Pr_g$  - число Прандтля,

$Re_g$  - число Рейнольдса.

Определение числа  $Nu$  по формуле (24) используется для описания тепло- и массообмена в баке О на активном участке траектории полета РБ. Для данного типа парообразования температура не превышает температуру кипения, а давление не превышает величины давления насыщенной жидкости, например, при давлении в газовой подушке бака жидкого кислорода 2.7 атм. температура насыщения жидкого кислорода будет равна 102 К. При достижении данных параметров начинается интенсивный процесс парообразования [100]. Математические модели данного типа процесса парообразования, основанные на первом законе термодинамики, рассмотрены в работах [70,82,96].

В соответствии с [100] теплообмен при пузырьковом кипении интенсивен и позволяет отвести от поверхности нагрева (стенка бака) более значительные тепловые потоки, чем при испарении с поверхности. Для возникновения пузырькового кипения жидкости необходимо соблюдение 2 условий [96]:

а) температура жидкости должна превышать температуру насыщения жидкости, которая определяется по справочным данным [97] и зависит от давления в баке;

б) должны образовываться центры парообразования, поскольку без центров парообразования жидкость может быть перегрета и не будет процесса кипения (будет происходить процесс испарения с поверхности жидкости) [96].

В качестве характеристического линейного размера при кипении жидкостей принимается среднее значение отрывного диаметра парового пузыря  $d_0$ , так как его можно считать не зависящим от плотности теплового потока  $q$ . Среднее значение отрывного диаметра парового пузыря равно [96]:

$$d_0 = 0,02 \theta \sqrt{\frac{\sigma}{g(\rho_{\text{ж}} - \rho_{\text{н}})}}, \quad (25)$$

где  $\theta$  – краевой угол смачивания,

$\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения,

$g$  – ускорение свободного падения,

$\rho_{\text{ж}}, \rho_{\text{н}}$  – плотности жидкости и пара, соответственно.

Коэффициент теплоотдачи  $\alpha$  при пузырьковом кипении определяется из числа Нуссельта [96]:

$$\begin{aligned} Nu_{\text{пуз}} &= \frac{\alpha d_0}{\lambda} = 75 (\text{Pe} \cdot \text{Fo})^{0,7} \text{Pr}^{-0,2} = \\ &= 75 \left( \frac{q}{r_* \rho_{\text{н}}} \cdot \frac{1}{d_0 f} \right)^{0,7} \left( \frac{v}{a_{\text{н}}} \right)^{-0,2}, \end{aligned} \quad (26)$$

где  $\text{Pe}, \text{Fo}, \text{Pr}$  – числа Пекле, Фурье, Прандтля,

$\lambda$  – теплопроводность стенки,

$q$  – плотность теплового потока,

$r_*$  – удельная теплота парообразования,

$f$  – частота парообразования паровых пузырей определяется по соотношению [96]:

$$f \sqrt{d_0} = 0,56 \sqrt{\frac{\rho_{\text{ж}} - \rho_{\text{н}}}{\rho_{\text{ж}}}} g. \quad (27)$$



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 [96]:

$$\begin{aligned} Nu_{\text{пл}} &= 0,18 Ra^{1/3} = 0,18 \left( Ga \cdot \frac{\rho_{\text{ж}} - \rho_{\text{п}}}{\rho_{\text{п}}} \right)^{1/3} = \\ &= 0,18 \left( \frac{gl_0^3}{\nu_{\text{п}} a_{\text{п}}} \cdot \frac{\rho_{\text{ж}} - \rho_{\text{п}}}{\rho_{\text{п}}} \right)^{1/3}, \end{aligned} \quad (28)$$

где: Ra, Ga – числа Релея, Галилея,

$l_0$  - капиллярная постоянная, выбранная в качестве характерного размера и определяемая по формуле [96]:

$$l_0 = \sqrt{\frac{\sigma}{(\rho_{\text{ж}} - \rho_{\text{п}})g}} \quad (29)$$

В соответствии с [100] первый кризис теплоотдачи при пузырьковом кипении обусловлен изменением механизма теплоотдачи при переходе от пузырькового кипения к пленочному. С повышением плотности подводимого теплового потока в некоторый момент времени коэффициент теплоотдачи достигает максимума, а затем происходит его снижение, сопровождающееся более (при низких давлениях) или менее (при высоких давлениях) резким увеличением темпа роста температуры теплоотдающей поверхности. На рисунок 20 представлен режим теплообмена при кипении. Точками С и D отмечены первый и второй кризисы теплоотдачи соответственно [96].

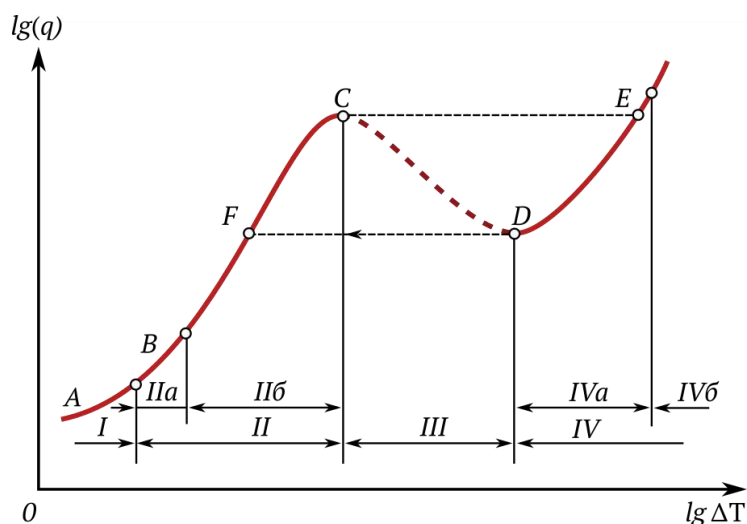


Рисунок 20 – Режим теплообмена при кипении в условиях свободного движения (в поле тяготения при отсутствии внешних механических возмущений)

На рисунке 20 показаны: I – участок испарения с поверхности, II – участок пузырькового типа кипения, IIa – участок, на котором плотность действующих центров парообразования мала, а роль свободной конвекции еще велика, IIб – участок развитого пузырькового кипения, III – переход от пузырькового кипения к пленочному, IV – участок пленочного кипения, IVa – устойчивое пленочное кипение, IVб – участок, на котором заметную роль выполняет перенос теплоты излучением, C – точка первого кризиса теплоотдачи, D – точка второго кризиса теплоотдачи, понижение температуры до значения, соответствующее точке F, E – повышение температуры, соответствующее значению в точке C.

Формула для критической плотности теплового потока  $q_{кр1}$  (точка C на рисунке 20) имеет вид:

$$q_{кр1} = 7r_* \sqrt{a_n f \rho_{ж} \rho_{п}}, \quad (30)$$

где  $r_*$  - удельная теплота парообразования.

Второй кризис кипения начинается при смене режимов кипения – перехода от пленочного кипения к пузырьковому (интервал CD на рисунке 20). В соответствии с [100]  $q_{кр2}$  равно:

$$q_{кр2} = 0,05 q_{кр1}. \quad (31)$$

На пассивном участке траектории полета РБ, для возвращения РЮ после ее отделения от РН выполняется разворот ступени на угол близкий к 180 градусам для формирования тормозного импульса и последующего входа в плотные слои атмосферы с углом атаки 180 градусов.

Участок разворота на угол  $\Delta\varphi$  состоит из участка разгона, участка движения с постоянной угловой скоростью и участка торможения. Продолжительность разворота определяется следующим образом [101]:

$$t_r = \frac{\omega}{\varepsilon} + \frac{\Delta\varphi}{\omega}, \quad \omega \leq \sqrt{\varepsilon \Delta\varphi}, \quad (32)$$

где  $\varepsilon$  – угловое ускорение при наборе скорости и торможении,

$\omega$  – максимальная угловая скорость разворота.

Продолжительность переходного процесса, при котором остатки жидкого топлива в баке ступени РН возвращаются от верхнего днища к заборному устройству и прохождения через слой жидкости пузырьков газа наддува определяется по формуле:

$$t_p = t_I + t_{II} \quad (33)$$

За время возвращения остатков топлива к заборному устройству принимается время перемещения центра масс  $O$  от верхнего днища бака  $O$ , имеющего наибольшую длину, к нижнему днищу, бака  $O$ . При движении не вращающейся ступени под действием силы тяги  $F$  время перемещения  $O$  от верхнего к нижнему днищу бака определяется выражением:

$$t_I = \sqrt{\frac{2 m_o L_o}{F}}, \quad (34)$$

где  $m_o$  – сухая масса возвращаемой ступени,

$L_o$  – длина бака окислителя,

$F$  – сила тяги, приложенная к возвращаемой ступени.

Движение частиц О в системе координат, связанной с вращающимся РБ, будет определяться силой инерции («центробежной силой»), пропорциональной квадрату угловой скорости вращения и расстоянию до частицы топлива от центра масс. Ускорение, создаваемое газовыми соплами вдоль продольной оси ступени, для обеспечения условий повторного запуска ЖРД, при одновременно развороте ступени, должно быть больше максимального центростремительного ускорения (в области верхнего днища бака О) [101]:

$$a_{\omega} = \omega^2(h_o - x_c) \quad (35)$$

С учётом центростремительного ускорения, перемещение О от верхнего днища ( $x_0 = h_o - x_c$ ) бака к нижнему днищу ( $x_k = h_g - x_c$ ) определяется по формуле:

$$t_I = \frac{1}{\omega} \operatorname{acosh} \frac{m_0(h_g - x_c)\omega^2 - F}{m_0(h_o - x_c)\omega^2 - F} \quad (36)$$

Продолжительность второй фазы  $t_{II}$  переходного процесса при отсутствии вращения ступени РН оценивается при помощи следующей формулы, предполагающей постоянство скорости пузырька газа наддува [17]:

$$t_{II} = 0.989 \Delta h_o \sqrt{\frac{1}{r_{II} a \left(1 - \frac{\rho_{II}}{\rho_{ж}}\right)}} \quad (37)$$

где  $r_{II}$  – радиус пузырька газа,

$\rho_{II}$  – плотность пузырька газа,

$\rho_{ж}$  – плотность жидкости,

$a$  – ускорение ступени РН,

$\Delta h_o$  – высота столба жидкости О, имеющего наибольший объем, который будет определять продолжительность второй фазы.

Следствием принятого допущения является пропорциональной времени движения (всплытия) пузырька высоте столба жидкости.

Массовый секундный расход газа через отверстие СОЗ определяется по формуле [96]:

$$\dot{m}_{out} = F_{out} \rho \sqrt{2 \frac{k}{k-1} P_g \frac{1}{\rho} \left( 1 - \left( \frac{p_{вн}}{P_g} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}, \quad (38)$$

где  $F_{out}$  – площадь отверстия СОЗ,

$k$  – показатель адиабаты газовой смеси в баке О,

$p_{вн}$  – внешнее давление атмосферы, которое в рассматриваемом случае равно нулю.

Скорость истечения газа из отверстия СОЗ определяется по формуле [96]:

$$w = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} P_g \frac{1}{\rho} \left( 1 - \left( \frac{p_{вн}}{P_g} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} \quad (39)$$

На рассматриваемом этапе исследований внешнее атмосферное давление принято равно нулю, поэтому тяга отверстий СОЗ определяется по [96]:

$$P = \frac{\dot{m}_{out} w}{g} \quad (40)$$

Таким образом, для каждого режима функционирования ПГС необходимо рассматривать разные процессы тепло и массообмена в топливном баке ступеней РН.

Для режима наддува газовой смесью из гелия и кислорода на активном участке траектории полета РН рассматривается только испарение с поверхности, Методика расчета наддува бака О при функционировании ПГС возвращаемого РБ, с использованием разработанной ММ, приведена на рисунке 21. Подводимый тепловой поток от газовой смеси наддува значительно меньше значения критического теплового потока, что соответствует испарению с поверхности

жидкости в состоянии насыщения (I – участок испарения с поверхности на рисунке 20).

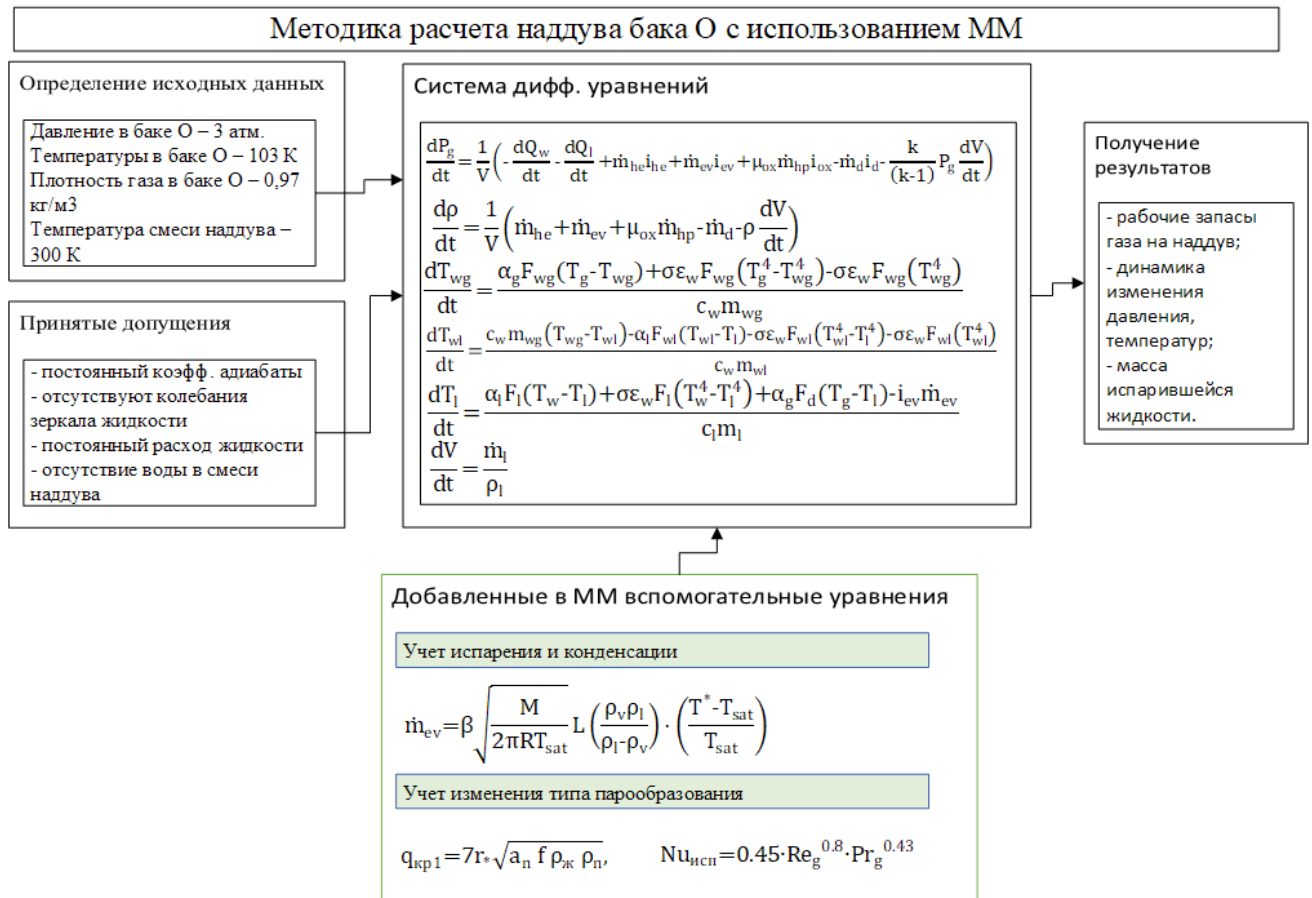


Рисунок 21 Методика расчета наддува бака О при функционировании предлагаемой ПГС

Для режима подготовки рабочего тела для работы сопел СОЗ на пассивном участке траектории полета РН тепло- и массообмена в баке О не рассматривается, так как клапаны подачи газовой смеси в топливные баки закрыты. Для определения продолжительности переходного процесса, осаждения остатков жидкого компонента топлива и прохождения пузырьков газа наддува через слой жидкости в свободный объем бака используются уравнения (33) – (37). Методика расчета функционирования СОЗ приведена на рисунке 22.



Рисунок 22 – Методика расчета функционирования СОЗ

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  $q_{кр1}$  (30) происходит переход от пузырькового кипения к пленочному кипению (рисунок 20). В этом случае число Нуссельта для определения коэффициента теплоотдачи определяется по формуле (19). Методика расчета ликвидации остатков топлива с использованием ММ приведена на рисунке 23.

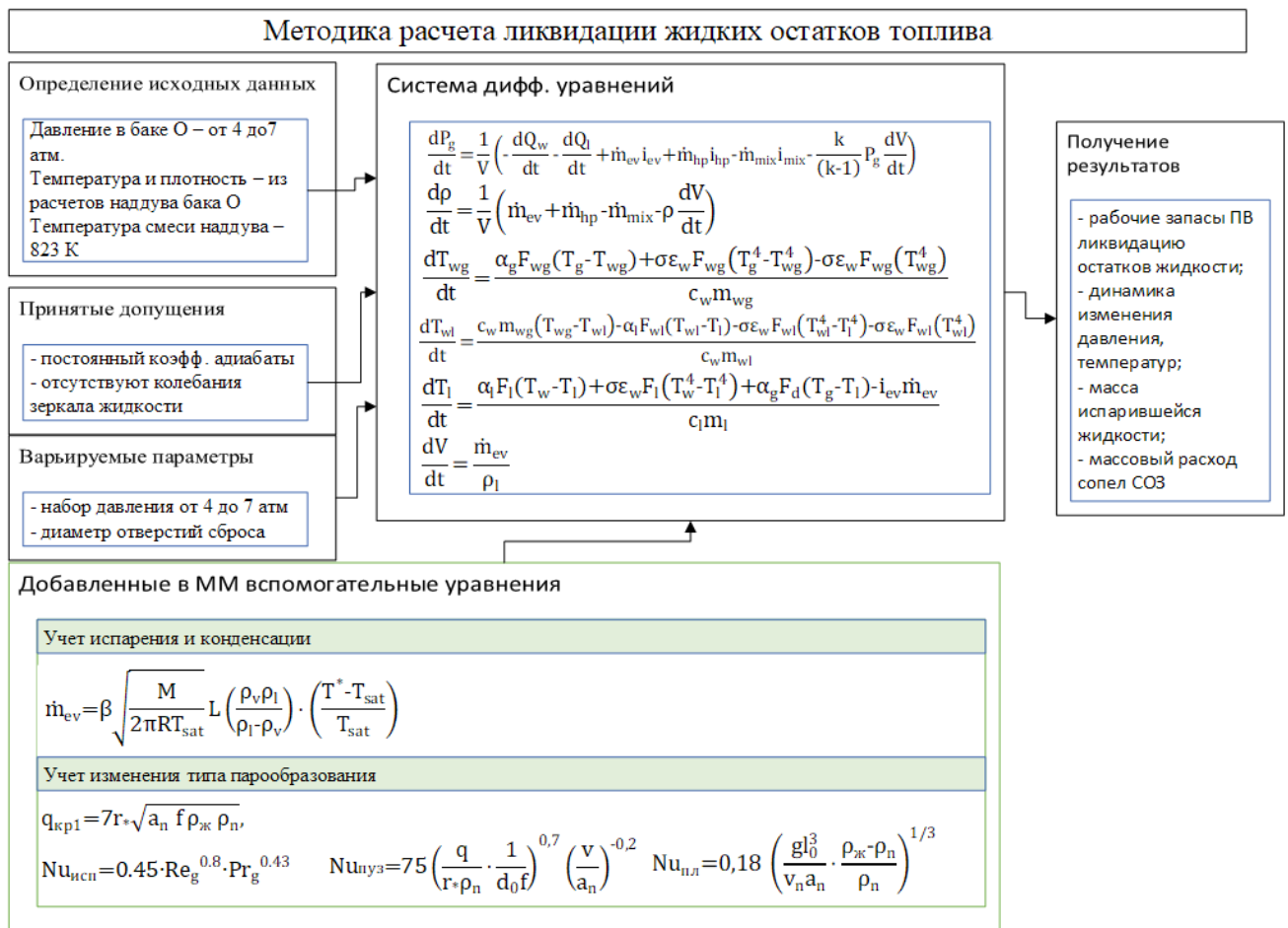


Рисунок 23 – Методика расчета ликвидации остатков топлива с использованием ММ

Методика проведения расчета СН и CO2, входящих в состав ПГС на режимах её функционирования состоит из следующих последовательных действий:

- 1) определение исходных данных, варьируемых параметров, принятие допущений и ограничений;
- 2) моделирование функционирования ПГС на режиме наддува топливных баков РБ при обеспечении давления в баке О равным 3 атм., температуры смеси на входе в бак О равной 300 К;
  - 2.1) определение давления в газовой подушке, плотности, температуры газовой подушки;
  - 2.2) определение испарения и конденсации жидкого топлива;
  - 2.3) определение коэффициента теплоотдачи при испарении с поверхности;
  - 2.4) определение рабочих запасов газа и ПВ на наддув бака О;



3) моделирование функционирования ПГС на режиме подготовки газа для СОЗ, что позволяет обеспечить разворот ступени, усадку компонентов топлива в баках РБ;

3.1) определение массовых расходов ПВ и газа гелия при обеспечении температуры смеси, равной 700 К, а также заданного значения тяги сопел СОЗ;

3.2) определение времени разворота РБ, усадки компонентов топлива;

3.3) определение рабочих запасов газа и ПВ для работы сопел СОЗ;

4) моделирование функционирования ПГС на режиме ликвидации жидких остатков топлива в баке О возвращаемого РБ первой ступени РН, например в случае возникновения аварийной ситуации;

4.1) моделирование наддува бака О продуктами разложения ПВ при температуре 823 К при повышении давления в баке от 4 до 7 атм.;

4.2) определение критического теплового потока  $q_{кр1}$ , при тепловом воздействии продуктов разложения ПВ и аэродинамического потока;

4.2.1) если подводимый тепловой поток к жидким остаткам топлива меньше  $q_{кр1}$ , и температура жидких остатков топлива меньше температуры насыщения, то режим парообразования - испарение с поверхности, коэффициента теплоотдачи определяется по (41);

4.2.2) если подводимый тепловой поток к жидким остаткам топлива меньше  $q_{кр1}$ , а температура жидких остатков топлива больше температуры насыщения, то режим парообразования – пузырьковое кипение, коэффициента теплоотдачи определяется по (42);

4.2.3) если подводимый тепловой поток к жидким остаткам топлива больше  $q_{кр1}$ , а температура жидких остатков топлива температуры насыщения, то режим парообразования – пленочное кипение, коэффициента теплоотдачи определяется по (43);

4.3) Определение рабочих запасов ПВ, испаренной массы жидких остатков топлива, массу сброшенной газовой смеси с помощью сопел СОЗ.

Общая блок-схема методики расчета ПГС для каждого режима её функционирования с использованием разработанной ММ приведена на рисунке 24.

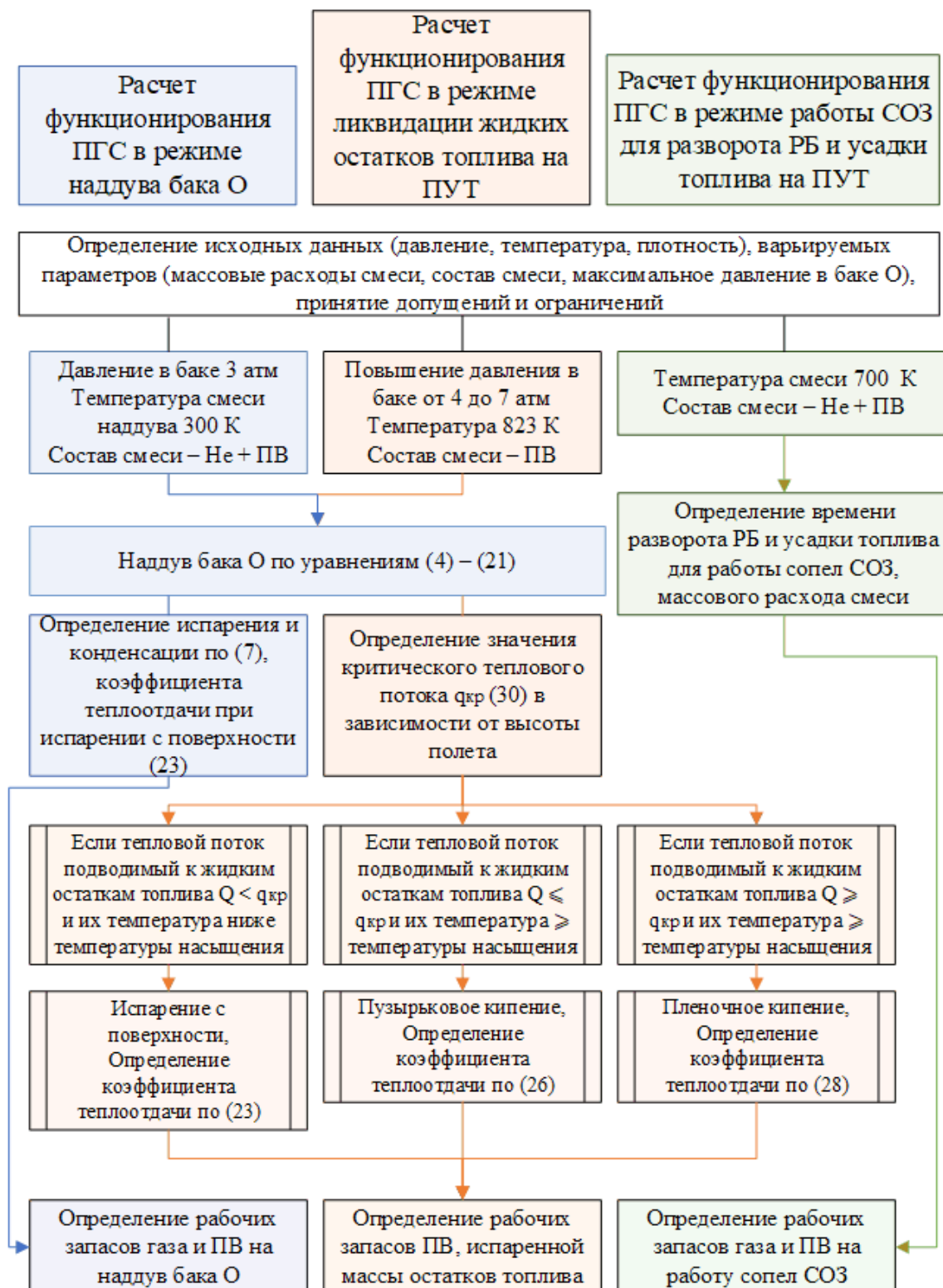


Рисунок 24 – Блок-схема методики расчета функционирования ПГС для каждого режима работы

В отличие от ранее разработанных методик расчета наддува [70,102], предложенная методика отличается:

1) учетом испарения и конденсации при использовании уравнения Герца-Кнудсена (44) при моделировании наддува бака О;

2) учетом смены режимов парообразования при общем тепловом воздействии аэродинамического потока и теплового потока от горячих газов продуктов разложения ПВ при моделировании спуска РБ;

3) комбинированием методик расчета (наддува бака О, формирования рабочего тела для работы сопел СОЗ на ПУТ, ликвидации жидких остатков топлива на ПУТ) на каждом режиме функционирования в одну методику расчета ПГС возвращаемого РБ, что позволяет получить ее основные параметры, такие как давление и температура газовой подушки при наддуве бака О, рабочие запасы газа наддува и ПВ, испаренная масса жидких остатков топлива, время осаждения жидких остатков топлива.

Для обоснования принятых допущений и ограничений в ММ, в том числе обоснования механизмов смены типов парообразования, верификации ММ необходимо проведение экспериментального исследования.

### **3.2. Экспериментальный стенд и программа экспериментов**

Целями экспериментального исследования являются [103]:

а) Определение динамики изменения температур и давления в экспериментальной емкости (ЭЁ) при наддуве газом гелием для проведения верификации ММ;

б) определение динамики смены типов парообразования модельной жидкости (жидкого азота) при наддуве газом гелием и внешнем нагреве стенки ЭЁ, соответствующего аэродинамическому потоку, действующему на пассивном участке траектории полета РБ.

Порядок проведения эксперимента включал следующую последовательность действий:

— заполнение ЭЁ жидким азотом (ЖА) через заливную горловину до заданного уровня жидкости (в данных экспериментах – (340–360) мм от нижнего отбора давления);

— закрытие заливной горловины крышкой с манометром-индикатором;

— закрытие клапана на патрубке;

— открытие вентиля наддува гелием;

— создание заданного избыточного давления (в данных экспериментах 0,2 МПа);

— включение источника постоянного тока на заданную мощность (в данных экспериментах мощность тепловыделения соответствовала плотности теплового потока на боковой стенке 5000 Вт/м<sup>2</sup>);

— при достижении в ёмкости заданной величины давления (в данных экспериментах 0,3–0,4 МПа) производится открытие клапана патрубка;

— при изменении величины тока через нагреватель боковой поверхности в пределах 10 % от первоначального значения (вследствие увеличения сопротивления из-за разогрева части боковой поверхности, не соприкасающейся с жидкостью) производится отключение источника тока;

— завершение эксперимента спустя три – пять минут после отключения источника тока.

ЭЁ представлена на рисунке 25 [1]. Стенд для проведения экспериментальных исследований (рисунок 1) состоит из цилиндрического рабочего объема из нержавеющей стали (1) и компьютерного комплекса сбора данных (2), оснащенного крейтом LTR (3) и прецизионным 24 бит аналого-цифровым преобразователем LTR114 (4). ЭЁ рабочего объема имеет наружный диаметр 219 мм, толщину стенки 3 мм, высоту 650 мм [103,104].

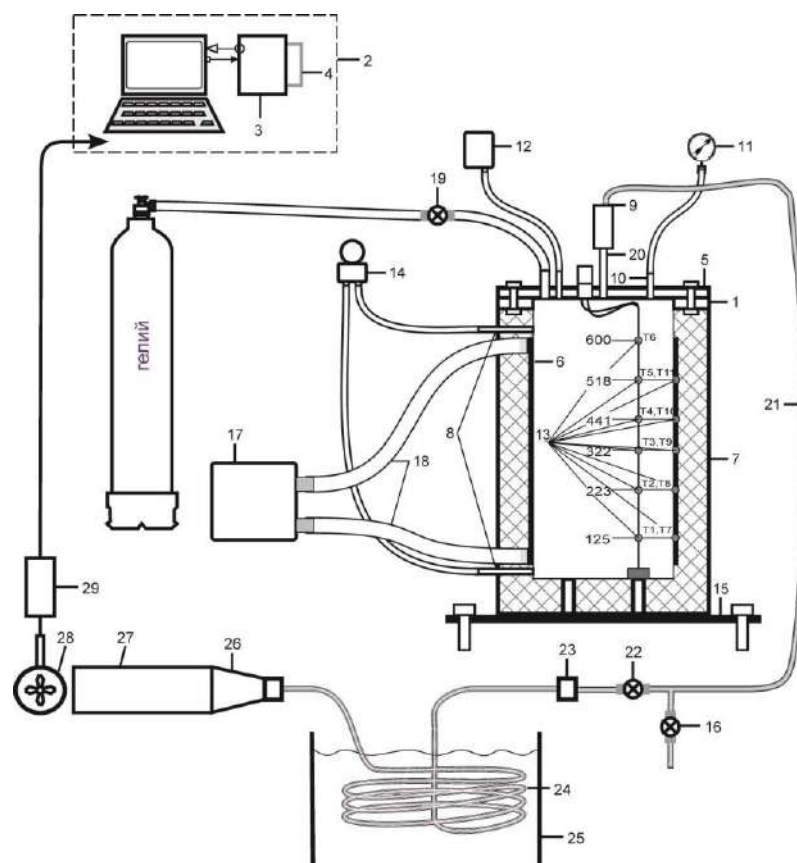


Рисунок 25 – Схема стенда для проведения экспериментальных исследований: 1 – емкость, 2 – компьютерный комплекс, 3 – крейт LTR, 4 – преобразователь LTR114, 5 – верхний фланец, 6 – нагревательный элемент, 7 – теплоизоляция, 8 – отборы давления, 9 – предохранительная муфта, 10 – заливная горловина, 11 – манометр, 12 – датчик абсолютного давления, 13 – датчики температуры, 14 - дифференциальный датчик давления, 15 – станина, 16 – сбросной клапан, 17 – источник питания, 18 – медные шины, 19 – линия наддува гелия, 20 – патрубок, 21 – шланг, 22 – рабочий клапан, 23 – сменное сопло, 24 – спиральный теплообменник, 25 – емкость с водой, 26 – раструб, 27 – участок гидродинамической стабилизации, 28 – крыльчатка анемометра, 29 – анемометр

Для измерения распределения температуры по высоте ЭЁ установлены 6 датчиков температуры внутри ЭЁ и 5 датчиков температуры на внешней стороне боковой стенки ЭЁ. Датчики внутри ЭЁ установлены на штанге, расположенной вертикально вблизи осевой линии цилиндрического ЭЁ. Датчики внутри ЭЁ и на боковой стенке ЭЁ установлены попарно на одном и том же расстоянии от дна ЭЁ. Датчики T1 и T7 установлены, соответственно, внутри ЭЁ и на стенке ЭЁ на

расстоянии 125 мм от дна ЭЁ. Датчики Т2 и Т8 на расстоянии 223 мм, датчики Т3 и Т9 на расстоянии 322 мм, датчики Т4 и Т10 на расстоянии 441 мм, датчики Т5 и Т11 на расстоянии 518 мм, датчик Т6 установлен внутри ЭЁ на расстоянии 600 мм, т.е. в непосредственной близости от верхнего фланца [103,104].

Датчики характеризуются повышенной линейностью характеристики преобразования во всем диапазоне измеряемых температур, высокой точностью и малыми габаритными размерами. Поскольку в сертификате о калибровке указан диапазон температур от (– 50 до +50) °С, то данные термометры были проверены в диапазоне до температур жидкого азота непосредственно в СЁ [103,104].

Заполненная наполовину СЁ закрывалась, и за счет внешних теплопритоков поднималось давление до 0,4 МПа. Затем делался частичный сброс давления и выдерживалось время в течение 10 с. По данным [105] рассчитывалась температура насыщения азота и по этой температуре тарировался термометр. Данные тарировки приведены в таблице 3. Кроме данных тарировки в таблице 3, включена точка, соответствующая –50 °С, взятая из сертификата о калибровке [103,104].

Таблица 3. Данные тарировки термометров

Давление, Па	99525	140561	199423	260324	323617,8
Температура насыщения, К	77,22	80,29	83,69	86,43	88,74
Сопротивление термометра, Ом	19,77	21,06	22,56	23,79	24,86

По данным таблицы 3, сделана аппроксимация полиномом второй степени, который использовался в экспериментах для определения температуры по показаниям тонкопленочных платиновых термометров.

$$T(R) = 0,0027R^2 + 2,142R + 33,913 \quad (45)$$

Температура измерялась миниатюрными тонкопленочными платиновыми резисторами NEL-700 номинального сопротивления 100 Ом. Измерительный ток

400 мкА обеспечивался прецизионным генератором тока на базе микросхемы REF200. Падение напряжения на датчике измерялось по четырехпроводной схеме прецизионным АЦП LTR114 [103,104].

Для измерения температуры ЖА и пара внутри ёмкости изготовлена штанга с тремя тонкопленочными платиновыми термометрами, которые могут устанавливаться на различных расстояниях от дна ёмкости.

На боковой поверхности сосуда смонтированы два последовательно соединенных нагревательных элемента. Нагревательный элемент разработан змеевидной формы для предотвращения формирования магнитных полей от протекающего через нагревательный элемент тока.

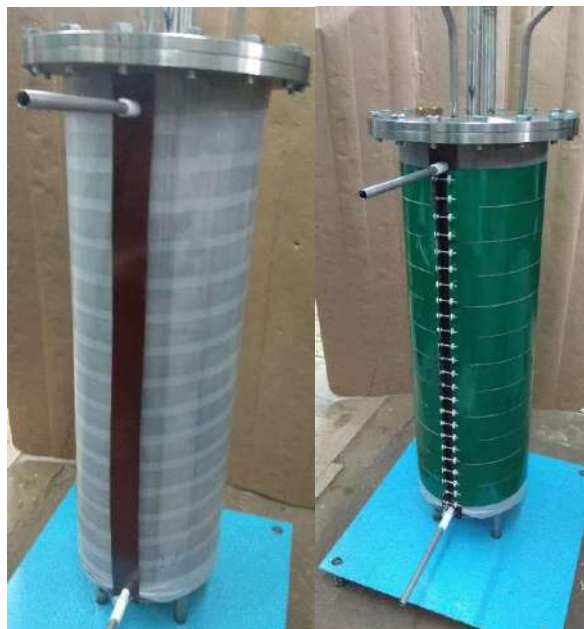
Между соседними проводящими элементами расстояние составляло 2 мм, что меньше толщины стенки сосуда. Форма нагревателя изготовлена на станке лазерной резки из нержавеющей стали толщиной 0.45 мм, погрешность реза составляет  $\pm 0.1$  мм. На обе стороны нагревательного элемента нанесено защитное электроизоляционное покрытие.

Механическая прочность покрытия при низких температурах была испытана многократными ударными термическими нагрузками путем быстрого погружения образца металла с покрытием в жидкий азот и отогрева до комнатной температуры. Исходя из технологических требований нанесения защитного электроизоляционного покрытия нагреватель выполнен из 2-х идентичных частей. В качестве диэлектрического покрытия использовалась защитная паяльная маска (эпоксидная смола с композитами), выдерживающая напряжение на пробой до 1000 В. Толщина покрытия составляет 45 мкм с каждой стороны. Итоговая толщина нагревательного элемента с покрытием составила 0,55 мм (рисунок 26) [103,104].



Рисунок 26 – Нагревательный элемент с защитным покрытием

Для исключения короткого замыкания на корпус сосуда в результате нештатных ситуаций (разрушение покрытия) проведена дополнительная электроизоляция корпуса сосуда с помощью фторопластовой ленты толщиной 40 мкм. Также в районе места стяжки нагревательного элемента проложена полоса из текстолита толщиной 0.5 мм (рисунок 27а). На рисунке 27б) представлены закрепленные на корпусе сосуда две части нагревательного элемента. Включение частей нагревательного элемента в цепь последовательное [103,104].



а)

б)

Рисунок 27 – Корпус сосуда: (а) - дополнительная электроизоляция сосуда фторопластовой лентой; (б) – нагревательный элемент, закрепленный на корпусе сосуда



Для соединения нагревательного элемента с управляемым источником постоянного тока ГОРН изготовлены гибкие медные шины. Шины изготовлены из медной фольги толщиной 0.5 мм и шириной 40 мм. Каждая шина состоит из 8 листов фольги и изолирована ПВХ лентой (рисунок 28) [103,104].



Рисунок 28 – Гибкие медные шины с теплоизоляцией

Для измерения температуры жидкости и пара внутри сосуда изготовлена штанга с тремя тонкопленочными платиновыми термометрами, которые могут устанавливаться на различных расстояниях от дна сосуда (рисунок 29).



Рисунок 29 – Штанга с термометрами для измерения температуры газа и жидкости внутри СЁ

На рисунке 30 представлен экспериментальный стенд в собранном виде [103].

Согласно [100] подобными являются процессы одной физической природы, имеющие подобные условия однозначности (геометрическое подобие, подобие начальных и граничных условий, равенство критериев подобия) и численно одинаковые одноименные определяющие критерии [103,104].



Рисунок 30 – Экспериментальный стенд в собранном виде

Параметры ЭЁ определяются из равенства критериев подобия системы бака окислителя РН и ЭЁ [103,106]:

$$Nu_{PH} \sim Nu_{ЭЁ}, \quad Pr_{PH} \sim Pr_{эс}, \quad \frac{L_{PH}}{D_{PH}} \sim \frac{L_{ЭЁ}}{D_{ЭЁ}} \quad (46)$$

где индекс «РН» — бак окислителя РН,

$D$  — диаметр ёмкости,

$L$  — длина цилиндрической части ёмкости,

$Nu, Pr$  — числа Нуссельта, Прандтля, соответственно.

Таблица 4. Сравнение критериев подобия системы бака окислителя РН и ЭЁ

$Nu_{PH} \div Nu_{ЭЁ}$	$Pr_{PH} \div Pr_{эс}$	$\frac{L_{PH}}{D_{PH}} \div \frac{L_{ЭЁ}}{D_{ЭЁ}}$
198,5 ÷ 202,5	0,75 ÷ 0,75	2,76 ÷ 2,9

Как следует из приведённых в таблице 4 результатов оценок критериев подобия Нуссельта, Прандтля, геометрического критерия для реальной ступени ракеты и экспериментальной установки близки [103].

### 3.3. Верификация математической модели в сравнении с результатами экспериментальных исследований

Для сравнения с ММ на ЭЁ (рисунок 25) проведен эксперимент наддува газом гелием.

В таблице 5 представлены величины измеряемых параметров в процессе экспериментального исследования наддува газом гелием емкости с жидким азотом, которые используются в ММ.

Таблица 5. Значения измеряемых параметров на начало и конец эксперимента

	Начало эксп. t = 0 с.	Конец эксп. t = 11 с.
Давление в емкости, МПа	0.101	0.351
Высота столба жидкости, мм	232	228
Температура жидкости (датчик Т1 на высоте 125 мм), К	78.1	78
Температура газа (датчик Т4 на высоте 441 мм), К	122.7	181.5
Температура газа (датчик Т5 на высоте 518 мм), К	147.6	183.9
Температура газа (датчик Т6 на высоте 600 мм), К	178.4	181.3
Температура стенки у жидкости (датчик Т7 на высоте 125 мм), К	79.6	79.6
Температура стенки у газа (датчик Т9 на высоте 322 мм), К	107.8	108.9

На рисунках 31, 32 приведены результаты сравнения результатов эксперимента и результатов моделирования на основе ММ.

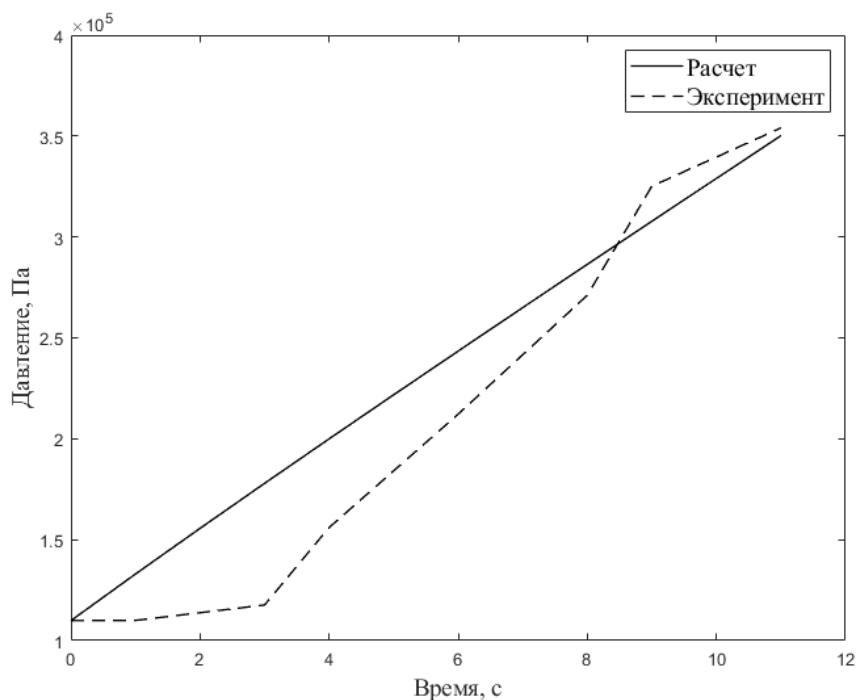


Рисунок 31– Изменение давления в емкости при наддуве газом гелием

Как следует из рисунка 31, к концу наддува емкости газом гелием различие результатов эксперимента и расчета по ММ составляет 1.1%.

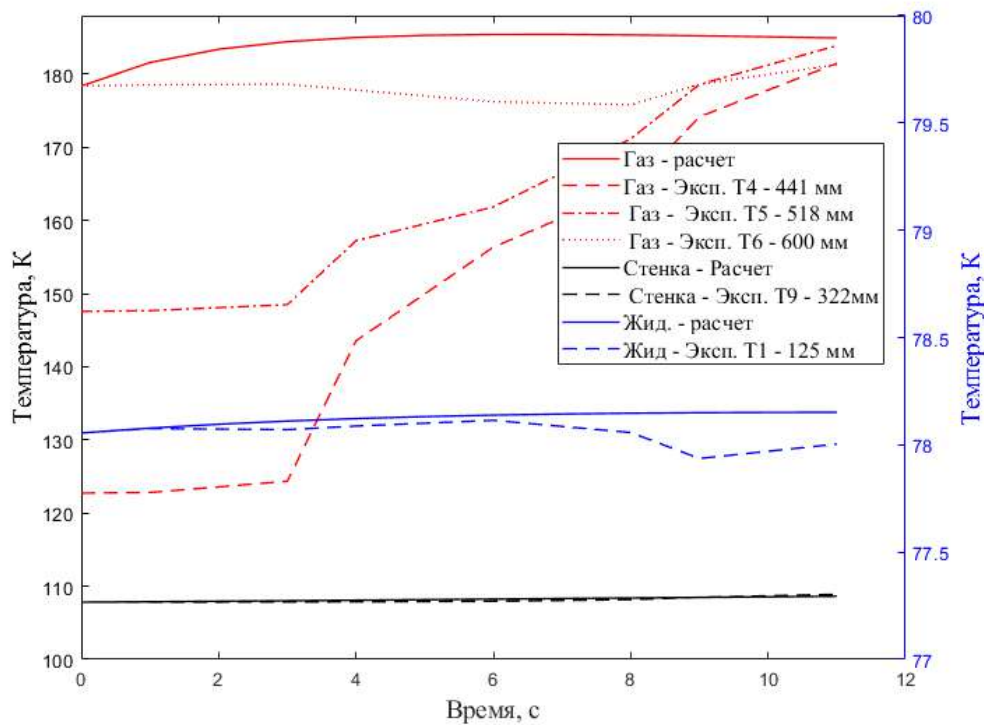


Рисунок 32 – Изменения температур в емкости при наддуве газом гелием

Как следует из рисунка 32, на конец процесса наддува различие экспериментальных и расчетных значений температуры жидкости составляет 0.1%, значений температуры стенки составляет менее 0.24%. Различие экспериментальных и расчетных значений температур составляет до 2%. До начала наддува в емкости присутствует температурное расслоение, что показывают датчики температур Т4, Т5, Т6, которые расположены на высотах 441, 518, 600 мм, соответственно. К концу наддува значения датчиков температур Т4, Т5, Т6 приближаются к одному значению.

Также проведена верификация ММ в сравнении с известными экспериментальными результатами из [107].

В [107] исследовалась возможность получения устойчивого и управляемого горения внутри газогенератора за счет подачи газообразного окислителя с постоянным или регулируемым давлением от внешнего источника. Газогенератор, разработанный для проведения экспериментов, был выполнен в виде вертикального цилиндра с внутренним диаметром 26 мм и длиной 60 мм. Верхняя часть цилиндра была заглушена резьбовой пробкой, по центру которой установлена свеча зажигания. Через дно газогенератора проходит трубка диаметром 4 мм для подачи окислителя. Общая схема из [107] газогенератора приведена на рисунке 33.

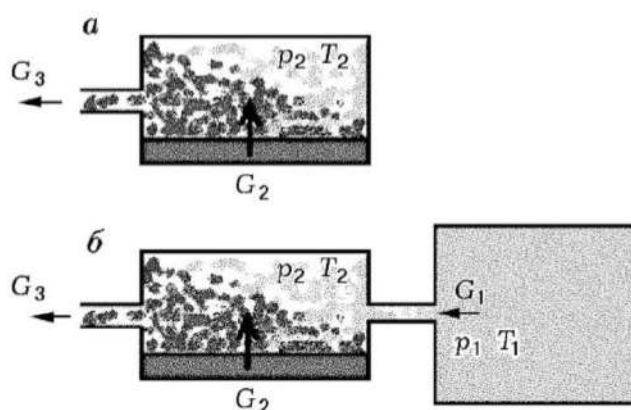


Рисунок 33 Общая схема газогенератора (а) и схема газогенератора с регулируемой подачей газообразного окислителя (б) [107]

Проведено сравнение 2 экспериментов из [107], один эксперимент с подачей воздуха без горения, второй – с горением. Результаты расчетов ММ в сравнении с результатами экспериментов из [107] приведены на рис.( 34 – 37).

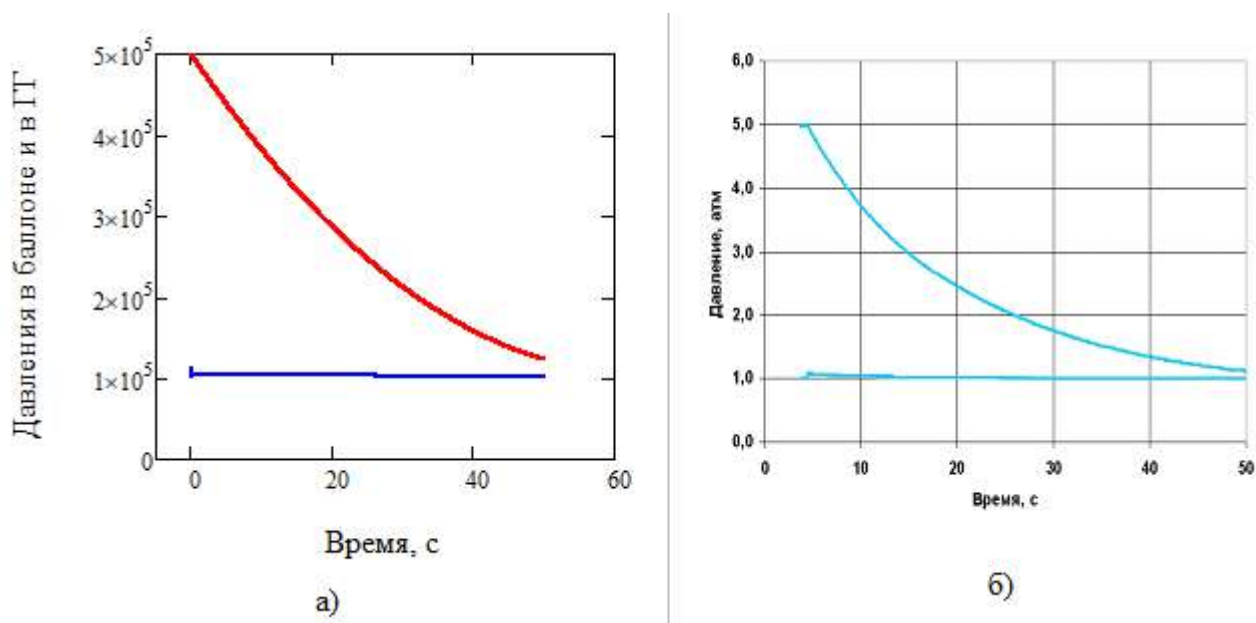


Рисунок 34 Сравнение полученных графиков зависимостей давления в газогенераторе и в баллоне с окислителем от времени в опыте без горения, а) полученные результаты моделирования, б) результаты эксперимента [14]

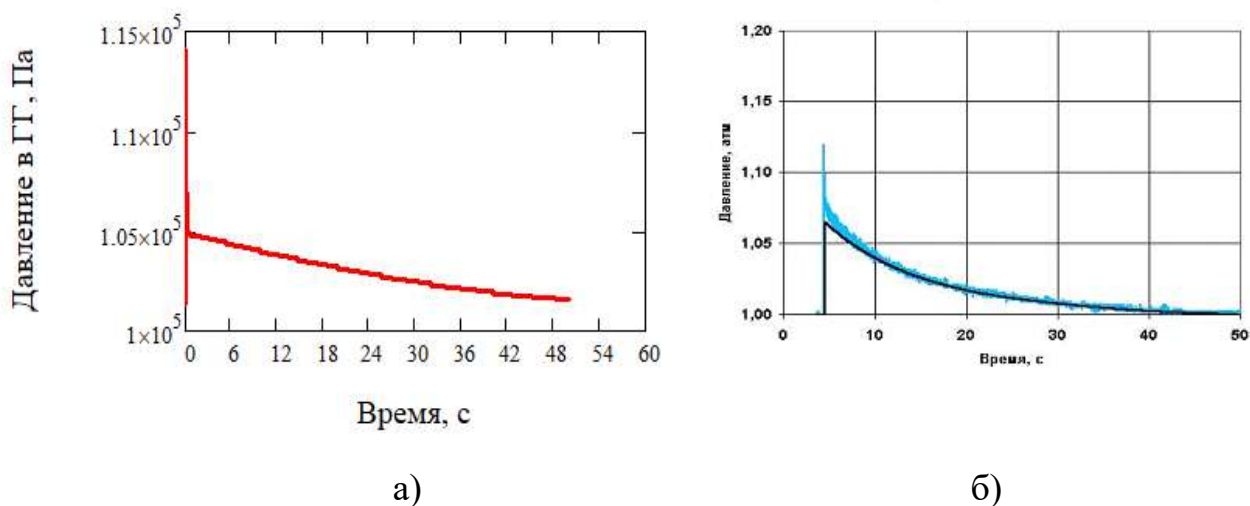
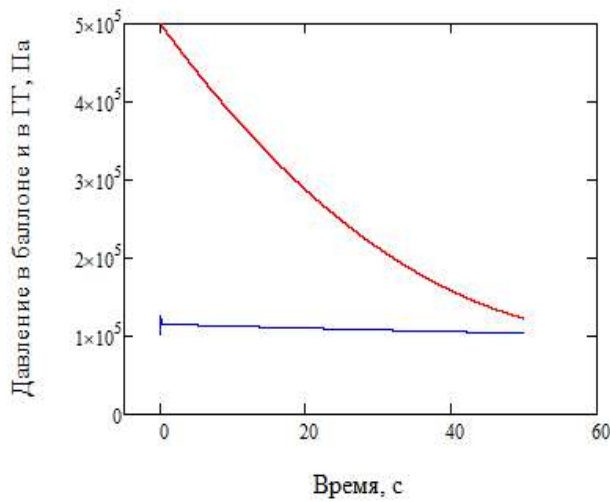
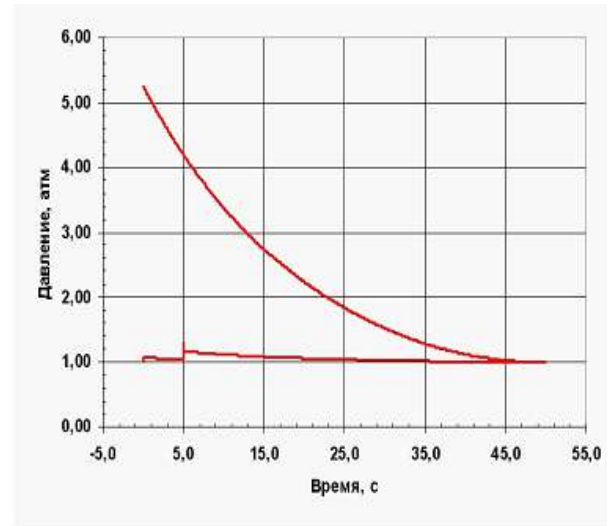


Рисунок 35 Сравнение полученных графиков зависимостей давления в газогенераторе от времени в опыте без горения: а) полученные результаты моделирования, б) результаты эксперимента [14]

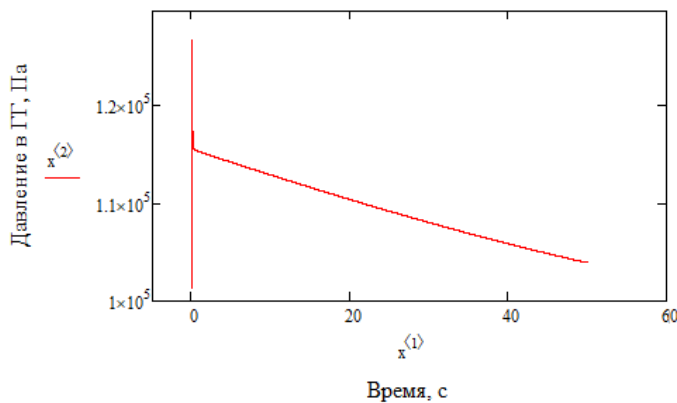


а)

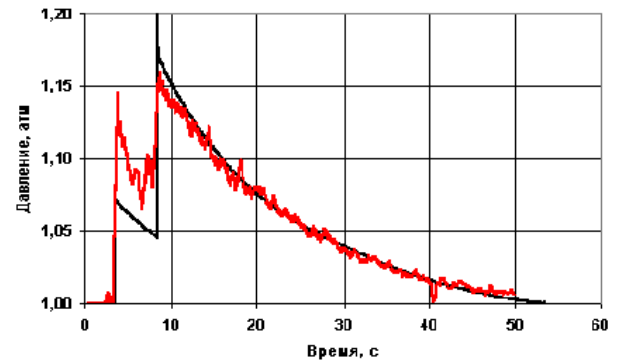


б)

Рисунок 36 Сравнение полученных графиков зависимостей давления в газогенераторе и в баллоне с окислителем от времени в опыте с горением: а) полученные результаты моделирования, б) результаты эксперимента [14]



а)



б)

Рисунок 37 – Сравнение полученных графиков зависимостей давления в газогенераторе от времени в опыте с горением: а) полученные результаты моделирования, б) результаты эксперимента [14].

Как следует из рисунков 34 – 37, различие полученных результатов ММ и результатов экспериментов из [14] по изменению давления составляет до 10%.

### 3.4. Определение динамики смены типов парообразования модельной жидкости при наддуве газом гелием и внешнем нагреве стенки экспериментальной ёмкости

Согласно программе экспериментов, в таблице 6 приведены значения измеряемых параметров давления и температур на каждом временном отрезке эксперимента, а именно на начало эксперимента, начало и конец наддува газом гелием, начало и конец нагрева стенки ЭЁ и открытие дренажного отверстия.

Таблица 6. Значения измеряемых параметров давления и температур на каждом временном отрезке эксперимента

	Начало эсп.	Начало наддува	Конец наддува	Вкл. нагрева	Откр. клапана	Откл. нагрева
Время, с	0	35	48	51	308	366
Давление, МПа	0.1010	0,22	0.2993	0,29	0.5113	0,28
Температура (положение термопары на рисунке 25)						
T1 (125 мм), К	77.4	77,6	77.8	77.8	90.0	87.3
T2 (223 мм), К	77.8	166,1	105.5	131	94.3	87.4
T3 (322 мм), К	126.8	187	207.8	218	212.0	131.3
T4 (441 мм), К	205.7	230	246.7	246.1	291.7	199.1
T5 (518 мм), К	249.1	250	263.6	262.6	331.1	238.5
T6 (600 мм), К	272.7	264	272.1	268.1	334.8	273.9
T7 (125 мм), К	79.4	79,4	80.3	79.5	114.1	112
T8 (223 мм), К	80.8	82,1	94.9	93.4	119.6	117.6
T9 (322 мм), К	177.5	176,7	178.6	177.7	264.0	270.7
T10 (441 мм), К	249.4	248,3	249.5	248.2	344.0	349.4
T11 (518 мм), К	298.7	297,2	297.4	296.3	383.9	397.2

Для получения динамики смены типа парообразования в процессе тепло- и массообмена в ЭЁ при вводе гелия и нагреве стенок ЭЁ строится зависимость коэффициента теплоотдачи от температурного напора, согласно рисунку 20 [100].



На рисунке 18 показана зависимость коэффициента теплоотдачи от температурного напора от начала процесса наддува бака газом гелием (35 с) до открытия клапана. Внешний нагрев подключается на 51 секунде после закрытия клапана подачи гелия на 48 секунде.

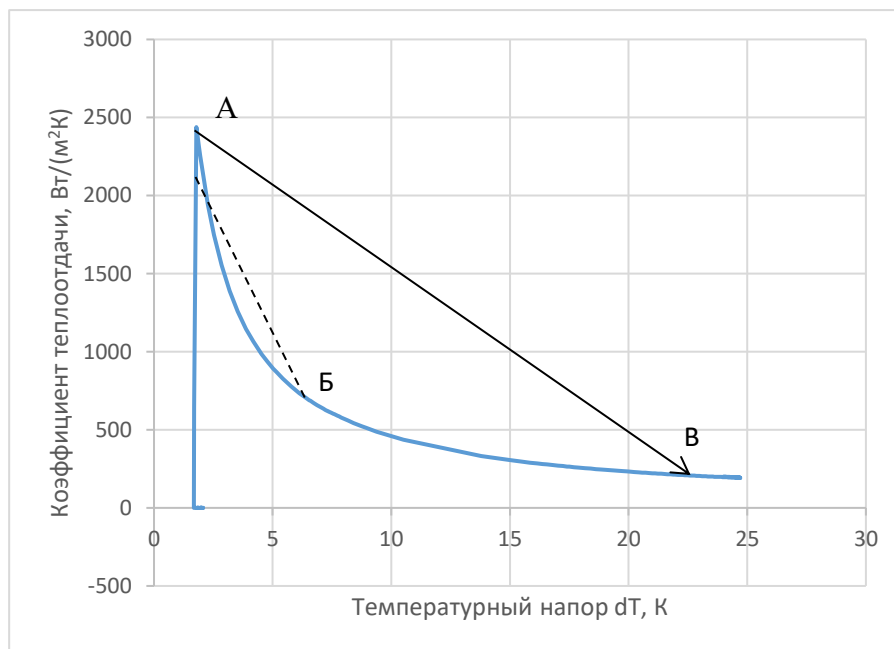


Рисунок 38 – Зависимость коэффициента теплоотдачи от температурного напора в точках измерения температур на высоте 125 мм ( $T_7 - T_1$ ), линия АБ соответствует переходному режиму, АВ – переход от пузырькового к пленочному парообразованию

Как следует из рисунка 18, коэффициент теплоотдачи стремительно возрастает, максимальное значение равное  $2438 \text{ Вт}/(\text{м}^2\text{К})$  соответствует 51 секунде в момент начала нагрева. В процессе наддува газом гелием комнатной температуры (300 К) ЖА был в состоянии пузырькового кипения. С подключением дополнительного источника энергии – внешнего нагрева стенки с плотностью теплового потока  $5000 \text{ Вт}/\text{м}^2$ , теплообмен между жидкостью и стенкой увеличился, что привело к переходу к пленочному кипению, соответственно и уменьшению коэффициента теплоотдачи, так как между стенкой и жидкостью образовался паровой слой.

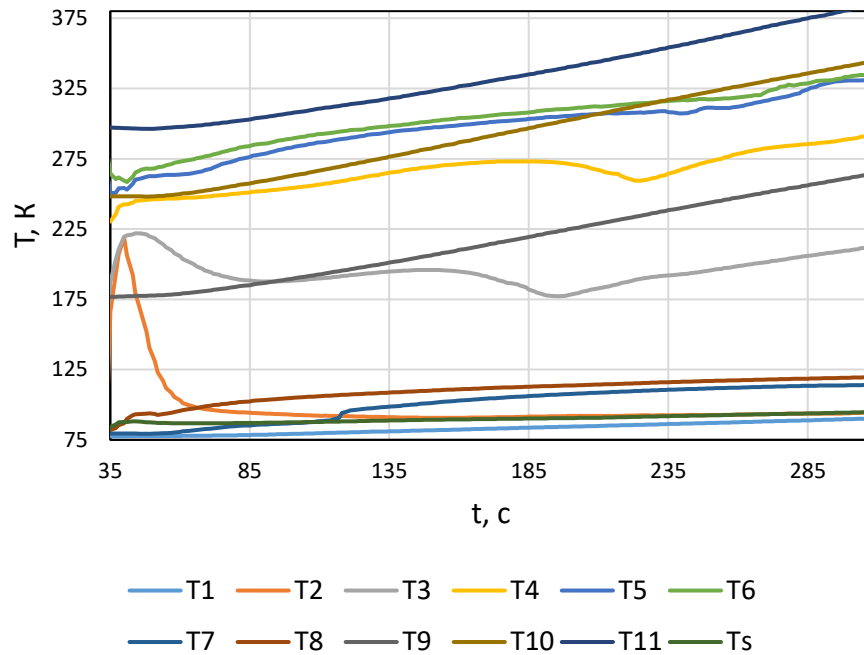


Рисунок 39 – Графики изменения во времени температуры внутри (Т1 – Т6) ЭЁ и на внешней стороне стенки ЭЁ (Т7 – Т11). Температура насыщения Ts, рассчитанная по величине давления в ЭЁ

Как следует из рисунка 39, внутри ЭЁ термометры Т3 – Т6 показывают температуру существенно более высокую, чем температура жидкости. Данные термометры установлены на высоте 322, 441, 518 и 600 мм от дна сосуда, соответственно. Таким образом, данные термометры в этом эксперименте регистрируют распределение температуры газа по высоте. Термометр Т2 находится на границе раздела фаз и в момент наддува гелия, который имеет комнатную температуру его показания возросли до 220 К. Температура стенки сосуда (Т7 – Т11) измеряется на высотах 125, 223, 322, 441 и 518 мм, т.е. напротив термометров Т1 – Т5, соответственно. Температура стенки выше температуры газа на соответствующем уровне, за исключением момента наддува гелием. При наддуве гелием происходит мощное перемешивание газа и выравниваются температуры по высоте. Верхние термометры снижают показания, нижние повышают.

В ММ необходимо учитывать динамику изменения парообразования жидкости в процессе полета ступени РН. При достижении плотных слоев

атмосферы на пассивном участке траектории, начиная с высот, равных 80 км, внешний аэродинамический нагрев стенки бака может существенно повлиять на процесс тепло и массообмена в топливном баке при работе ПГС.

### 3.5. Выводы по главе 3

1. 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.

2. Разработаны экспериментальный стенд и программа проведения экспериментов для проведения верификации разработанной математической модели, а также определения динамики смены режимов парообразования модельной жидкости (жидкого азота) при наддуве газом гелием и внешнем нагреве стенки ЭЁ, соответствующего аэродинамическому потоку, действующему на пассивном участке траектории полета ступени РН.

3. Как следует из результатов сравнения полученных, на конец процесса наддува различие экспериментальных и расчетных значений давления составляет 1.1%, температуры модельной жидкости составляет 0.1%, температуры стенки менее 0.24%, температуры газа в ЭЁ до 2%. До начала наддува в емкости присутствует температурное расслоение, что показывают датчики температур Т4, Т5, Т6, которые расположены на высотах 441, 518, 600 мм, соответственно. К концу наддува значения датчиков температур Т4, Т5, Т6 приближаются к одному значению. Также проведена верификация ММ в сравнении с известными экспериментальными результатами из [107], по результатам которого различие полученных значений давления составляет до 10%.

4. По результатам эксперимента процесса наддува ЭЭ газом гелием и нагреве стенки ЭЭ, при включении нагрева наблюдается переход от пузырькового кипения ЖА к пленочному кипению, что необходимо учитывать в ММ при моделировании работы ПГС в режиме работы по снижению техногенного воздействия на окружающую среду.

## Глава 4. Анализ использования пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока

### 4.1. Использование пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока на активном участке траектории полета

Функционирование ПГС возвращаемого РБ на АУТ, влияние ввода газовой смеси из гелия и кислорода, а также массовые затраты газа на наддув сравниваются с традиционной СН топливных баков РБ. Схема традиционной СН топливных баков и автономной СОЗ на холодном азоте с которой проводится сравнение приведена на рисунке 40.

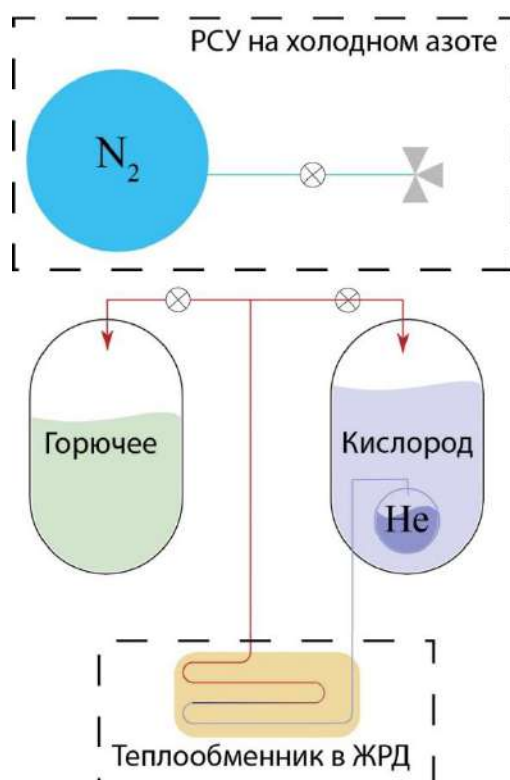


Рисунок 40 – Схема традиционной СН и автономной СОЗ на холодном азоте

В традиционной схеме (рисунок 41) гелий хранится в баллонах, которые расположены в баке О. Холодный гелий подается в теплообменник, который расположен у маршевого двигателя и нагревается от генераторного газа турбонасосного агрегата. Далее нагретый гелий (300 К на входе в топливные баки) подается в верхние днища баков О и Г для их наддува. На пассивном участке

траектории, холодный газ азот из баллонов высокого давления подается на газореактивные сопла для совершения маневров РБ.

Начальные условия для моделирования по формулам (4) – (23) для двух сравниваемых случаев представлены в таблице 6 и соответствуют АУТ первой ступени РН типа «Falcon 9».

Для обоих сравниваемых случаев используется одна ММ, за исключением следующего: в традиционной системе наддува в формуле (4) массовый расход продуктов разложения ПВ равен 0, температура гелия постоянна и равна 300 К. В ПГС массовые расходы гелия и ПВ выбираются по условию получения температуры газовой смеси, равной 300 К согласно формуле (13).

Принятые допущения физико-математического моделирования [80]:

– теплоемкость газа при постоянном давлении и теплоемкость газа при постоянной температуре не изменяются, соответственно, коэффициент адиабаты является константой;

– жидкость при работе ЖРД прижата к нижнему днищу, плоскость зеркала жидкости перпендикулярная продольной оси РН;

– расход жидкого кислорода постоянен.

– начальная температура стенки  $T_{w0}$  равна начальной температуре жидкого кислорода  $T_{l0}$ , которая равна температуре насыщения жидкого кислорода при давлении  $P_0$  (таблица 7);

– начальный объем газовой подушки равен 1% от объема бака О;

– лучистый тепловой поток от газа к жидкости и стенке незначителен в сравнении с конвективным тепловым потоком, поэтому не учитывается;

– вода после сепаратора полностью отделяется от смеси и бак надувают смесью из гелия и кислорода.

Таблица 7 Начальные условия для ММ

Давление газа в баке О	$P_0 = 3 \cdot 10^5 \text{ Па}$
Плотность газа в баке О	$\rho_0 = 0.85 \text{ кг/м}^3$
Температура стенки бака О	$T_{w0} = 103.2 \text{ К}$
Температура газа в баке О	$T_{g0} = 133 \text{ К}$
Температура жидкости в баке О	$T_{l0} = 103.2 \text{ К}$
Масса О	$m_l = 73000 \text{ кг}$
Расход жидкого кислорода	$\dot{m}_{lox} = 500 \text{ кг/с}$
Объем бака О	$V_{бак} = 75 \text{ м}^3$

На рисунках 42, 43 приведены графики изменения давления, температур газовой подушки в баке О, жидкого кислорода и стенки бака О на АУТ полета РБ первой ступени РН при функционировании ПГС в сравнении с традиционной СН топливных баков РБ.

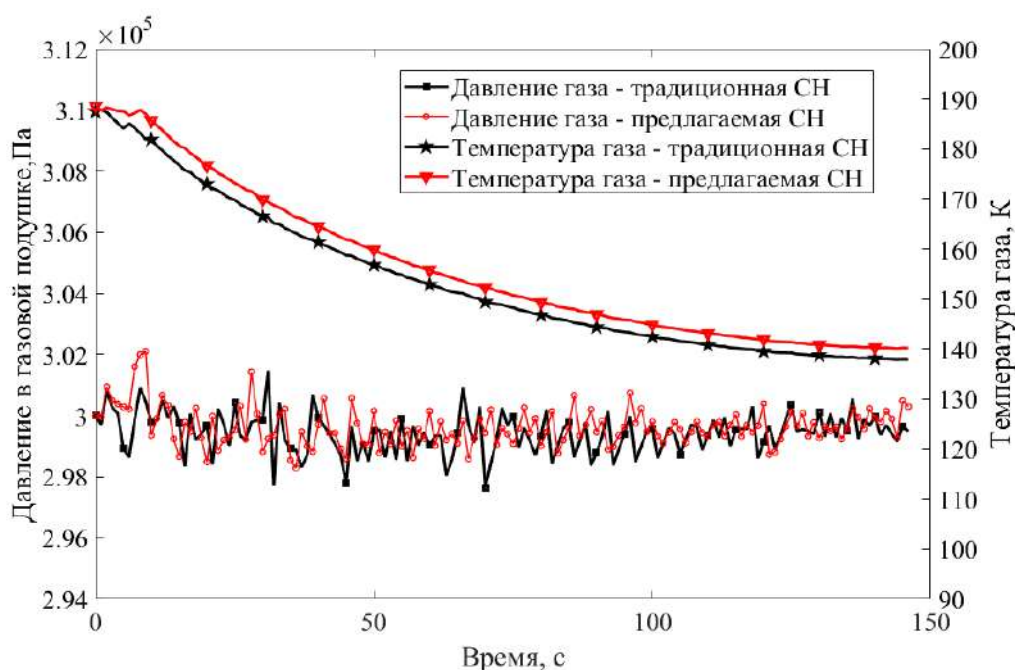


Рисунок 42 – Графики изменения давления и температуры газовой подушки в баке О при функционировании традиционной СН и предлагаемой СН в составе ПГС возвращаемого РБ

Колебательный характер изменения давления в баке О в диапазоне от  $3,018 \cdot 10^5$  до  $2,978 \cdot 10^5$  Па связан с открытием 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.

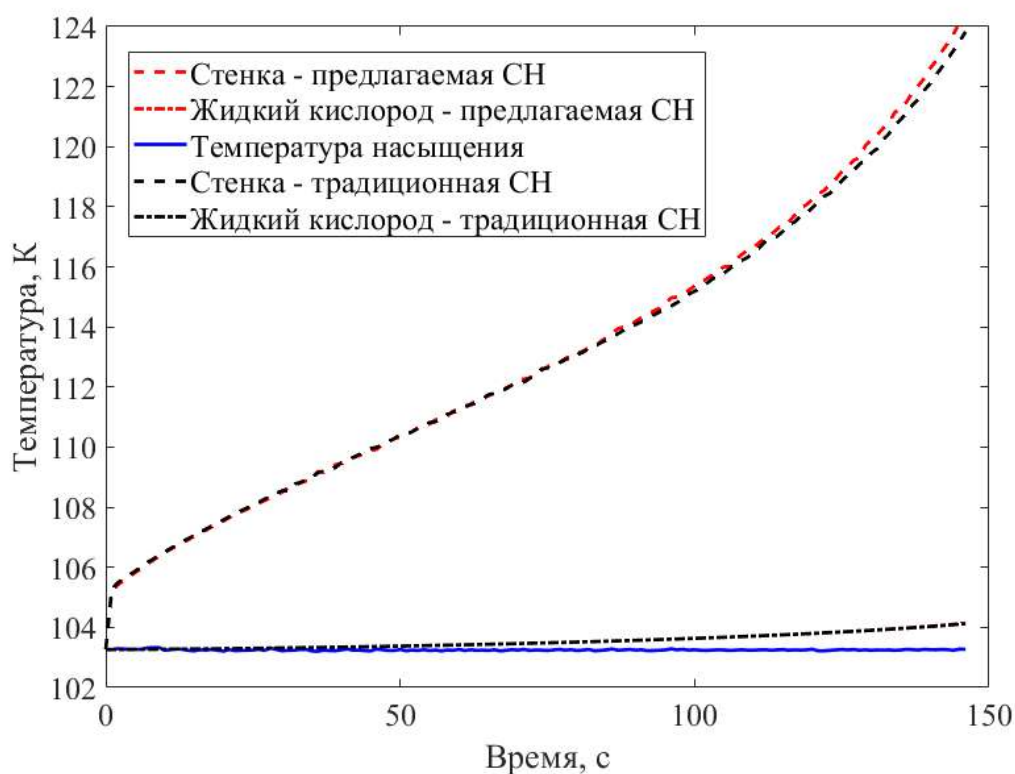


Рисунок 43 – Графики температур жидкого кислорода и стенки бака О на АУТ полета РБ предлагаемой СН в составе ПГС и традиционной СН

При наддуве осушенной смесью из гелия и кислорода (предлагаемая СН) температура газа выше в среднем на 4 К (2% от температуры при наддуве чистым гелием) из-за меньшего значения газовой постоянной смеси. 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. Для предлагаемой СН массовые расход ПВ  $\dot{m}_{hp}$  составляет 0.335 кг/с, массовый расход гелия  $\dot{m}_{he}$  – 0.454 кг/с, для традиционной СН расход газа гелия составляет 0.52 кг/с. В обоих сравниваемых случаях испарилось не более 3.5 кг жидкого кислорода за весь интервал времени наддува бака О.



В таблице 8 представлены результаты сравнения использования традиционной СН только гелием и наддува газовой смесью при использовании предлагаемой СН в составе ПГС.

Таблица 8. Сравнительный анализ предлагаемой СН и традиционной СН [56]

№	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

Для хранения и выдачи ПВ рассматриваются однокомпонентные алюминиевые баллоны с диафрагмой массой 5.2 кг и объемом 0.3 м<sup>3</sup> производства АО «НИИмаш».

Для хранения гелия и азота рассматриваются композитные баллоны высокого давления массой 11.7 кг с объемом внутренней полости 0.081 м<sup>3</sup> и рабочим давлением 33.1 МПа. Как следует из таблицы 8, выигрыш по массе составляет более 44 кг. Это с учетом дополнительных затрат гелия (36 кг гелия и дополнительных 2 баллонов) в первые 20 секунд, пока теплообменник не вышел на рабочую температуру.

Надув осушенной смесью из гелия и кислорода не оказывает влияния на параметры давления и температуры газа в баке О, и при этом позволяет сократить массовый расход газа гелия на 51 кг, который достигается за счет: а) внесения изменений в конструкции ступени РН, а именно переносом теплообменников в верхнюю часть топливного отсека и их предварительного нагрева за счет работы ПГС, б) наддува осушенной смесью гелия и кислорода, что сокращает массовый расход гелия.

Сэкономленные 51 кг гелия далее используются для работы сопел CO<sub>2</sub> на ПУТ полета РБ.

#### 4.2. Использование пневмогидравлической системы возвращаемого ракетного блока на пассивном участке траектории полета

После отделения РБ от первой ступени РН, ПГС переходит в режим подготовки рабочего тела для газореактивных сопел CO<sub>2</sub> и выполняет следующий перечень задач: 1) разворот возвращаемого РБ, 2) ориентация и стабилизация возвращаемого РБ, 3) обеспечение условий повторного запуска ЖРД [58].

Циклограмма работы ПГС на данном режиме приведена на рисунке 44.

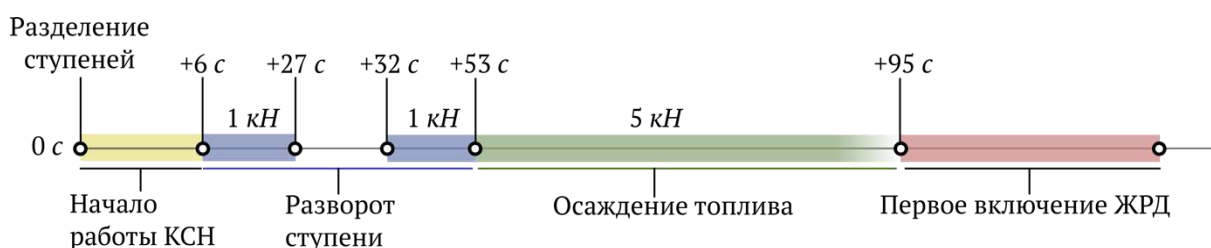


Рисунок 44 – Циклограмма работы ПГС возвращаемого РБ на ПУТ на примере РН типа «Falcon 9»

Традиционная автономная CO<sub>2</sub> многоразовой РН (рисунок 40), например, эксплуатируемой американской РН «Falcon 9» имеет в своём составе ёмкости для хранения холодного газа азота, исполнительные органы в виде сопел с двумя уровнями тяг: для системы ориентации и стабилизации, а также для создания продольной перегрузки для обеспечения условий запуска ЖРД. Система управления CO<sub>2</sub> объединена с системой управления ступени РН [56].

Были приняты следующие значения проектных параметров сравниваемых систем на ПУТ для проведения сравнения: суммарная тяга сопел ориентации и стабилизации - 1000 Н; время работы сопел ориентации (разгон и торможение) для разворота первой ступени - 19.4 с, для второй ступени - 10.4 с; суммарная тяга сопел для обеспечения усадки топлива - 5000 Н; 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. Полученный удельный импульс сопел СОЗ на холодном газе азота в пустоте совпадает с приведенными значениям удельного импульса в работе [109]. Удельный импульс сопел ПГС на смеси из гелия и продуктов разложения ПВ равен 1102 м/с при давлении 0.4 МПа и температуре смеси 700 К [56].

Масса одного композитного баллона высокого давления для хранения сжатых газов азота и гелия принята равной 11.7 кг, объем которого составляет 0.081 м<sup>3</sup>[110]. Масса 1 баллона для хранения ПВ в жидком состоянии при температуре 300 К составляет 5.2 кг [56].

В таблице 9 приведены результаты сравнительного анализа использования предлагаемой СОЗ и традиционной СОЗ на холодном азоте на участках разворота ступени и усадки топлива для первой и второй ступени РН.

Таблица 9 – Сравнительны массовый анализ традиционной СОЗ и предлагаемой СОЗ для ПУТ [56]

Параметр	СОЗ на азоте		Предлагаемая СОЗ	
	Первая ступень	Вторая ступень	Первая ступень	Вторая ступень
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

Из приведённых в таблице 9 результатов следует, что использование предлагаемой ПГС для РБ первой ступени РН имеет выигрыш по массе более 250 кг. Для РБ второй ступени РН выигрыш составляет 87 кг.

### 4.3. Оценка применения пневмогидравлической системы для снижения техногенного воздействия на окружающую среду

Для оценки применения ПГС рассматривается первый возможный сценарий возникновения АВД (рисунок 19), при котором АВД происходит на этапе работы РБ<sub>1</sub> РН. На момент АВД в баке О остается 40 тонн жидкого кислорода. Максимальное допустимое давление в баке О составляет 7 атм.

Формирование рабочего тела для сопел СОЗ для управления движением РН в заданный район падения рассматривается на атмосферном участке траектории в течении 50 секунд полета в зависимости от ускорения свободного падения, диаметра критического сечения выходного отверстия и давления в баке О. В качестве сопел ПГС рассматривается вариант использования отверстий сброса, т.е. без установки сопел. Из-за значительных размеров сопел СОЗ (диаметр среза сопла до 30 см, длина сопла до 45 см) могут быть проблемы с их компоновкой.

При достижении плотных слоев атмосферы при спуске РН, начиная с высот, равных 80 км, постоянное увеличение внешнего теплового потока приведет к переходу пузырькового кипения к пленочному. Общий тепловой поток, подводимый к жидкому кислороду от продуктов разложения ПВ и внешнего аэродинамического потока, становится больше первой критической плотности теплового потока. Поэтому рассматривается процесса парообразования жидкого кислорода в баке О при испарении с поверхности и пленочном кипении [96].

В таблице 10 представлены полученные значения параметров процесса теплообмена для трёх типов парообразования при различных ускорениях, действующих на топливный бак РБ: при гравитационном ускорении  $g_1$ , и при ускорении  $g_2$  от действия реактивных сил 8 отверстий сброса парогазовой смеси по 1000 кгс каждый, для РБ<sub>1</sub>, направленных вдоль его продольной оси. Предполагается, что в баках с горючим и окислителем РБ<sub>1</sub> происходит аналогичная работа системы испарения и происходит сброс ПГ с одинаковой силой тяги [96].

Таблица 11. Значения параметров процесса теплообмена для трёх типов испарения для  $g_1=9.81 \text{ м/с}^2$ ,  $g_2=0,25 \text{ м/с}^2$  [96]

	Испарение с поверхности		Пузырьковое кипение		Пленочное кипение	
	$g_1$	$g_2$	$g_1$	$g_2$	$g_1$	$g_2$
$\alpha$ , Вт/м <sup>2</sup> ·К	1009		$1015 \cdot 10^6$	$3.08 \cdot 10^5$	2261	197
Нуссельт	$1.171 \cdot 10^5$		249	474	10,7	5,8
Прандтль	0,75					
Релей	-		-		$2,3 \cdot 10^{-5}$	$1,4 \cdot 10^{-4}$
Фурье	-		$3,8 \cdot 10^4$	$1,5 \cdot 10^4$	-	
Пекле	-		$1,37 \cdot 10^{-4}$	$8,5 \cdot 10^{-4}$	-	
Галилей	-		-		217	34,7

Как следует из таблицы 11 [96]:

а) для испарения с поверхности коэффициент массоотдачи не зависит от поля тяготения, так как соответствующее число Нуссельта не зависит от величины поля тяготения [96];

б) величина ускорения, действующая на топливный бак РБ, приводит к существенному изменению коэффициента теплоотдачи для пузырькового и пленочного кипения, чисел Нуссельта, Релей и Галилея. Соответственно, аналогичное влияние будет и на коэффициент массоотдачи [96].

Исходя из полученных результатов, приведенных в таблице 9, наиболее интенсивное парообразование жидкости будет происходить при пузырьковом кипении, так как коэффициент теплоотдачи пузырькового кипения существенно больше (в  $10^3$ ), чем у пленочного кипения и испарения с поверхности (в  $10^3$ ). Для поддержания процесса парообразования при пузырьковом кипении необходимо обеспечить плотность, подводимого к жидкости теплового потока до величины  $q_{кр1}$  [96].

Пример 1: по формуле (30) определяется критическое значение плотности теплового потока, при котором происходит переход от пузырькового кипения к пленочному. Первая критическая плотность теплового потока  $q_{кр1}$  равна  $2.8 \cdot 10^6$  Вт/м<sup>2</sup> при  $g_2=0,25$  м/с<sup>2</sup>. В соответствии с рисунком 3, достигнув температуры насыщения, начинается процесс парообразования жидкости в соответствии с типом 2 (пузырьковое кипение) + до парообразования с поверхности жидкости за счёт подачи горячих продуктов разложения ПВ – теплоносителя (ТН) [96].

При достижении плотности теплового потока (ТН + аэродинамический тепловой поток) величины  $q_{кр1}$  (точка С на рисунке 3) будет происходить процесс пленочного кипения до достижения второй критической плотности  $q_{кр2}$  равной  $5.6 \cdot 10^5$  Вт/м<sup>2</sup> [96].

В таблице 12 приведены значения плотности теплового потока (на различных высотах, скоростях полета и углах атаки) и плотности теплового потока от ТН (при различных значениях массового расхода теплоносителя) [96].

Таблица 12. Составляющие плотности теплового потока при различных параметрах [96]

Высота, км	Плотность теплового аэродинамического потока, Вт/м <sup>2</sup>	Массовый расход ТН, кг/с	Плотность теплового потока от ТН, Вт/м <sup>2</sup>
10	$35 \cdot 10^3$	1	$4.2 \cdot 10^5$
20	$48 \cdot 10^3$	5	$2.1 \cdot 10^6$
30	$20 \cdot 10^3$	10	$4.2 \cdot 10^6$
40	$8 \cdot 10^3$	20	$8.5 \cdot 10^6$
50	$7 \cdot 10^3$	40	$1.7 \cdot 10^7$
60	$6 \cdot 10^3$	60	$2.5 \cdot 10^7$
70	$5 \cdot 10^3$	80	$3.4 \cdot 10^7$
80	$3 \cdot 10^3$	100	$4.2 \cdot 10^7$

Из приведённых результатов в таблице 12 следует, что с уменьшением высоты увеличивается тепловой поток на корпус РБ. Поэтому на более низких

высотах полета можно сэкономить на использовании ТН, соответственно, уменьшить запасы перекиси водорода на борту РБ [96].

На рисунке 45 приведены величины тяг из 4 отверстий СОЗ для бака О при диаметрах критического сечения равным 0,06 м, 0,12 м, 0,16 м [96].

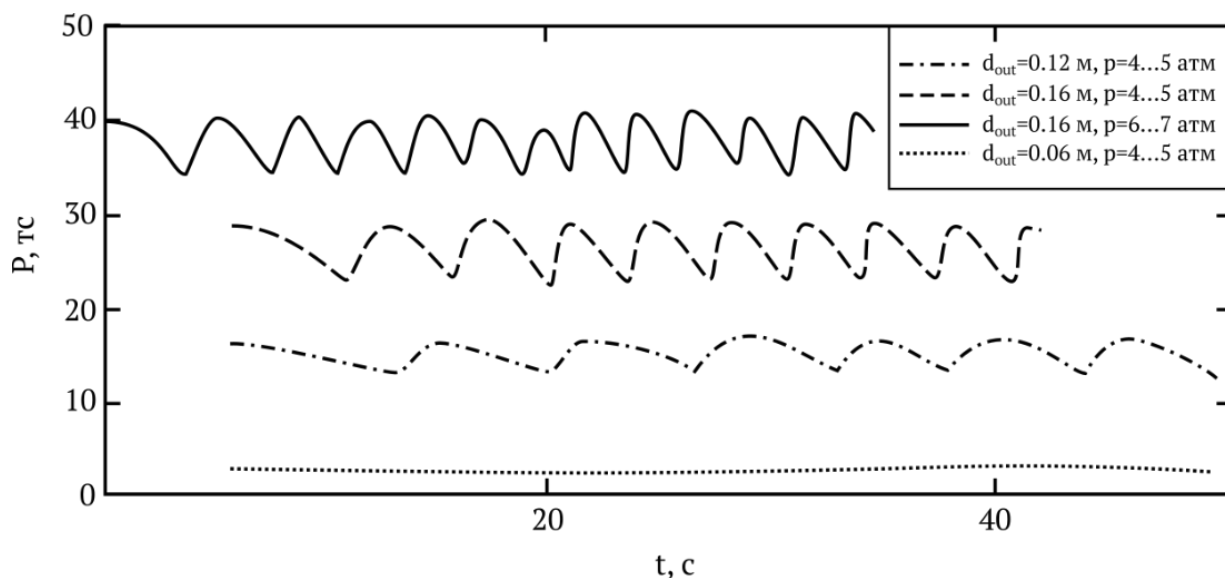


Рисунок 45– Величины тяг для различных значений критического диаметра отверстий СОЗ

Колебательный характер тяги обусловлен диапазоном регулирования (4-5 атм.) и неоптимальностью алгоритма подачи необходимого количества перекиси водорода в бак О [96].

В таблице 13 приведены результаты оценки работы СОЗ для управления движением РН в случае аварийного выключения ЖРД за счет подачи продуктов разложения ПВ в бак О для испарения жидкого кислорода с последующей подачей получаемой газовой смеси на сопла сброса [96].

Таблица 13. Результаты оценки работы ПГС в случае аварийного выключения ЖРД

Параметр	Диаметр выходного отверстия, 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, $m/c^2$	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	

Приведенные результаты демонстрируют существенное влияние ускорения на процесс испарения (ускорения силы тяжести или изменяющегося ускорения при движении ступени РН). Увеличение диапазона рабочего давления в баке О до 6...7 атм. приводит к увеличению тяги из 4 отверстий до величины 38 тс, что на 11 тс больше тяги при рабочем давлении 4...5 атм. Для поддержания заданного диапазона давления при диаметре отверстия в 160 мм, и испарения 40 т жидкого кислорода необходимы значительно большие запасы ПВ (для 4...5 атм. – 2.5 т, для 6...7 атм. – 3.4 т) [96].

Таким образом, использование СОЗ в составе разрабатываемой ПГС при аварийном выключении ЖРД на активном участке траектории выведения РН для существенного снижения величины остатков топлива в баках к моменту падения аварийных РБ в выделенные аварийные районы падения, находящиеся в зоне трассы пуска 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 РН в диапазоне от 10 до 40 тонн в зависимости от сценария возникновения АД; 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 [92,96].

#### **4.4. Выводы по главе 4**

1. Проведена оценка использования предлагаемой СН в составе ПГС возвращаемого РБ на АУТ в сравнении с традиционной СН. Наддув осушенной смесью из гелия и кислорода не оказывает влияния на параметры давления и температуры газа в баке О, и при этом позволяет сократить массовый расход газа гелия на 51 кг, который достигается за счет: а) внесения изменений в структурной схеме ПГС, а именно переносом теплообменников в верхнюю часть топливного отсека и их предварительного нагрева за счет работы СН, б) наддува осушенной смесью гелия и кислорода, что сокращает массовый расход гелия. Сэкономленные 51 кг гелия далее используются для работы сопел СОЗ на ПУТ полета возвращаемого РБ.

2. Проведена оценка использования СОЗ в составе ПГС возвращаемого РБ на ПУТ в сравнении с СОЗ на холодном азоте РН. Использование предлагаемой СОЗ в составе ПГС для РБ первой ступени РН имеет выигрыш по массе более 250 кг. Для РБ второй ступени РН выигрыш по массе составляет 87 кг (рисунок 46).

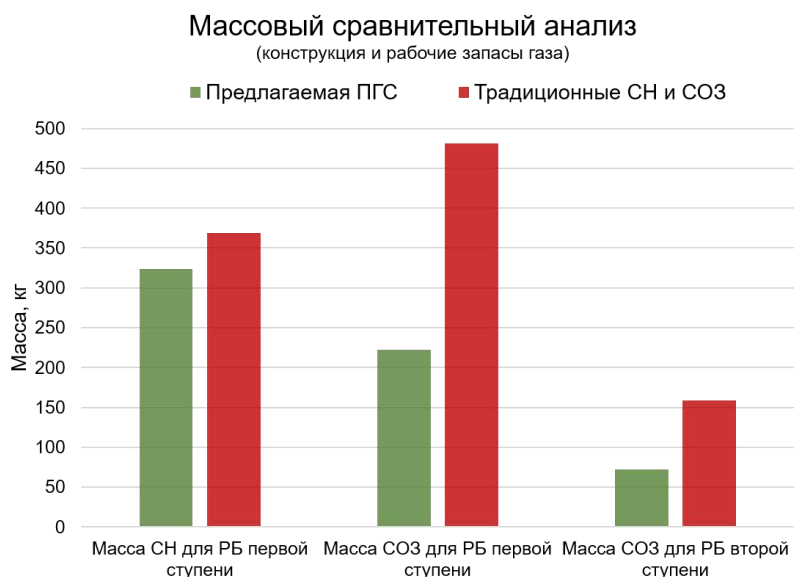


Рисунок 46 – Гистограмма сравнительного массового анализа использования ПГС и традиционных СН и СО<sub>2</sub> для ступеней РН

3. Проведена оценка применения ПГС при аварийном выключении ЖРД на АУТ выведения РН для существенного снижения величины остатков топлива в баках к моменту падения аварийных РБ в выделенные аварийные районы падения, находящиеся в зоне трассы пуска. Однако, реализация этой возможности прежде всего связана с изменением проектно-конструкторских ПГС, 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 РН в диапазоне от 10 до 40 тонн в зависимости от сценария возникновения АД; 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 [92,96].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлено решение задачи по снижению техногенного воздействия на окружающую среду, а также по снижению массы возвращаемых РБ с возможностью повторного запуска ЖРД при использовании предложенной структуры ПГС.

1. Проведен анализ существующих методов создания условий для многократного запуска ЖРД многоразовых ступеней РН. Наибольшее распространение получил метод создания осевой перегрузки с применением различных типов СОЗ. Проведен анализ разрабатываемых и эксплуатируемых СОЗ ступеней РН, обеспечивающих условия повторного запуска ЖРД ступеней РН.

Проведен анализ существующих методов ликвидации остатков топлива в баках ступеней РН и КА после завершения миссии согласно требованиям ГОСТ РФ, NASA и IADC.

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

Поставлены задачи для проведения исследования, целью которого является улучшение тактико-технических характеристик РБ за счет снижения массы конструкции и добавление нового качества ракетного блока, позволяющее снизить техногенное воздействие на окружающую среду при его эксплуатации.

2. Предложена концепция создания ПГС, позволяющая добавить новые качества конструкции РН, такие как уменьшение пассивной массы конструкции, обеспечение условий повторного запуска ЖРД, ликвидацию остатков топлива в баках ступеней РН.

Предложена структура ПГС возвращаемого РБ отличающаяся от существующих тем, что:

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;

2) Для работы газореактивных сопел СОЗ используется смесь из гелия и продуктов разложения ПВ, что позволяет сократить рабочие запасы газа СОЗ и массу ШБ;

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.

Предложен алгоритм функционирования ПГС возвращаемого РБ на всех участках траектории его полёта, отличающийся от существующих тем, что:

1) Перед включением маршевого ЖРД функционирует в режиме предварительного нагрева теплообменников наддува для их выхода на рабочую температуру, что позволяет снизить рабочие запасы газа на наддув;

2) На АУТ ПГС функционирует в режиме наддува баков РН;

3) На ПУТ ПГС функционирует в режиме подготовки газа для СОЗ – формирование рабочего тела путем смешения продуктов разложения ПВ и гелия в струйном теплообменнике с последующей подачей на газореактивные сопла, которые обеспечивают ориентацию, стабилизацию возвращаемого РБ и усадку топлива в баках РБ;

4) После завершения миссии или в случае возникновения аварийной ситуации, ПГС функционирует в режиме ликвидации жидких остатков топлива в баке О. Предложены сценарии использования ПГС для увода аварийной РН в аварийный район падения на различных этапах полёта.

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.

Разработан экспериментальный стенд и программа проведения экспериментов для проведения верификации разработанной математической модели, а также определения динамики смены режимов парообразования модельной жидкости (жидкого азота) при наддуве газом гелием и внешнем нагреве стенки ЭЁ, соответствующего аэродинамическому потоку, действующему на пассивном участке траектории полета возвращаемого РБ.

Как следует из результатов сравнения полученных, на конец процесса наддува различие экспериментальных и расчетных значений давления составляет 1.1%, температуры модельной жидкости составляет 0.1%, температуры стенки менее 0.24%, температуры газа в ЭЁ до 2%. Также проведена верификация математической модели в сравнении с известными экспериментальными результатами из [107], по результатам которого различие полученных значений давления составляет до 10%.

По результатам эксперимента процесса наддува ЭЁ газом гелием и нагреве стенки ЭЁ, при включении нагрева наблюдается переход от пузырькового кипения ЖА к пленочному кипению, что необходимо учитывать при моделировании работы ПГС в режиме работы по снижению техногенного воздействия от пусков РН.

4. Проведена оценка использования предлагаемой ПГС возвращаемого РБ на АУТ в сравнении с традиционной СН. Наддув осушенной смесью из гелия и кислорода не оказывает влияния на параметры давления и температуры газа в баке О, и при этом позволяет сократить массовый расход газа гелия на 51 кг, а массу

всей СН на 44 кг. Сокращение массового расхода газа гелия и конструкции СН баков РН достигается за счет:

а) внесения изменений в конструкции РБ, а именно переносом теплообменников в верхнюю часть топливного отсека и их предварительного нагрева за счет работы предлагаемой ПГС,

б) наддува осушенной смесью гелия и кислорода, что сокращает массовый расход гелия.

Сэкономленные 51 кг гелия далее используются для работы сопел СОЗ на ПУТ полета возвращаемого РБ.

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.

Проведена оценка применения ПГС при аварийном выключении ЖРД на АУТ выведения РН для существенного снижения величины остатков топлива в баках к моменту падения аварийных РБ в выделенные аварийные районы падения, находящиеся в зоне трассы пуска.

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 СОКРАЩЕНИЙ

АВД – аварийное выключение двигателя,

АРП – аварийный район падения,

АУТ – активный участок траектории,

Г – горючее,

ДУ – двигательная установка,

ЖА – жидкий азот,

ЖРД – жидкостный ракетный двигатель,

КА – космический аппарат,

ММ – математическая модель,

О – окислитель,

ОЧ – отделяющаяся часть,

ПВ – пероксид водорода,

ПГС – пневмогидравлическая система,

ПУТ – пассивный участок траектории,

РБ – ракетный блок,

РБ<sub>1</sub> – ракетный блок первой ступени,

РБ<sub>2</sub> – ракетный блок второй ступени,

РН – ракета-носитель,

СН – система наддува,

СОЗ – система обеспечения запуска,

ТН – теплоноситель,

ШБ – шар-баллон,

ЭЁ – экспериментальная ёмкость.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. IADC Space Debris Mitigation Guidelines: IADC-02-01. IADC, 2020.
2. Королева Т. В., Шарапова А. В., Кречетов П. П. Сравнительный анализ воздействия пусков ракет-носителей "Союз" и "Протон" на окружающую среду // Приоритетные задачи экологической безопасности в районах падения сибирского региона и пути их решения. – 2016. – С. 58-69.
3. Koroleva T. V. et al. The environmental impact of space transport //Transportation Research Part D: Transport and Environment. – 2018. – Vol. 58. – P. 54-69.
4. Авдошкин В. В. и др. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения. – 2016.
5. Кузнецов Ю. Л., Украинцев Д. С. Анализ влияния схемы полёта ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса //Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2016. – Т. 15. – №. 1. – С. 73-80.
6. Anselmo L., Pardini C. Ranking upper stages in low Earth orbit for active removal //Acta Astronautica. – 2016. – Vol. 122. – P. 19-27.
7. McKnight D. et al. Identifying the 50 statistically-most-concerning derelict objects in LEO //Acta Astronautica. – 2021. – Vol. 181. – P. 282-291.
8. Liou J. C. An active debris removal parametric study for LEO environment remediation // Advances in space research. – 2011. – Vol. 47. – №. 11. – P. 1865-1876.
9. РКК "Энергия" - История [Electronic resource]. URL: [https://www.energia.ru/ru/history/systems/vehicles/vehicle\\_energia.html](https://www.energia.ru/ru/history/systems/vehicles/vehicle_energia.html) (accessed: 20.09.2022).



10. Железняков А. 100 лучших ракет СССР и России. Первая энциклопедия отечественной ракетной техники. Litres, 2022.
11. SpaceX. Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide. 2020.
12. Musk E. Making life multi-planetary // New space. 2018. – Vol. 6, № 1. P. – 2–11.
13. Patureau de Mirand A., Bahu J.-M., Gogdet O. Ariane Next, a vision for the next generation of Ariane Launchers // Acta Astronautica. – 2020. – Vol. 170. P. – 735–749.
14. Filatyev A. S. et al. Advanced aviation technology for reusable launch vehicle improvement // Acta Astronautica. – 2014. – Vol. 100. – P. 11-21.
15. SpaceX CRS-5 LOX tank view. 2019.
16. Hartwig J.W. Propellant Management Devices for Low-Gravity Fluid Management: Past, Present, and Future Applications // J. Spacecr. Rockets. 2017. Vol. 54, № 4. P. 808–824.
17. Васильев А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / Под ред. В.М. Кудрявцева. 4-е изд., перераб. и доп. // М Высшая Школа. 1993.
18. Giacalone P. Detail design of the surface tension propellant management device for the Intelsat VII communication satellite // 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 1993. – P. 1802.
19. Jaekle, r D. Propellant management device conceptual design and analysis- Traps and Troughs // 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 1995. – P. 2531.
20. Tam W. et al. Design and manufacture of an oxidizer tank assembly // 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 2001. – P. 3825.
21. Behruzi P. Concept analysis of PMD designs for future upper stages // 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. 2003.

22. Behruzi P., Michaelis M., Khimeche G. Behavior of the cryogenic propellant tanks during the first flight of the Ariane 5 ESC-A upper stage // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2006. P. 5052.
23. Burge G.W., Blackmon J.B. Study and design of cryogenic propellant acquisition systems. Volume 1: Design studies: CR-120300/MDC-G5038-VOL-1. NASA, 1973.
24. Boraas S., LaBruna A. J. In-space propellant acquisition with pleated screen tubes // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1976. – Т. 13. – №. 6. – P. 377-384.
25. Boulware J. C. et al. Experimental studies of the pressures generated by a liquid oxygen slug in a magnetic field // Journal of magnetism and magnetic materials. – 2010. – Т. 322. – №. 13. – P. 1752-1757.
26. Kinefuchi K., Kobayashi H. Theoretical and experimental study of the active control of bubble point pressure using a magnetic field and its applications // Phys. Fluids. 2018. Vol. 30, № 6. P. 062101.
27. Causevica A. et al. PAPELL: Interaction study of ferrofluid with electromagnets of an experiment on the International space station // Proceedings of the 69th International Astronautical Congress. 2018. P. 1–5.
28. Romero-Calvo Á. et al. Magnetic phase separation in microgravity: 1 // Npj Microgravity. Nature Publishing Group, 2022. Vol. 8, № 1. P. 1–10.
29. Platt G.K. Space vehicle low gravity fluid mechanics problems and the feasibility of their experimental investigation: TM X-53589. NASA, 1967.
30. Browning W.L. S-4B/5 Auxiliary propulsion system 90-day recycle capability test report, module 1: DAC-56728. McDonnell Douglas astronautics company, 1969.
31. Coates K., Donald E. Investigation of SA-501 S-4B auxiliary. – 1969. – №. NASA-TN-D-5207.
32. Austad K. The common Centaur upper stage // 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 2001. – С. 3842.
33. Асюшкин В. А. и др. Модернизация разгонного блока " Фрегат" // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. – 2009. – №. 2. – С. 13-18.

34. Асюшкин В. А., Викуленков В. П., Ишин С. В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа " Фрегат" // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2014. – №. 1. – С. 3-9.
35. Агеенко Ю. И. Двигатель стабилизации, ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя МКБ " Фрегат" // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2014. – №. 1. – С. 44-46.
36. Владимиров А.В., Исаков А.В. Средства выведения. Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, 2020. С. 57–72.
37. Конюхов С. Н. и др. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» //Днепропетровск: ГКБ «Южное. – 2000.
38. ГОСТ Р 52925-2018 Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства от 21 сентября 2018 - docs.cntd.ru [Electronic resource]. URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200160559> (accessed: 21.06.2022).
39. DEBRIS: HANDBOOK FOR LIMITING ORBITAL DEBRIS - Академия Google [Electronic resource]. URL: [https://scholar.google.com/scholar\\_lookup?title=%E2%80%AFProcess%20for%20Limiting%20Orbital%20Debris&publication\\_year=2021&author=NASA-STD-8719.14.%E2%80%AF](https://scholar.google.com/scholar_lookup?title=%E2%80%AFProcess%20for%20Limiting%20Orbital%20Debris&publication_year=2021&author=NASA-STD-8719.14.%E2%80%AF) (accessed: 30.09.2022).
40. Salomé R. The propulsion subsystem of the CNES microsatellite product line // Spacecraft Propulsion. 2000. Vol. 465. P. 99.
41. Dethienne N., Cornu N. Design and development of propulsion subsystem for small satellite applications // European Spacecraft Propulsion Conference. 1997. Vol. 398. P. 77.
42. Pillet N., Gibek I., Equios P. TDF2 satellite propulsion system passivation //36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 2000. – P. 3548.

43. Guerry A. et al. Helios1A EoL: A success. For the first time a long final thrust scenario, respecting the french law on space operations //Safety is not an option, proceedings of the 6th IAASS Conference. – 2013. – Т. 715. – P. 14.
44. Appaix F. et al. Eutelsat 2 FM4 spacecraft end of life operations and propulsion passivation //4th International Spacecraft Propulsion Conference. – 2004. – Т. 555.
45. Varinois A. Telecom 2 end of life operations-moving stakes, solutions and reality //Safety is not an option, proceedings of the 6th IAASS Conference. – 2013. – Т. 715. – P. 18.
46. Renard E. et al. Maneuvers to reduce Ariane 5 upper stage lifetime duration in orbit // Acta Astronautica. 2020. Vol. 173. P. 442–448.
47. Patera R. P. et al. Controlled deorbit of the «Delta IV» upper stage for the DMSP-17 mission //Proceedings of the 2nd IAASS Conference Space Safety in a Global World. – Berlin : ResearchGate, 2007.
48. Takase K. et al. Successful demonstration for upper stage controlled re-entry experiment by H-IIB launch vehicle. 2011. Vol. 48, № 4. P. 6.
49. Yutkin E. et al. Active onboard deorbiting system for the second stage of «Cosmos 3M»: a preliminary study //4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS). – 2011. – P. 1-9.
50. Trushlyakov V. et al. Active de-orbiting onboard system from LEO of upper stages of launchers //5th European Conference on Space Debris, Darmstadt. – 2009.
51. Maggi F. et al. Thermochemical considerations in support of ADOS propulsion. – 2010.
52. Trushlyakov V. I., Lempert D. B., Bel'kova M. E. Possibility of using gas-generating compositions for increasing the rocket propulsion efficiency //Combustion, Explosion, and Shock Waves. – 2015. – Т. 51. – P. 326-332.
53. Ключева О. Г. Цилиндрический теплообменник двигателя РД-120 ракеты-носителя «Зенит» // Труды «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко». – 2017. – №. 34. – С. 131-147.

54. Konyukhov S. Space research by the Zenit rocket-space complex //Acta Astronautica. – 1994. – Т. 34. – С. 133-137.
55. Бармин И. В. и др. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники //Книга. – 2005. – Т. 1.
56. 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).
57. Dussollier G., Teissier A. Ariane 5 main stage oxygen tank pressurization // 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. – 1969. – С. 1969.
58. 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. – С. 110-121.
59. Alliot P. J., Delange J. F., Lekeux A. VINCI, the European reference for Ariane 6 upper stage cryogenic propulsive system //51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. – 2015. – С. 4063.
60. Нестеров В.Е. Космический ракетный комплекс" Ангара". История создания. 2018.
61. Xavier M., Raj R. E., Narayanan V. Analytical and experimental data of liquid oxygen tank pressurisation system during stage hot test //Applied Thermal Engineering. – 2020. – Т. 176. – С. 115406.
62. Morehead R. L. et al. Cold helium pressurization for liquid oxygen/liquid methane propulsion systems: Fully-integrated initial hot-fire test results //52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. – 2016. – С. 4682.
63. In S., Jeong S., Kim H. Investigation on liquid helium pressurization process using a heater in a liquid propellant rocket //Cryogenics. – 2004. – Т. 44. – №. 6-8. – С. 467-474.

64. Lei W. et al. Experimental investigation on pressurization performance of cryogenic tank during high-temperature helium pressurization process //Cryogenics. – 2015. – Т. 66. – С. 43-52.
65. Глушко В. П. Космонавтика //Издательство “Советская энциклопедия. – 1970.
66. Бирюк В. В. и др. Система наддува топливных баков ракеты-носителя с использованием тепла генераторного газа //Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика СП Королёва (национального исследовательского университета). – 2013. – №. 3-1 (41). – С. 35-39.
67. Синярев Г. Б., Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. – Рипол Классик, 2013.
68. Karimi H., Nassirharand A., Mohseni M. Modeling and simulation of a class of liquid propellant engine pressurization systems //Acta Astronautica. – 2010. – Т. 66. – №. 3-4. – С. 539-549.
69. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет //М.: Машиностроение. – 1976.
70. Беляев Н. М. Термодинамика переменного количества газа //Днепропетровск: ДГУ. – 1981.
71. Majumdar A., Steadman T. Numerical modeling of pressurization of a propellant tank //Journal of Propulsion and Power. – 2001. – Т. 17. – №. 2. – С. 385-390.
72. Kwon O. et al. Modeling the prediction of helium mass requirement for propellant tank pressurization //Journal of Spacecraft and Rockets. – 2012. – Т. 49. – №. 6. – С. 1150-1158.
73. Wang L. et al. Transient thermal and pressurization performance of LO2 tank during helium pressurization combined with outside aerodynamic heating //International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2013. – Т. 62. – С. 263-271.
74. Roudebush W. H. An analysis of the problem of tank pressurization during outflow (Problem of tank pressurization during outflow) // 1965. 27 P. – 1965.

75. Wang L. et al. Investigation on pressurization behaviors of two-side-insulated cryogenic tank during discharge //International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2016. – Т. 102. – С. 703-712.

76. Кудрицкий С. Б. Способ измерения коэффициента тепловой аккомодации. 1987.

77. Kassemi M., Kartuzova O., Hylton S. Validation of two-phase CFD models for propellant tank self-pressurization: Crossing fluid types, scales, and gravity levels // Cryogenics. – 2018. – Т. 89. – С. 1-15.

78. Kartuzova O. V., Kassemi M. CFD modeling of the multipurpose hydrogen test bed (МНТБ) self-pressurization and spray bar mixing experiments in normal gravity: effect of the accommodation coefficient on the tank pressure //51st AIAA/SAE/ASEE joint propulsion conference. – 2015. – С. 3769.

79. Zhou R. et al. Simulations on effects of rated ullage pressure on the evaporation rate of liquid hydrogen tank //International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2019. – Т. 134. – С. 842-851.

80. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. Машиностроение, 2009.

81. Ключева О. Г. Анализ обеспечения основных параметров агрегатов наддува ЖРД //Труды «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко». – 2016. – №. 33. – С. 190-202.

82. Ключева О. Г., Колымагин А. Н. Оценка эффективности работы усовершенствованного агрегата наддува в составе ЖРД //Труды «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко». – 2013. – №. 30. – С. 227-242.

83. Ключева О. Г. Теплообменные аппараты двигателя РД-253 ракеты-носителя «Протон» //Труды НПО «Энергомаш им. академика В.П. Глушко». – 2016. – №. 33. – С. 175-189.

84. Stewart M., Arnold K. Gas-liquid and liquid-liquid separators. Gulf Professional Publishing, 2008.

85. Hallanger A., Soenstaboe F., Knutsen T. A simulation model for three-phase gravity separators //SPE Annual Technical Conference and Exhibition?. – SPE, 1996. – C. SPE-36644-MS.
86. Le T. T. et al. Three-phase Eulerian computational fluid dynamics of air–water–oil separator under off-shore operation //Journal of Petroleum Science and Engineering. – 2018. – Т. 171. – С. 731-747.
87. Wang J., Ji Z., Liu Z. Experimental and numerical investigation on the gas–liquid separation performance of a novel vane separator with grooves //Chemical Engineering Research and Design. – 2022. – Т. 180. – С. 306-317.
88. Wang P. et al. Numerical investigation on the fluid droplet separation performance of corrugated plate gas-liquid separators //Separation and Purification Technology. – 2020. – Т. 248. – С. 117027.
89. Yang Y. et al. A novel horizontal gas–liquid pipe separator for wet gas based on the phase-isolation //Chemical Engineering Research and Design. – 2022. – Т. 178. – С. 315-327.
90. Ding H. et al. The droplets and film behaviors in supersonic separator by using three-field two-fluid model with heterogenous condensation //International Journal of Heat and Mass Transfer. – 2022. – Т. 184. – С. 122315.
91. Митиков Ю. А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения //Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2012. – №. 1. – С. 179-185.
92. 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. – С. 141-150.
93. Trushlyakov V. I., Urbansky V. A., Yudintsev V. V. Reducing environmental damage after emergency engine cutoff of the launch vehicle //Journal of Spacecraft and Rockets. – 2021. – Т. 58. – №. 3. – С. 685-696.



94. Belyaev N.M. Rocket fuel tank pressurization systems. M.: Mechanical Engineering, 1976.
95. Трушляков В.И., Урбанский В.А. Исследование параметров процессов испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя в условиях невесомости // Омский научный вестник. Серия «Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение». – 2019. Vol. 3, № 2. P. 103–114.
96. 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. – С. 119-130.
97. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. Рипол Классик, 1963.
98. Lee W.H. A pressure iteration scheme for two-phase modeling // Los Alamos Sci. Lab. Los Alamos NM Rep. No -UR. 1979. P. 79–975.
99. Kassemi M., Kartuzova O. Effect of interfacial turbulence and accommodation coefficient on CFD predictions of pressurization and pressure control in cryogenic storage tank // Cryogenics. 2016. Vol. 74. P. 138–153.
100. Kutaladze S.S., Borshanskiy V.M. Reference book on heat exchange (in Russian). Moscow: Gosenergoizdat, 1958. 418 p.
101. Romero-Calvo, Á., Urbansky, V., Yudintsev, V., Schaub, H., & Trushlyakov, V. (2023). Novel propellant settling strategies for liquid rocket engine restart in microgravity. *Acta Astronautica*, 202, 214-228.
102. 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*. 2020. Vol. 1441, № 1.

103. 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. – Т. 5. – №. 4. – С. 89-98.

104. 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 // J. Eng. Thermophys. Pleiades Publishing, 2022. Vol. 31, № 2. P. 210–222.

105. Веркин Б. И., Кириченко Ю.А., Русанов К.В. Теплообмен при кипении криогенных жидкостей. Наук. думка, 1987.

106. 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. – Т. 3. – №. 4. – С. 49-58.

107. Внучков Д. А. и др. Исследование работы газогенератора, управляемого подачей газообразного окислителя // Физика горения и взрыва. – 2008. – Т. 44. – №. 6. – С. 18-25.

108. Урбанский В. А. Исследование процесса тепломассообмена бортовой системы испарения летательного аппарата в условиях невесомости // Проблемы машиноведения. – 2019. – С. 224-229.

109. Nguyen H., Köhler J., Stenmark L. The merits of cold gas micropropulsion in state-of-the-art space missions // The 53rd International Astronautical Congress, IAC 02-S. 2.07, Houston, Texas. – 2002.

110. Tam W., Griffin P. Design and manufacture of a composite overwrapped pressurant tank assembly // 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2002. P. 4349.

## Приложение 1. Полученные акты внедрения

УТВЕРЖДАЮ

Проректор по образовательной  
деятельности ФГАОУ ВО «Омский  
государственный технический  
университет»



А. С. Полюнский

« 03 » « 07 » 2023 г.

### АКТ

о практическом использовании в учебном процессе материалов кандидатской диссертации  
Урбанского Владислава Александровича по теме: «Система подготовки газа для наддува и  
реактивной системы управления ступеней ракеты-носителя»

Полученные научные результаты работы, а именно методика исследования системы подготовки газа для испарения остатков топлива в баках ступеней ракеты-носителя (РН) с последующим использованием в качестве рабочего тела газореактивных сопел реактивной системы управления для увода ступеней РН в заданный район падения в случае аварийного выключения ЖРД, а также физико-математическая модель процесса тепло- и массообмена в топливных баках РН при его наддуве подготовленным газом, которая учитывает испарение и конденсацию жидкого кислорода, тип парообразования жидкого кислорода используются в учебном процессе подготовки инженеров по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» по дисциплинам «Основы устройства ракет», «Пневмогидросистемы и автоматика летательных аппаратов», а также в научно-исследовательской работе студентов на кафедре «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ.

Начальник учебно-методического управления

Н. А. Прокудина

Заведующий кафедрой «Авиа- и ракетостроение»

А. Б. Яковлев

**«УТВЕРЖДАЮ»**  
Генеральный конструктор  
по средствам выведения и наземной  
космической инфраструктуре –  
заместитель генерального директора  
АО «ЦНИИмаш»  
  
А.А. Мелников  
«02» / «06» 2023 г.

### АКТ

внедрения результатов диссертации по теме: «Система подготовки газа для наддува и реактивной системы управления ступеней ракеты-носителя» на соискание ученой степени кандидата технических наук Урбанского Владислава Александровича

Полученные научные результаты работы, а именно «Методика исследования системы подготовки газа для испарения остатков топлива в баках ступеней ракеты-носителя (РН) с последующим использованием в качестве рабочего тела газореактивных сопел реактивной системы управления (РСУ) для увода ступеней РН в заданный район падения в случае аварийного выключения ЖРД», а также «Физико-математическая модель (ФММ) процесса тепло- и массообмена в топливных баках РН при его наддуве подготовленным газом», которая учитывает испарение и конденсацию жидкого кислорода, тип парообразования жидкого кислорода, использованы при проведении совместных работ АО «ЦНИИмаш» и Омского государственного технического университета (ОмГТУ) в рамках выполнения направлений СЧ НИР «Снижение последствий аварийных отказов в полете РН с маршевыми ЖРД за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней на основе создания эффективных систем испарения невыработываемых остатков топлива с использованием технологии получения теплоты непосредственно в топливных баках отработавшей ступени РН. Технико-экономический анализ затрат на ПКР по разработке сгораемых при спуске конструкций ГО, ХО. Оценка возможностей сжигания силовых элементов ГО, ХО». Шифр СЧ НИР: «Авангард» (Флагман-2)-"Ласточка-2" Контракт №1921730201482217000241851/(255-1200-2017)-12003/33-2020 от 28.02.2020 (ИГК 1921730201482217000241851).

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

Полученные соискателем результаты включены в следующие разработки:

– Снижение последствий аварийных отказов в полёте РН с маршевыми ЖРД за счет использования автономных бортовых систем спуска ступеней на основе создания

эффективных систем испарения невыработываемых остатков топлива с использованием технологии получения теплоты непосредственно в топливных баках отработавшей ступени РН // НТО СЧ НИР «Авангард» (Флагман-2)-"Ласточка-2", ОмГТУ, 2020 г., 109 с;

– Повышение экономической эффективности и экологической безопасности РН с жидкостными ракетными двигателями // Инженерная записка, ОмГТУ, 2021 г., 41 с.

Использование разработанных соискателем методик позволяет снизить техногенное воздействие при пусках РН, такие, как пожары в районах падения отработавших ступеней РН, пассивацию остатков топлива в баках ступеней РН после выполнения миссии. Использование ФММ позволяет оценить массовую скорость испарения жидкого кислорода, параметры газа в баке РН, затраты газа гелия и пероксида водорода на наддув топливных баков РН, испарение остатков топлива в баках РН при функционировании системы подготовки газа наддува и РСУ ступеней РН.

Полученные соискателем результаты использовались и будут использоваться в АО «ЦНИИмаш» в проектных разработках перспективных РН для снижения техногенного воздействия пусков РН на окружающую среду.

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



И.И. Кузнецов

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



Я.Т. Шатров

«УТВЕРЖДАЮ»



Генеральный директор

АО «РКЦ «Прогресс»

Д.А. Баранов

06. 2023 г.

## АКТ

рассмотрения результатов диссертации по теме: «Система подготовки газа для наддува и реактивной системы управления ступеней ракеты-носителя» на соискание ученой степени кандидата наук Урбанского Владислава Александровича

Целью проведенных исследований являлась разработка системы подготовки газа для наддува и реактивной системы управления (PCY) для повышения тактико-технических характеристик (увеличение массы полезной нагрузки, возможность перевода с орбиты выведения на орбиту утилизации) многоразовых ступеней ракет-носителей (РН) и снижения техногенного воздействия пусков РН на окружающую среду (снижение пожаровзрывоопасности за счет полной выработки топлива, снижение площадей районов падения и т.д.).

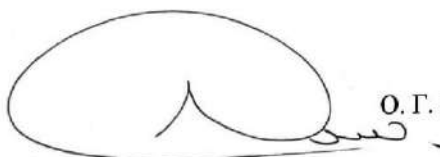
Полученные научные результаты:

- 1) Методика исследования системы подготовки газа для наддува топливных баков ракеты-носителя (РН) с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) на активном участке траектории полета РН позволяющая сократить запасы газа наддува гелия до 30% от начальной заправки в сравнении с традиционной системой наддува за счет предварительного нагрева теплообменников и сокращения массового расхода газа гелия;
- 2) Методика исследования системы подготовки газа для работы PCY для совершения маневров многоразовой ступени и обеспечения условий многократного запуска ЖРД, позволяющая сократить массу конструкции и запасов газа для работы PCY до 250 кг (46%) для первой ступени РН в сравнении с PCY на холодном азоте;
- 3) Методика исследования системы подготовки газа для испарения остатков топлива в баках ступеней РН с последующим использованием в качестве рабочего тела газореактивных сопел PCY для увода ступеней РН в заданный район падения, что позволяет снизить техногенное воздействие при пусках РН, такие, как пожары в районах падения отработавших ступеней РН, крупногабаритные объекты космического мусора с остатками топлива в баках РН;

4) Физико-математическая модель (ФММ) процесса тепло- и массообмена в топливных баках РН при его наддуве подготовленным газом, которая учитывает испарение и конденсацию жидкого кислорода, тип парообразования жидкого кислорода (испарение с поверхности, пузырьковое, пленочное кипение). Использование ФММ позволяет оценить массовую скорость испарения жидкого кислорода, параметры газа в баке РН, затраты газа гелия и пероксида водорода на наддув топливных баков РН, испарение остатков топлива в баках РН.

Полученные методики исследования и ФММ представляют интерес и могут быть использованы АО «РКЦ Прогресс» в проектных разработках перспективных многоразовых РН.

Главный конструктор



О. Г. Лагно

Начальник проектного отдела



Р.Б. Синецын

## Приложение 2. Полученные результаты интеллектуальной деятельности

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



**ПАТЕНТ**

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2802109

**Способ подготовки газа для системы наддува топливных баков и для реактивной системы управления многоразовой ракеты-носителя и устройство для его реализации**

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

Авторы: *Трушляков Валерий Иванович (RU), Урбанский Владислав Александрович (RU), Юдинцев Вадим Вячеславович (RU)*

Заявка № 2022135468

Приоритет изобретения **30 декабря 2022 г.**

Дата государственной регистрации в Государственном реестре изобретений Российской Федерации **22 августа 2023 г.**

Срок действия исключительного права на изобретение истекает **30 декабря 2042 г.**

*Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности*



ДОКУМЕНТ ПОДПИСАН ЭЛЕКТРОННОЙ ПОДПИСЬЮ  
Сертификат: 429b6a07e3653164bc96f85b73b4aa7  
Владелец: **Зубов Юрий Сергеевич**  
Делегирован с 2016-08-25 по 02.08.2024

*Ю.С. Зубов*



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



**ПАТЕНТ**

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2788240

**"Способ нагрева холодного газа гелия для системы  
надува бака и устройство для его реализации"**

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

Авторы: **Трушляков Валерий Иванович (RU), Урбанский  
Владислав Александрович (RU)**

Заявка № 2021138966

Приоритет изобретения 27 декабря 2021 г.

Дата государственной регистрации  
в Государственном реестре изобретений  
Российской Федерации 17 января 2023 г.

Срок действия исключительного права  
на изобретение истекает 27 декабря 2041 г.

*Руководитель Федеральной службы  
по интеллектуальной собственности*

ДОКУМЕНТ ПОДПИСАН ЭЛЕКТРОННОЙ ПОДПИСЬЮ  
Сертификат 6889001791 № 109 (044) № 0241054567  
Владислав Зубов Юрий Сергеевич  
Действителен с 21.05.2022 по 26.05.2023

*Ю.С. Зубов*



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



**ПАТЕНТ**

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2726214

**СПОСОБ СПУСКА ОТДЕЛЯЮЩЕЙСЯ ЧАСТИ  
СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ  
ЕГО ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ**

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

Авторы: *Трушляков Валерий Иванович (RU),  
Урбанский Владислав Александрович (RU)*

Заявка № 2019136946

Приоритет изобретения 19 ноября 2019 г.

Дата государственной регистрации в

Государственном реестре изобретений

Российской Федерации 09 июля 2020 г.

Срок действия исключительного права

на изобретение истекает 19 ноября 2039 г.



*Руководитель Федеральной службы  
по интеллектуальной собственности*

*Г.П. Ивлиев*

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



**ПАТЕНТ**

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2738499

**СПОСОБ УВОДА ОТДЕЛЯЮЩЕЙСЯ ЧАСТИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ**

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

Авторы: *Трушляков Валерий Иванович (RU), Новиков Алексей Алексеевич (RU), Лесняк Иван Юрьевич (RU), Паничкин Алексей Васильевич (RU), Урбанский Владислав Александрович (RU)*

Заявка № 2019144276

Приоритет изобретения 27 декабря 2019 г.

Дата государственной регистрации в

Государственном реестре изобретений

Российской Федерации 14 декабря 2020 г.

Срок действия исключительного права

на изобретение истекает 27 декабря 2039 г.

*Руководитель Федеральной службы  
по интеллектуальной собственности*

 Г.П. Ивлиева



# РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



## ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2746473

### СПОСОБ СПУСКА УСКОРИТЕЛЯ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ АВАРИЙНОМ ВЫКЛЮЧЕНИИ ЖРД И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

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

Авторы: *Трушляков Валерий Иванович (RU), Урбанский Владислав Александрович (RU), Юдинцев Вадим Вячеславович (RU)*

Заявка № 2020115740

Приоритет изобретения **13 мая 2020 г.**

Дата государственной регистрации  
в Государственном реестре изобретений

Российской Федерации **14 апреля 2021 г.**

Срок действия исключительного права  
на изобретение истекает **13 мая 2040 г.**

*Руководитель Федеральной службы  
по интеллектуальной собственности*

ДОКУМЕНТ ПОДПИСАН ЭЛЕКТРОННОЙ ПОДПИСЬЮ  
Сертификат Владельца Ключа (АКЦИОНАРИЗОВАННАЯ ИТБ)  
Владелец **Исаев Григорий Петрович**  
Действителен с 15.01.2021 по 15.01.2035

*Г.П. Исаев*

