

На правах рукописи



Галеев Антон Валерьевич

**РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИСПЫТАНИЙ
КРИОГЕННЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
С ИМИТАЦИЕЙ ВОЗДЕЙСТВУЮЩИХ ФАКТОРОВ**

Специальность 05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели и
энергоустановки летательных аппаратов»

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2018

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор Родченко Владимир Викторович

Официальные оппоненты: Ягодников Дмитрий Алексеевич, доктор технических наук, профессор, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», заведующий кафедрой «Ракетные двигатели»;

Мосолов Сергей Владимирович, кандидат физико-математических наук, доцент, Государственный научный центр Российской Федерации - федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», исполняющий обязанности заместителя генерального директора, начальник отделения.

Ведущая организация: Акционерное общество «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко».

Защита состоится «15» октября 2018 г. в 15:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»: <https://mai.ru/upload/iblock/3a4/Dissertatsiya.pdf>

Автореферат разослан «___» _____ 2018 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.08
доктор технических наук, профессор

Зуев Юрий Владимирович



ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Создаваемые образцы ракетно-космических систем (РКС) отличаются повышенной конструктивной сложностью, энергонапряжённостью процессов, работой узлов и агрегатов на режимах предельных параметров и с использованием в конструкции новых материалов.

В связи с этим представленная диссертационная работа посвящена решению научных и технических задач по разработке технологии испытаний криогенных ракетных двигателей (РД) с имитацией воздействующих факторов.

Проводимые исследования направлены на формирование оптимальной программы отработки РКС, повышению безопасности испытаний и содержат разработки по совершенствованию:

- технологии испытаний криогенных РД с сопловыми насадками большого расширения, выполненными из композиционных материалов, и их систем;

- систем имитации воздействующих факторов, соответствующих условиям эксплуатации по высотности, тепло- и гидродинамике процессов в системах подачи (СП) с определением режимов настройки испытательного оборудования (ИО) и их оптимизации, программных комплексов (ПК) систем диагностики и аварийной защиты (СДАЗ) испытаний.

Разработка технологии экспериментальной отработки (ЭО) изделий РКС и ПК СДАЗ и их внедрение в практику испытаний является актуальной и позволит повысить:

- надежность двигателей и двигательных установок (ДУ) и безопасность испытаний за счет увеличения охвата аварийных (нештатных) ситуаций при их функционировании с высокоэффективными компонентами ракетного топлива (КРТ): кислород - водород и кислород - сжиженный природный газ (СПГ);

- эффективность перспективных РКС для освоения объектов ближнего и дальнего космоса, создаваемых по Федеральной космической программе.

Целью работы является повышение эффективности и безопасности испытаний РД на криогенных компонентах топлива с имитацией воздействующих факторов, соответствующих условиям эксплуатации.

Основные решенные задачи: 1) Разработка и верификация методики расчета системы высотных испытаний (СВИ) «сопло РД – диффузор» на базе газодинамических функций и рекомендаций по этапам ЭО двигателей с сопловыми насадками большого расширения; 2) Обоснование решений по улучшению схем компоновки баллонов и технологии заправки вытеснительной СП компонентов на основе тепловых расчетов, а также оптимизация схемы ЭУ с насосными СП для испытаний агрегатов ЖРД; 3) Разработка ПК СДАЗ испытаний и комплекса дополнительных мер безопасности для испытаний разгонных блоков (РБ) с увеличенной заправкой бака ДУ водородом на стенде.

Научная новизна работы заключается в решении задач:

– обоснования технологии поэтапной отработки криогенных ЖРД с различными сопловыми насадками с имитацией условий эксплуатации и моделей расчёта истечения продуктов сгорания (ПС) в системе «сопло РД – диффузор»;

– обоснования и разработки методики захолаживания магистралей, заправки криогенных систем, запуска двигателя с расчетными моделями процессов, оптимизации ЭУ с вытеснительными и насосными СП компонентов для отработки агрегатов ЖРД и применения усовершенствованных СДАЗ и ПК с дополнительными мерами безопасности испытаний ЖРД и ДУ на водороде;

– разработки методики отработки сложных технических систем (СТС) для подтверждения работоспособности и их характеристик с ограниченным объемом испытаний.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Теоретическая значимость заключается в том, что полученные выводы по захолаживанию и заправке вытеснительной СП криогенным компонентом в три этапа дополняют теорию теплообмена в двухфазных системах. Основные теоретические результаты могут стать основой для дальнейшего изучения

механизмов теплообмена в двухфазных потоках криогенных систем.

Практическая значимость заключается в том, что диссертация является законченной научно-квалификационной работой, в которой решены задачи разработки технологии поэтапной отработки криогенных РД, рекомендованные для использования в практике экспериментальной отработки РКС, оптимизации схем экспериментальных установок для отработки агрегатов РКС, методик расчета систем ИС, диагностики параметров ОИ и испытательного стенда (ИС) с применением современных средств информационных технологий (ИТ) и ПК СДАЗ и испытаниям РБ на стенде с внедрением комплекса дополнительных мер безопасности с увеличенной заправкой бака ДУ водородом.

Методы исследования, использованные для решения задач:

- теория расчета и проектирования ЖРД и систем ИС;
- методы математического планирования экспериментов;
- теория проведения испытаний ЖРД.

Предметом исследования является технология испытаний криогенных РД разгонных блоков с имитацией условий эксплуатации.

На защиту выносятся:

– технология поэтапной отработки двигателя, методики расчета систем «сопло РД – диффузор» и оптимизации процессов захолаживания и заправки систем ИС, расходных магистралей ДУ и запуска криогенного двигателя с имитацией воздействующих факторов и минимизацией объемов испытаний;

– методика оптимизации вытеснительных и насосных СП в ЭУ для испытаний агрегатов ЖРД;

– разработки усовершенствованных систем диагностики с применением современных средств ИТ для повышения коэффициента охвата аварийных ситуаций до 0,8 – 0,9, ПК с дополнительными мерами безопасности для испытаний разгонных блоков с увеличенной заправкой бака ДУ водородом.

Достоверность результатов. Диссертационная работа имеет расчетно-экспериментальный характер и достоверность полученных результатов и

выводов подтверждается на корректном использовании фундаментальных уравнений теории, расчета и ЭО ЖРД; на использовании при экспериментах сертифицированных средств измерений, а также признанных научных положений, апробированных методов и средств исследования и отвечающих современному уровню; на удовлетворительном совпадении результатов с экспериментальными исследованиями и опубликованными данными других авторов.

Апробация работы. Основные результаты и положения диссертации докладывались и обсуждались на XIV и XV Международных конференциях «Авиация и космонавтика» (М.: МАИ, 2015 и 2016) [8, 12], на Всероссийской конференции «Ракетно-космические ДУ» (М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015) [9], на Международной конференции «Вопросы образования и науки» (Тамбов, 2015) [10], на XLII Международной молодёжной конференции «Гагаринские чтения» (М.: МАИ, 2016) [11] и на III Всероссийской молодежной конференции «Орбита молодежи и развитие космонавтики» (Томск: ТНИПУ, 2017) [13].

Личный вклад автора. Автором выполнены обоснования технологии поэтапной отработки двигателя с соплами большого расширения, методики расчета систем «сопло РД – диффузор» и оптимизации процессов захлаживания, заправки систем и запуска ракетного двигателя с имитацией условий испытаний, схемных решений по ЭУ с вытеснительными и насосными СП для испытаний агрегатов ЖРД, ПК СДАЗ, обеспечивающих безопасность испытаний РД на кислородно-водородном топливе, расчетные и исследовательские работы по системам ИС и подготовка публикаций.

Внедрение результатов исследований. Полученные в результате исследований методики расчета систем ИС и настройки ИО внедрены в учебный процесс на кафедре «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» Московского авиационного института по курсу «Проектирование ИС ЖРД и ДУ». Разработанные методики и технология испытаний криогенных ЖРД с имитацией воздействующих факторов и комплекс дополнительных мер безопасности рекомендованы к использованию в практике ЭО ЖРД и ДУ РБ.

Публикации. Основные результаты работы опубликованы в научных рецензируемых изданиях [1 – 7], в сборниках тезисов докладов [8 – 13]. Всего по теме диссертации опубликовано 13 работ.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 79 наименований; изложена на 126 страницах текста, включающего 49 иллюстраций и 9 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении и в первой главе обоснована актуальность темы работы, сформулирована цель исследований.

В обзоре на основании работ Козлова А.А., Овсянникова Б.В., Родченко В.В. (МАИ), Галеева А.Г., Лисейкина В.А. (НИЦ РКП), Бершадского В.А., Петрова В.И. (ЦНИИмаш), Мосолова С.В. (ИЦ им. М.В. Келдыша), Кудрявцева В.М., Ягодникова Д.А. (МГТУ им. Э.Н. Баумана), Морозова В.И., Смирнова И.А. (КБХМ им. А.М. Исаева), Демьяненко Ю.В. (КБХА) и др. показано, что эффективность ЭО РКС и эксплуатации ИС обеспечивается:

- применением технологии испытаний с обеспечением безопасности, базирующимися на автоматизации процессов в системах ДУ и ИС;
- внедрением СДАЗ, охватывающими до 60-70 % аварийных ситуаций.

Сформулированы задачи исследования, отмечена научная новизна, теоретическая и практическая значимость полученных результатов, приведены основные положения, выносимые на защиту, и сведения об апробации работы.

Во второй главе разработана методика повышения эффективности и безопасности испытаний при ЭО ЖРД и ДУ на кислороде и водороде.

При отработке двигателей с большой степенью расширения сопла (f_a), предназначенных для РБ и верхних ступеней ракет-носителей (РН), исключение отрывного истечения ПС обеспечивается системой имитации высотных условий – газодинамическим трактом, представленным на рис. 1 [8, 9].

Если допустить, что все потери (давления и скорости) в тракте «сопло РД – диффузор» сосредоточены в одном прямом скачке уплотнения ($\lambda_t \cdot \lambda_1^1 = 1$ [9]), то для определения параметров течения ПС в тракте и запуска диффузора

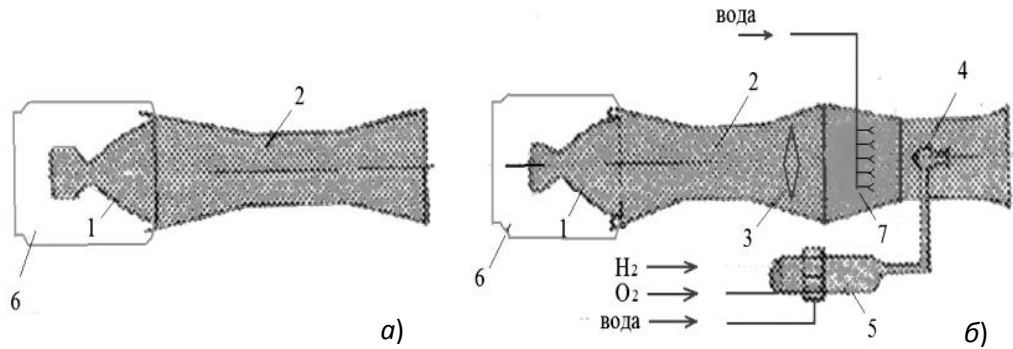


Рис. 1. Системы имитации высотных условий: с барокамерой и диффузором (а); с барокамерой, диффузором, конденсатором и парэжекторной установкой (ПЭУ) (б); 1 – двигатель; 2 – диффузор; 3 – клапан; 4 – эжектор; 5 – парогенератор; 6 – барокамера; 7 – смеситель-конденсатор

можно использовать уравнение неразрывности газа в тракте

$$\dot{m}_\Gamma = m_i \frac{p_i^* q(\lambda_i) F_i}{\sqrt{T_i^*}} = m_6 \frac{p_6^* q(\lambda_6) F_6}{\sqrt{T_6^*}}, \quad (1)$$

где: p_i^*, T_i^* – давление и температура заторможенного потока в i -м сечении; F – площадь сечения диффузора; $\lambda = v/a_{кр}$ – приведенная скорость; v – скорость газа; $a_{кр}$ – скорость газа в критическом сечении сопла; m_i – численный коэффициент, определяемый свойствами ПС; $q(\lambda_i)$ – газодинамическая функция, характеризующая безразмерную плотность тока; \dot{m}_Γ – массовый расход газа, индекс “6” относится к выходному сечению диффузора; λ_i, λ_i^1 – приведенная скорость перед и за прямым скачком уплотнения.

Давление запуска диффузора определится по формуле

$$p_{0\text{зап}}^* = \frac{p_h}{\sigma}, \quad (2)$$

где σ – коэффициент, показывающий потери давления при запуске диффузора; p_h и p_0^* – давление окружающей среды и давление заторможенного потока в нулевом сечении (камеры сгорания).

Диффузор после запуска может работать при меньшем давлении в камере с безотрывным истечением газа в сопле, т.е. наблюдается гистерезис по давлению срыва ($p_{\text{ксп}} < p_{\text{кзап}}$).

Для верификации методики расчета на основе газодинамических функций

использовались результаты численного моделирования истечения газов, полученные в ЦИАМ для трактов с модельными соплом и диффузором и с натурным диффузором (горло 660 мм) при испытаниях двигателя РД0146Д (с соплом $f_a = 114$), показанные на рис. 2 и в табл. 1.

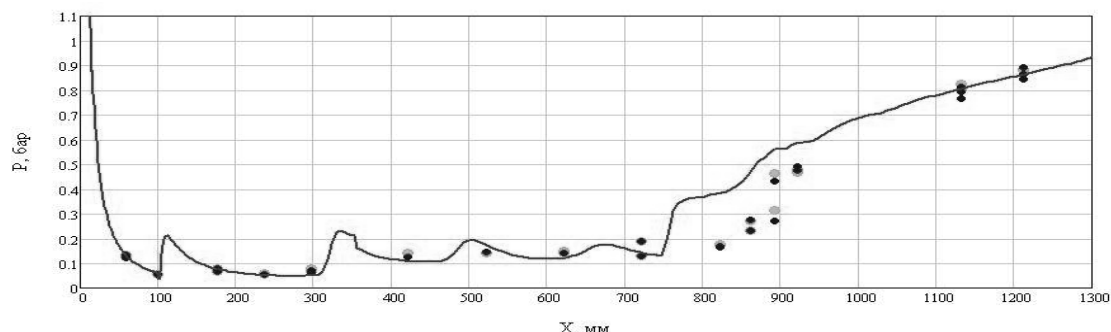


Рис. 2. Давление по длине сопла для модельного тракта «сопло – диффузор»: на стенке при $p_k = 57$ бар: линия – численное моделирование; маркеры – эксперимент

Таблица 1 – Результаты расчетов давлений запуска и срыва диффузора для натурального (горло 660 мм) и модельного (М 1:10) диффузоров

№	Тракт с диффузором	$p_{\text{кзп}}, \text{ бар}$			$p_{\text{кскр}}, \text{ бар}$		
		Метод газодинамических функций	Метод ЦИАМ	$\Delta p, \%$	Метод газодинамических функций	Метод ЦИАМ	$\Delta p, \%$
1	Натурный тракт (горло Ду=660мм)	53	57	7,4	40	38	5
2	Модельный тракт (М 1:10)	54	58	7,5	40	38	5

Следует отметить, что расхождение расчетных и экспериментальных данных по распределению давления не превышает 5 % и показывает отсутствие в модельном тракте косых скачков уплотнения по длине сопла (см. рис. 2).

Проведенные расчеты параметров запуска / срыва диффузоров для модельных и натуральных условий истечения (см. табл. 1) показали сходимость результатов в пределах 5-8 % [9].

Для тракта с диффузором (горло 1040 мм) при испытаниях двигателя РД0146 с неохлаждаемым сопловым насадком (НСН) с $f_a = 170$ были определены параметры парогаса для питания эжекторов: расход и температура парогаса 130 кг/с и 750 К соответственно и давление газа на входе в эжекторы $p_{\text{вх}} = 39$ бар.

Таким образом, исследования позволили определить:

- верифицированную методику расчета истечения ПС в тракте на основе газодинамических функций и определить режимы настройки систем, давление запуска диффузора и параметры ПЭУ;

- рекомендации по построению технологии испытаний двигателя типа РД0146Д с различными сопловыми насадками с применением барокамеры, диффузора, смесителя-конденсатора и ПЭУ по этапам:

- 1) с охлаждаемым соплом ($f_a=114$) без имитации и с имитацией высотных условий, см. схему рис. 1а;

- 2) с НСН ($f_a=170$) с имитацией высотных условий, см. схему рис. 1б;

- 3) разгонного блока с двигателем, снабженным охлаждаемым соплом, без имитации высотных условий.

Испытание двигателя с выдвигаемым НСН ($f_a=475$) требует создания тракта с двухступенчатой ПЭУ (расход парогаса > 250 кг/с), поэтому целесообразно его отработку проводить с определением удельных параметров при летно-конструкторских испытаниях [8, 9].

Имитация условий функционирования систем подачи ИС и двигателя на криогенных компонентах требует рассмотрения способов захолаживания систем, которые могут проводиться по схемам [4]:

- с уменьшенным расходом жидкости, обеспечивающим отсутствие пульсации давлений и расхода и небольшие затраты компонентов;

- с большим расходом жидкости;

- с использованием переохлажденного газа, как правило, гелия, применяется для предстартового захолаживания РМ РБ;

- с использованием парогаса, применяется в полёте для уменьшения времени захолаживания и затрат компонентов;

- с использованием циркуляционных систем, которые обеспечивают захолаживание магистралей и криостатирование компонента в баке только при наличии массовой силы, например, в условиях предстартовой подготовки ракет. Способ обладает простотой, но требует дополнительных затрат компонента.

Захолаживание криогенных систем ИС и ДУ сопровождаются процессами

фазового превращения (кипением или конденсацией) и температура жидкости при этом может изменяться от температуры тройной точки до критической температуры ($T_{тр} < T_{ж} < T_{кр}$).

В двухфазных потоках различают:

- кипение при свободной конвекции и при вынужденной конвекции;
- кипение насыщенной жидкости, когда $T_{ж} \geq T_s$, где T_s – температура насыщения жидкости;
- кипение недогретой жидкости, когда $T_{ж} < T_s$.

По условиям взаимодействия с теплоотдающей поверхностью могут реализовываться пузырьковое, переходное или плёночное кипение. При плёночном кипении образуется плёнка пара, обладающая большим тепловым сопротивлением, которая препятствует контакту жидкости с поверхностью нагрева. В условиях вынужденной конвекции в трубе СП движение жидкости происходит в центре, а на стенке существует кольцевой слой пара.

Пузырьковое кипение при вынужденной конвекции сопровождается движением жидкости вдоль горячей поверхности. При кипении с недогревом разность $\Delta T = (T_{ж} - T_s)$ определяет потенциальную способность конденсации пара на межфазной поверхности.

Термограмма захлаживания элемента конструкции магистрали I в виде конвекции показана на рис. 3.

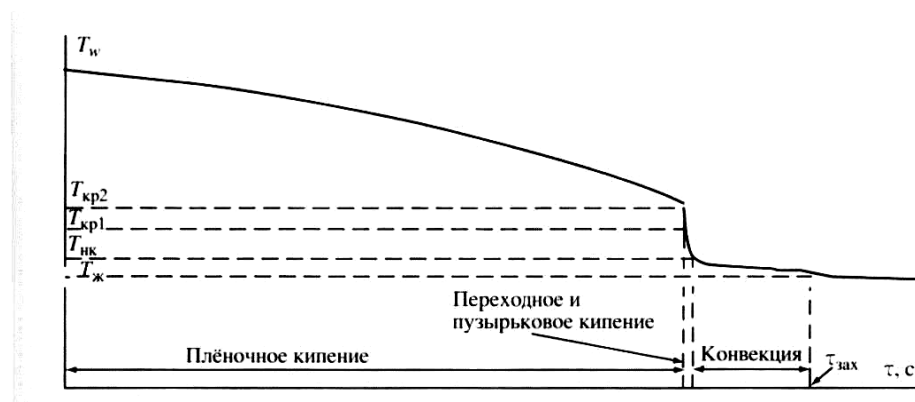


Рис. 3. Кривая захлаживания: $T_{ж}$ – температура жидкости на входе в криогенную систему; τ – время захлаживания

Длительность предпусковых операций захлаживания РМ ДУ в

стендовых условиях превышает полётные значения в 5–10 раз, т. к. при этом не удается полностью имитировать условия полёта (перегрузки, температуры и давления компонентов в баках и т.п.).

Отработку операций захолаживания решают математическим моделированием процессов с использованием ПК, разработанных в МАИ под руководством В.П. Фирсова. В расчетной модели рассматриваются основные уравнения сохранения массы и энергии в одномерной постановке для РМ и бака, заполненным жидкостью, и по результатам испытаний уточняются коэффициенты замыкающих зависимостей по теплоотдаче.

На основе анализа результатов испытаний ДУ разгонного блока 12КРБ с двигателем КВД1 было проведено исследование процессов захолаживания РМ и запуска, которое проводится в три этапа: 1 и 2 – предстартовое и предпусковое захолаживание соответственно; 3 – заливка магистралей [1, 4].

На этапе 1 от наземных систем в магистраль подаётся газообразный гелий с температурой 50 – 75 К и расходом ~ 8 г/с под давлением 4 – 6 бар через жиклёры диаметром 5 мм. Через 30 – 45 минут температура конструкции трактов и магистралей снижается ниже 100 К.

Этап 2 начинают через 90 с после старта РН. Для этого жидкие водород и кислород подаются через байпасные магистрали на вход в двигатель за бустерными насосами и выбрасываются в космическое пространство через изолирующие устройства. Массовый расход водорода не превышает 6 – 15 г/с, а кислорода 20 – 50 г/с. Снижение температуры конструкции от 100 – 120 К происходит за 120–500 с. В магистраль горючего к потоку жидкости в течение 50–80 с подается водород из паровой подушки бака с расходом 8 – 20 г/с при температуре 25–50 К и образующийся при этом парожидкостный поток с массовым паросодержанием 0,3 – 0,8 обеспечивает захолаживание конструкции до температуры 40 – 60 К. Затем прекращается подача газообразного водорода и продолжается захолаживание только водородом. Захолаживание магистралей кислорода и водорода происходят синхронно.

На заключительном этапе 3 за ~ 10 с до запуска двигателя закрываются

байпасные клапаны, открываются расходные клапаны и начинается операция заполнения магистралей компонентом. Массовый расход достигает максимального значения и происходит дозахлаживание всех элементов системы со снижением паросодержания на входе в насосы от 0,7 до 0.

Результаты предпускового захлаживания магистралей блока 12КРБ в полете представлены на рис. 4 и табл. 2.

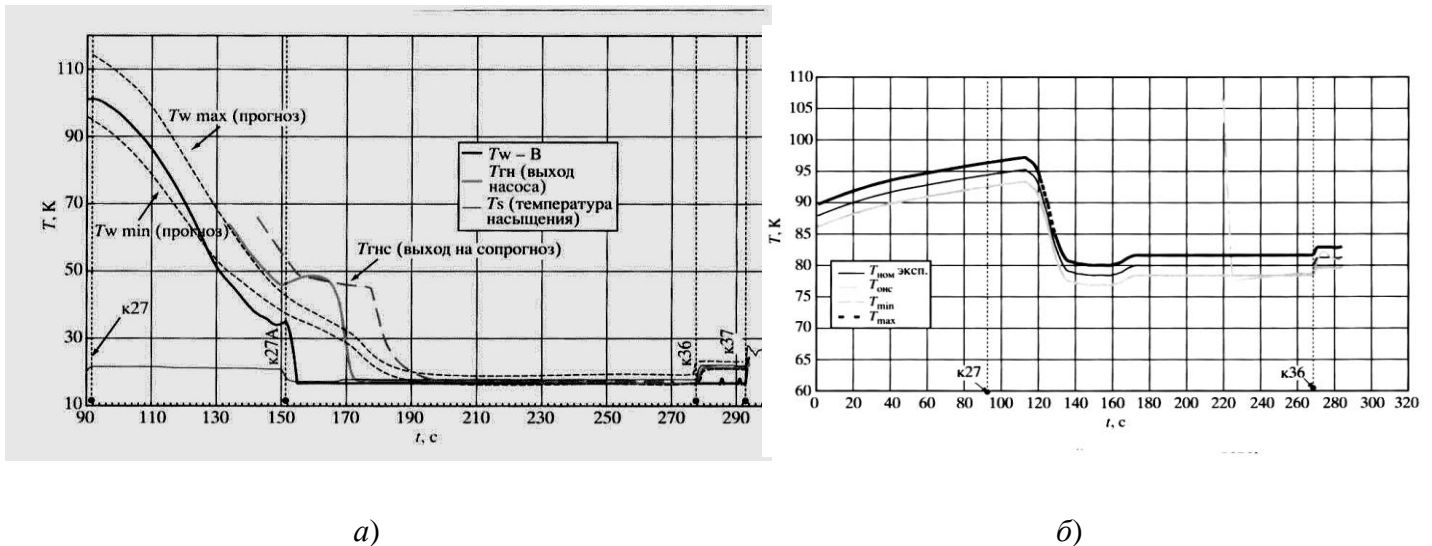


Рис. 4. Захлаживание водородной (а) и кислородной (б) магистралей:

T_W – температура стенки магистрали;
 $T_{гн}$, $T_{он}$ – температура среды на выходе из насоса

Таблица 2 – Результаты захлаживания РМ блока 12КРБ в полете

	Значение параметров РМ	
Параметры в системе ДУ	H_2	O_2
Продолжительность жидкостного захлаживания магистрали, с	127	187
Температура стенки расходной магистрали перед насосом, К	18	79
Температура среды на выходе из основного насоса ($T_{гн}$), К	17	79
Давление в расходной магистрали, бар	0,42	0,5
Затраты компонента на захлаживание, кг	1,3	8,4

Полученные данные по захлаживанию РМ (см. табл. 2) могут быть использованы для верификации моделей расчета систем ИС и ДУ [1, 4].

В вытеснительной СП (ВСП) стенда рассмотрены две схемы компоновки баллонов: последовательная и параллельно-секционная. Первая схема наиболее простая, но имеет недостаток по неравномерной выработке компонента Δt из системы (до 25 %) за счет различных давлений в коллекторах наддува и

выдачи, что уменьшает время испытания ($\tau_{и}$) КС и ГГ. Вторая схема позволяет уменьшить Δm в 2 раза и увеличить время испытания $\tau_{и}$ на 20 % [5].

В ВСП продолжительность испытания во многом определяется также режимами захлаживания и заполнения системы. Процессы теплопередачи баллона с криогенной жидкостью и окружающей средой определяются обобщенной зависимостью

$$\text{Nu}_{L1} = f(\text{Re}_{L1}, \text{Pr}) \quad (3)$$

и уравнением теплового баланса, в котором тепло металлоемкости баллона и тепло из окружающей среды поглощаются при испарении кислорода, и в результате обеспечивается захлаживание массы баллонов:

$$n \cdot F \cdot \tau \cdot \alpha \left(\frac{T_{oc} - T_1}{2} + T_{oc} - T_1 \right) = n \cdot c \cdot M_{бал} (T_{oc} - T_{cp}) + r \cdot m_{исп}, \quad (4)$$

где Nu_{L1} , Re_{L1} и Pr – критерии Нуссельта, Рейнольдса и Прандтля; $T_{oc}=300$ К; $T_1=205$ К; $T_2=90$ К – температуры окружающей среды, стенок сосуда, жидкости и $T_{cp} = \frac{T_1 + T_2}{2}$; L и F – длина и площадь обтекания баллона; $n=10$ – количество баллонов; $c = 460$ Дж/кг·К – теплоемкость стали; $M_{бал} = 1680$ кг – масса баллона с $L=3,7$ м; $\lambda_1=52$ Вт/мК и $\lambda_2 = 0,023$ Вт/мК – коэффициент теплопроводности стенки баллона и воздуха соответственно; $r = 200 \cdot 10^3$ Дж/кг – удельная теплота испарения жидкого кислорода; $\tau_{запр} = 1800$ с – продолжительность заправки; α – коэффициент теплоотдачи; $m_{исп}$ – масса испарения кислорода.

Отсюда находим

$$\alpha = \text{Nu}_{L1} \frac{\lambda_2}{L_1} = 3300 \frac{0,023 \cdot 2}{3,14 \cdot 0,426} = 145; \quad (5)$$

$$m_{исп} = n \frac{F \tau \alpha \left(\frac{T_{oc} - T_1}{2} + T_{oc} - T_1 \right) - c M_{бал} (T_{oc} - T_{cp})}{r} = 3502 \text{ кг}. \quad (6)$$

Для заправки баллонов жидким кислородом с учетом использования ~ 70 % теплоты испарения производят: а) захлаживание и заполнение СП; б) выдержку в течение ~ 30 мин (дозахлаживание СП); в) дозаправку СП.

Тогда требуемое количество компонента составит:

$$M_{запр} = 1/0,7 (m_{исп} + M_{дозапр}) + M_0 = 1/0,7 (2501,5 + 2501,5) + 4402,5 = 9 405,5 \text{ кг}, \quad (7)$$

где $M_0 = 4\,402,5$ кг – масса компонента, требуемая для испытания и захлаживания магистрали СП; $m_{\text{исп}}' = M_{\text{дозапр}} = 1,0 \cdot m_{\text{исп}} / 0,7 \cdot 2$.

Из анализа видно, что потери жидкого кислорода для охлаждения ВСП составляют 5003 кг, поэтому с учетом больших потерь компонента для охлаждения металлоемкой системы и высокой стоимости $\text{H}_{2\text{ж}}$ построение ВСП для жидкого водорода нецелесообразно. Для испытания КС используют баллонную СП с газообразным водородом и газовым редуктором для регулирования расхода газа. При этом применение ВСП ограничиваются предельными режимами в КС ($p_{\text{к}} < 17\text{--}18$ МПа), которые определяются оборудованием стенда, и невозможностью проверки охлаждения КС жидким водородом.

В этой связи насосные СП с циркуляционным контуром и питанием ГГ привода турбины от насосов ТНА (с ресиверной схемой раскрутки на запуске) не имеют указанных выше недостатков систем (рис. 5) и позволяют исключить ограничения по режимам испытаний агрегатов ЖРД [2, 5, 6, 8, 11 -13].

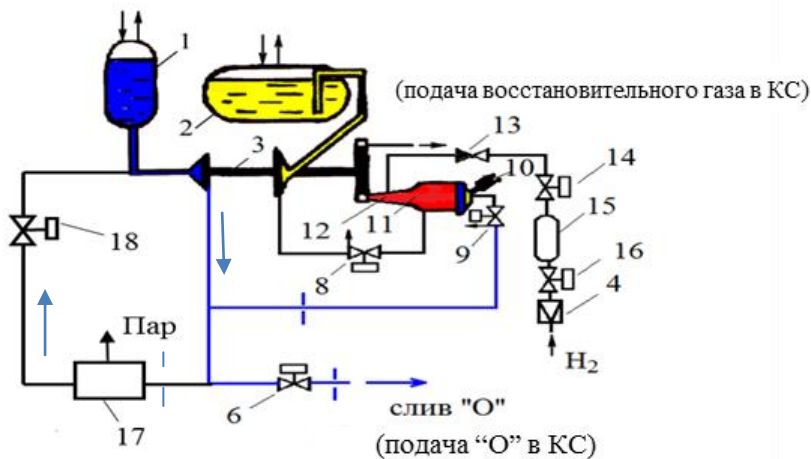


Рис. 5. Насосная СП с питанием ГГ компонентами от насосов ТНА: 1, 2 – емкости с $\text{O}_{2\text{ж}}$ и $\text{H}_{2\text{ж}}$; 3 – ТНА; 4 – газовый редуктор; 6, 14, 16 и 18 – клапаны; 8, 9 – клапаны подачи «О» и «Г» в ГГ; 10 – ПЗУ_{ГГ}; 11 – ГГ; 12 – газопровод; 13 – клапан обратный; 15 – ресивер с газом для раскрутки ТНА; 17 – разделитель двухфазного потока
*) При испытании КС восстановительный газ после турбины и окислитель через клапан 6 подаются в КС (клапан 18 закрыт, поз 17 исключается)

Исследования систем обеспечения безопасности испытаний ЖРД и ДУ показывают, что по статистике аварий, произошедших по причине выброса

водорода, развитие событий имеет определенное время, позволяющее парировать нештатные ситуации (НшС), а коэффициент участия водорода во взрыве z в большинстве случаев не превышает 0,1 [3].

Это показывает, что испытания ДУ на стенде НИЦ РКП с увеличенной заправкой РБ водородом (до 7000 кг) возможны при выполнении комплекса дополнительных мер безопасности и парировании НшС, предусматривающих:

- сохранение иерархического принципа построения программ испытаний с постепенным их усложнением;
- внедрение диагностических методов контроля состояния двигателя после испытания для оценки его остаточного ресурса;
- оснащение САЗ каналами контроля виброперегрузок в напряженных системах ДУ (ТНА и КС), высокочувствительными преобразователями, основанными, например, на оптоволоконной технике и обеспечивающими контроль, например, износа беговых дорожек узлов качения ТНА, температуры лопаток турбины и др.;
- внедрение усовершенствованных датчиков контроля утечек водорода с инерционностью до 2 с;
- применение средств флегматизации с добавками ингибиторов взрывоопасных смесей водорода с воздухом и кислородом в отсеках ДУ и др.

В частности, чл.-корр. РАН В.В. Азатяном были предложены эффективные ингибиторы, которые позволяют регулировать закономерности горения и взрыва смесей H_2 и метана с воздухом или O_2 . Было показано, что в отличие от «чисто» тепловой природы горения, обрыв лавинообразного размножения активных промежуточных частиц (атомов и радикалов) в ходе их реакций позволяет приостанавливать процесс горения и взрыва газов не только при экзотически низких давлениях, но также при атмосферном и повышенных давлениях при присутствии ингибиторов, в частности, пропилена (C_3H_6). Для предотвращения детонации H_2 -воздушных смесей концентрация ингибитора составляет $\sim 3\%$, а для прекращения горения – до 4% по объему. Было

обосновано построение системы пожаровзрывопреждения (СПВП) с применением ингибиторов в смеси с флегматизатором – азотом.

Автором предложена технология, предусматривающая заполнение баллона СПВП вначале ингибитором (более тяжелым газом) и затем – азотом при нижнем расположении патрубков заправки [3].

В третьей главе представлены результаты разработки ПК СДАЗ, реализующие выполнение комплекса дополнительных мер безопасности.

В СДАЗ применяют одноканальные и троированные системы с дублированием контроллеров, которые предназначены для контроля критических параметров ЖРД и ДУ с момента его запуска и до останова с выдачей команды автоматического выключения двигателя (АВД) при выходе параметров из допусковых значений (например, p , T и сплошности потока на входе в насосы, частоты вращения ротора ТНА, вибрации и др. в узлах двигателя (ГГ, КС) [10].

Приведены примеры построения систем управления и аварийной защиты с экранными формами (рис. 6) для испытаний 3-ей ступени РН «Ангара».

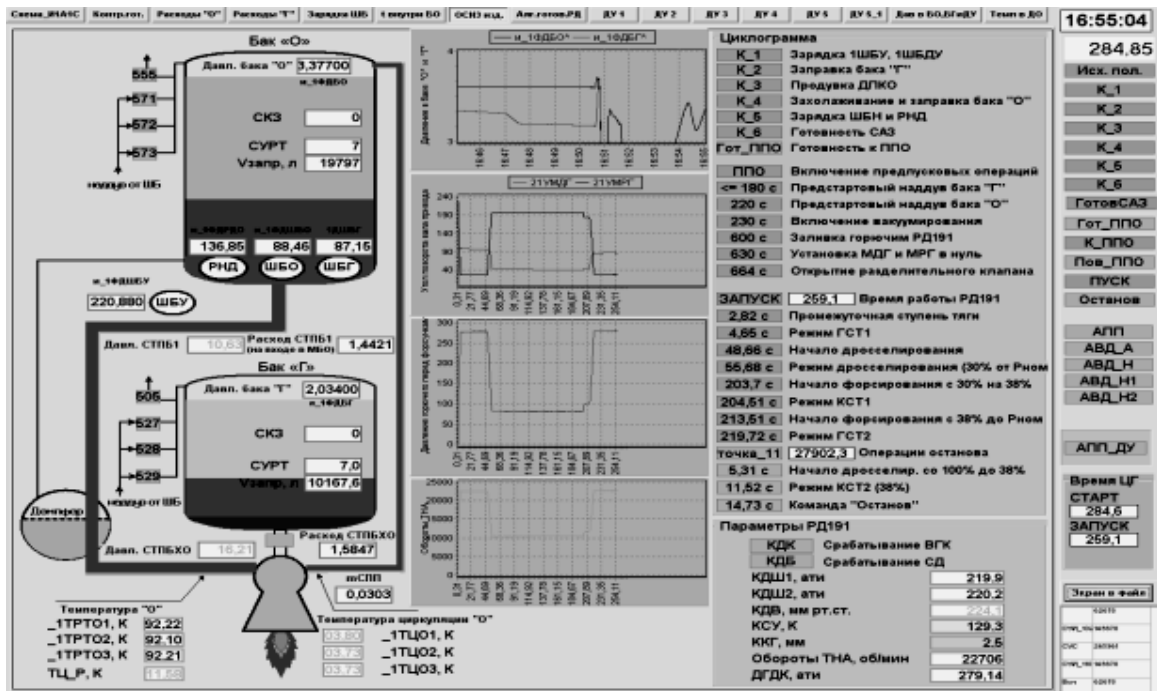


Рис. 6. Экранная форма мнемосхемы с отображением информации при испытании ДУ: 1 – в виде значений параметров; 2 – в виде графиков в зависимости от времени («бегущая волна»); 3 – вид операции

Исследования СДАЗ, отладка алгоритмов подтвердили обеспечение быстродействия аппаратуры САЗ на уровне 0,06 с и надежности 0,978 при $\gamma=0,995$, удовлетворяющие требованиям безопасности испытаний [10].

Нештатные ситуации при опасных операциях заправки и испытаний ЖРД и ДУ на криогенных компонентах топлива с мероприятиями по выходу из этих ситуаций обобщены и приведены в табл. 3 и 4.

Таблица 3 – НшС и меры предупреждения при проведении заправки

№	НшС	Контроль	Мера предупреждения
1	Негерметичность системы	Контроль опасных накоплений H_2	Подача инертного газа в бокс и в двигательный отсек ДУ
2	Повышенные нагрузки (термические) на систему заправки, баки	Контроль T стенки РМ и расходов компонента	Введение предварительного захлаживания системы малым расходом компонента
3	Забивка фильтров при проведении заправки	Контроль T стенки РМ и расходов компонента	Исключение перегрева «О» и «Г» перед заправкой и применение развитых поверхностей

Таблица 4 – НшС и меры предупреждения при испытании и запуске

№	НшС	Контроль	Мера предупреждения
1	Захлаживание магистралей «О» и «Г»	Контроль температур на входе в насосы и стенок насоса	Регулирование режимов охлаждения (предварительный, основной и конечный режимы)
2	Не герметичность системы	Контроль опасных накоплений (утечек) водорода	Подача инертного газа в бокс и в хвостовой отсек ДУ
3	Не воспламенение выбросов водорода	Контроль систем воспламенения H_2 , включение продувок	Введение блокировки: разрешение подачи следующей команды по сигналам системы
4	Не запуск двигателя	Контроль работы устройств зажигания компонентов в ГГ и КС	Введение блокировки: разрешение подачи следующей команды после воспламенения компонентов в ГГ и КС
5	Запуск двигателя, контроль режима	Контроль выхода двигателя на режим	Введение блокировки по давлению в КС
6	Контроль испытания СД и САЗ	Контроль параметров испытания САЗ в автоматическом режиме	По срабатыванию СД и САЗ включаются различные режимы подачи флегматизатора – азота и ингибитора в ДО ДУ
7	Пожар (взрыв), падение режима $n_{ТНА}$ и $T_{ВХ}$	Контроль параметров в автоматическом режиме	Аварийное прекращение испытания (АВД)

На графике рис. 7 для примера представлены изменения паросодержания $C_{вх}$, перепада температур ΔT на дроссельном устройстве и приведенного расхода водорода $Q_{пр}$ от времени при испытаниях бустерного насоса на трех режимах кавитационного срыва. Повышением давления на входе в насос при $\tau = 83, 124$ и 163 с обеспечивается выход из НшС (кавитационного срыва).

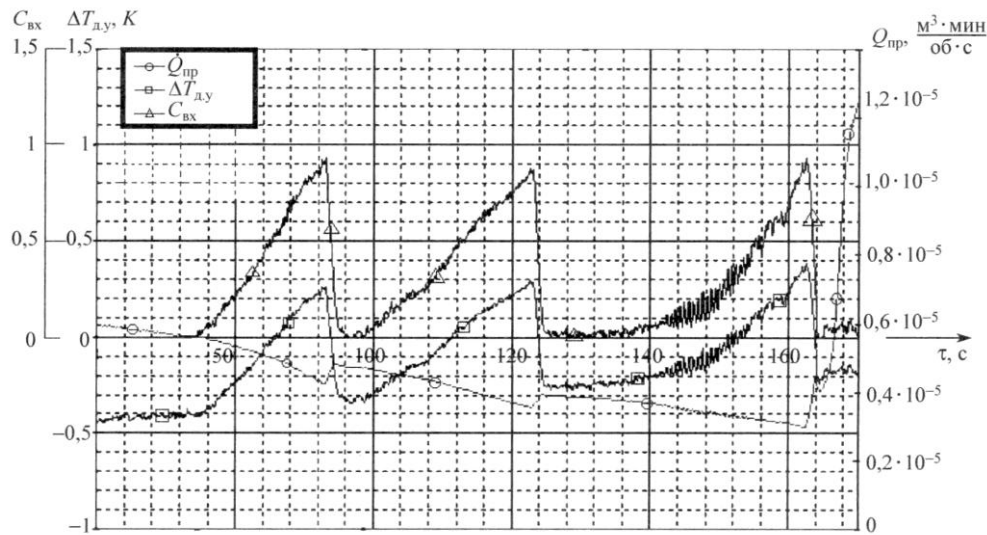


Рис. 7. Зависимость паросодержания $C_{вх}$, перепада температур ΔT и приведенного расхода водорода $Q_{пр}$ от времени τ

Исследования систем контроля опасных накоплений (СКОН) взрывоопасных газов, входящих в СПВП при испытаниях блока 12КРБ показали, что быстрдействие и селективность сигнализаторов (отсутствие реакции, например, на другие газы – гелий) обеспечивались: основной системой с полупроводниковым датчиком концентраций водорода ИПДВ1 с инерционностью контроля до 6 с и дублирующей системой контроля температуры в двигательном отсеке (ДО) с инерционностью показаний до 1 с (без количественной оценки). При сравнительных испытаниях сигнализаторов в установке была показана перспективность применения электронных датчиков с оптоволоконными линиями связи, построенными на основе гибридных технологий, позволяющих уменьшить инерционность систем до 2 с [6, 8].

Таким образом применение усовершенствованных СДАЗ на основе современных средств ИТ и ПК с дополнительными мерами безопасности

позволяют повысить коэффициент охвата аварийных ситуаций до 0,8 – 0,9 и обеспечить испытания РБ с увеличенной заправкой бака ДУ водородом.

В четвертой главе приведены исследования по планированию комплексной отработки сложных технических систем (СТС) [7, 8, 12].

Исследованиями было выявлено, если при ЭО проводятся измерения по M параметрам работоспособности, то средний объем испытаний $k_{cp,M}$ будет определяться областью подтверждения надежности при всех параметрах.

Изменение вероятности отказа (Q_0) по числу испытаний, проводимых по иерархической схеме «снизу-вверх», можно представить:

$$Q_0 = \frac{1}{(k - \beta)} \cdot e^{-\alpha}, \quad (8)$$

где α и β – аппроксимирующие коэффициенты; k – количество испытаний.

Согласно полученным результатам аппроксимирующие коэффициенты для $M = 10$ будут равны $\alpha = 2,6$ и $\beta = 0,5$. Объемы испытаний k и соответствующего им значения нижней границы надежности $H_{кн}$ на этапе отработки СТС имеют вид

$$H_{кн} = 1 - Q_{ок}, \quad (9)$$

где $Q_{ки} = \sum_{j=1}^r q_{ки,j} = \sum_{j=1}^r \frac{1}{(k_j - \beta_j)} \cdot e^{-\alpha_j}$; $q_{ки,j}$ – вероятность отказа, достигаемая на j -ом этапе комплексной ЭО; r – число этапов комплексных испытаний.

Как видно из соотношения (9) заданные уровни надежности СТС можно обеспечить при различных сочетаниях вероятностей отказа $q_{ки,j}$, которые целесообразно назначать из условия минимизации суммарных затрат ($C_{ки}$) на проведение ЭО

$$C_{ки} = \sum_{j=1}^r c_j \cdot k_j \cdot \xi_j.$$

Для рассматриваемого случая функция Лагранжа будет равна

$$L = C_{ки} + \lambda_{от}(Q_{ки} - Q_{зад}), \quad (10)$$

где $\lambda_{от}$ – интенсивность отказа.

При этом оптимальные уровни числа испытаний k_j и соответствующие

мм вероятности отказа $q_{ки,j}$ должны удовлетворять соотношению

$$\frac{\partial L}{\partial k_j} = 0. \quad (11)$$

Тогда получим для объемов испытаний СТС

$$k_j = \frac{e^{-\alpha_j}}{q_{ки,j}} + \beta_j. \quad (12)$$

Результаты расчетов объемов испытаний и нижней границы надежности работы H_n при безотказных испытаниях ($\gamma = 0,95$) представлены в табл. 5 и 6.

Таблица 5 – Результаты расчетов надежности СТС и количества испытаний

Номер этапа комплексной отработки	Надежность (H), достигаемая на этапах комплексной отработки	Потребное число испытаний
1	0,9840	6
2	0,9915	5
3	0,9915	7
4	0,9926	3
Надежность СТС	0,9602	21

Таблица 6 – Объемы испытаний и граница безотказной работы H_n

Параметр	Количественный показатель			
	10	100	1000	10^4
H_n	0,74	0,97	0,997	0,9997

Для иллюстрации приведена статистика отработки систем двигателя 11Д57 (тяга 392 кН) на натуральных КРТ, которая включала ~ 900 испытаний, при этом по этапам комплексной отработки получили следующее распределение: испытания насосов горючего составили 15 %, насосов окислителя – 58 % и ТНА с ГГ – 27 % от объема испытаний СП [7].

Таким образом, для этапов комплексной ЭО уровни надежности и объемы испытаний СТС существенно зависят от числа измеряемых параметров и уровней избыточности анализируемых систем, т. е. при ограниченных объемах испытаний требуется обеспечить высокие уровни коэффициента временного запаса по безотказной работе устройства.

Заключение

В результате проведенной работы предложена технология испытаний

криогенных ракетных двигателей с имитацией воздействующих факторов.

Основные результаты проведенной работы:

1. Предложена технология испытаний ракетных двигателей РД0146Д, снабженных сопловыми насадками большого расширения, с поэтапным обеспечением имитации условий эксплуатации:

- для сопла с $f_a=114$ применением барокамеры и диффузора;
- для НСН с $f_a=170$ и $f_a=475$ применением барокамеры, диффузора, смесителя-конденсатора и парожетекторной установки.

Исследования позволили определить: методику расчета истечения ПС в системе «сопло РД – диффузор», режимы настройки систем, давления запуска диффузора.

2. В криогенных системах ИС и ДУ используются схемы захолаживания паром, малым и большим расходом жидкости и в системах ДУ – схемы захолаживания холодным гелием, парожидкостным потоком и применением циркуляционного контура. Результаты исследований процессов захолаживания РМ, полученные при испытаниях блока 12КРБ, могут быть использованы для верификации компьютерных моделей расчета систем ИС и ДУ.

3. Предложены параллельно-секционная компоновка баллонов в ВСП, обеспечивающая уменьшение неравномерной выработки компонента из системы до 10 %, на основе тепловых расчетов проведена оптимизация технологии заправки ВСП криогенным компонентом в три этапа (захолаживание и заправка, выдержка и дозаправка) и методика построения ЭУ с насосными СП и питания ГГ привода ТНА от испытываемых насосов.

4. Предложены ПК с дублированными и троированными элементами СДАЗ с надёжностью САЗ 0,978 и инерционностью до 0,06 с ($\gamma=0,995$), удовлетворяющие требованиям безопасности испытаний ДУ на стенде.

5. Разработаны меры предупреждения НшС при проведении опасных операций захолаживания, заправки, запуска и испытания, ПК для оптимизации процессов выхода из НшС (например, кавитационного срыва насоса с применением алгоритмов наддува баков).

6. На основе проведенных сравнительных испытаний датчиков контроля концентраций водорода обосновано применение в СКОН дополнительно оптоволоконных датчиков с инерционностью до 2 с, а также усовершенствованных СДАЗ на основе современных ИТ и ПК, позволяющих повысить эффективность СПВП и коэффициент охвата аварийных ситуаций при испытаниях до 0,8-0,9.

7. Испытание ДУ с заправкой бака водородом более 2700 кг на стенде можно обеспечить при выполнении комплекса дополнительных мер безопасности и парировании НшС с применением разработанных ПК СДАЗ.

8. Обоснованы и рекомендованы расчетные модели и алгоритмы для прогнозирования динамики изменения показателей надежности в процессе проведения этапов комплексной ЭО СТС с измерениями по нескольким параметрам работоспособности.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ:

- **Публикации в рецензируемых изданиях:**

1. Galeev, A.V. Research of heat transfer processes during pre-launch chilldown of PS consumption lines of upper-stage LV / A.G. Galeev, V.P. Firsov, I.V. Antyukhov, A.V. Galeev // International Journal Hydrogen Energy. 2017. Vol. 42. №38. P. 24448 – 24457.

2. Galeev, A.V. Schematics for experimental units with pump feed system of propellant components for hydrogen LPE PS units / A.G. Galeev, A.V. Galeev, V.V. Rodchenko // International Journal of Hydrogen Energy. 2017. Vol.42. №30. P. 19309 – 19317.

3. Галеев, А.В. Исследование систем обеспечения безопасности испытаний кислородно-водородных ДУ на стенде / В.В. Родченко, А.Г. Галеев, Б.Б. Попов, А.В. Галеев // Альтернативная энергетика и экология. 2015. № 20. С. 42 – 52.

4. Галеев, А.В. К вопросу исследования процессов теплообмена при предстартовом захолаживании расходных магистралей ДУ разгонных блоков РН / А.Г. Галеев, В.П. Фирсов, И.В. Антюхов, А.В. Галеев // Альтернативная энергетика и экология. 2015. № 21. С. 156 – 166.

5. Галеев, А.В. Оптимизация схем и режимов заправки вытеснительной системы подачи компонентов ракетного топлива для испытаний камеры сгорания ЖРД // Труды МАИ. № 86. 2016. 18 с.

6. Галеев, А.В. Схемы ЭУ с насосной системой подачи компонентов топлива для испытаний агрегатов ДУ РКС / А.Г. Галеев, А.В. Галеев, В.В. Родченко // Альтернативная энергетика и экология. 2016. № 9 – 10. С. 82– 94.

7. Галеев, А.В. Планирование комплексной отработки СТС / В.В. Родченко, А.Г. Галеев, А.А. Золотов, А.В. Галеев // Альтернативная энергетика и экология. 2015. № 9. С. 76 – 85.

• **Публикации в других научных изданиях:**

8. Галеев, А.В. К вопросу контроля концентраций водорода при стендовых испытаниях ДУ ракетных блоков / А.В. Галеев, Б.Б. Попов // Авиация и космонавтика-2015: материалы XIV Междунар. науч.-техн. конф., М., 16-20 нояб. 2015 г. – МАИ, 2015. – С. 476 – 479.

9. Галеев, А.В. О верификации метода моделирования течения газов в системе «сопло – диффузор» / А.Г. Галеев, А.В. Галеев // Ракетно-космические двигательные установки: Материалы Всерос. науч.-техн. конф., М., 01-31 окт. 2015 г. – МГОУ, 2015. – С. 91 – 94.

10. Галеев, А.В. Модернизация испытательных стендов ЭБ отрасли на основе ИТ для отработки ЖРД и ДУ нового поколения / А.В. Галеев, А.Г. Галеев, А.В. Катенин и др. // Вопросы образования и науки: теоретический и методический аспекты: сб. научн. тр. по материалам Междунар. науч.-практ. конф., г. Тамбов, 30 июня 2015 г. – Тамбов, 2015. – Часть 4. – С. 26 – 31.

11. Галеев, А.В. Компоновка и заправка ВСП КРТ для испытаний камеры сгорания ЖРД / А.В. Галеев // Гагаринские чтения: материалы XLII Междунар. молодёжной науч. конф., М., 12 –15 апр. 2016 г. – МАИ, 2016. – Том 2. – С. 116 –117.

12. Галеев, А.В. Исследование ЭУ с насосными системами подачи компонентов топлива для испытаний камеры и газогенератора ЖРД / А.В. Галеев // Авиация и космонавтика-2016: материалы XV Междунар. науч.-техн. конф., М., 14-18 нояб. 2016г. – МАИ, 2016. – С. 174 – 176.

13. Галеев, А.В. Исследования по формированию проектного облика лунного реактивного пенетратора / А.В. Галеев, В.А. Заговорчев, Д.Н. Михайлов, Э.Р. Садретдинова // Орбита молодежи и перспективы развития российской космонавтики: материалы III Всерос. молодёжной науч.-техн. конф., Томск, 18-22 сент. 2017 г. – ТНИПУ, 2017. – С. 29 – 30.