

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

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»

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Родченко Владимир Викторович

Москва 2018

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
ВВЕДЕНИЕ	6
1. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР МЕТОДОВ ИСПЫТАНИЙ ЖРД И ДУ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ. ПОСТАНОВКА ЦЕЛИ И ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЙ	16
1.1. Основные проблемы качественного проведения испытаний	16
1.2. Проблемы обеспечения надежности и повышения безопасности ЭО и эксплуатации РКС	21
1.3. Анализ применения методов повышения эффективности и безопасности эксплуатации испытательных стендов	28
1.4. Обеспечение безопасности испытаний криогенных ЖРД и ДУ	31
1.5. Постановка цели и задач исследования	41
2. МЕТОДИКА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ ИСПЫТАНИЙ ПРИ ЭО КРИОГЕННЫХ ЖРД С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМ ИМИТАЦИИ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ	43
2.1. Имитации условий эксплуатации при отработке криогенных двигателей с большой степенью расширения сопла	43
2.2. Имитации условий функционирования систем питания стенда и двигателя на криогенных компонентах топлива на режимах захлаживания и запуска	53
2.2.1. Схемы захлаживания криогенных систем	53
2.2.2. Результаты исследования захлаживания криогенных систем	56
2.3. Исследование вытеснительной и насосной систем подачи КРТ для испытания камеры сгорания и насосных агрегатов ЖРД	65
2.4. Обеспечение безопасности испытаний ЖРД и ДУ с применением криогенных компонентов топлива	77
2.5. Выводы по главе 2	80
3. РАЗРАБОТКА И ТЕСТИРОВАНИЕ ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСОВ СИСТЕМ ДИАГНОСТИКИ И АВАРИЙНОЙ ЗАЩИТЫ ИСПЫТАНИЙ	82
3.1. ИУС для управления и регулирования процессом испытания, системы диагностики и аварийной защиты испытуемого двигателя	82
3.2. Системы диагностики и аварийной защиты	87
3.3. Нештатные ситуации при подготовке и проведении испытаний ЖРД и ДУ, мероприятия и алгоритмы по выходу из этих ситуаций	90

3.4. Исследования и отладка программных комплексов на основе современных средств информационных технологий, применяемых в системах диагностики и аварийной защиты	95
3.5. Выводы по главе 3	99
4. ПЛАНИРОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ ОТРАБОТКИ СТС С ПРОГНОЗИРОВАНИЕМ ПАРАМЕТРОВ ЭО И ОПТИМИЗАЦИЕЙ ОБЪЕМОВ ИСПЫТАНИЙ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ОТРАБОТКИ	101
4.1. Прогнозирование параметров экспериментальной отработки на этапах автономной отработки	101
4.2. Оптимизация объемов испытаний на различных этапах комплексной отработки	109
4.3. Выводы по главе 4	115
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	116
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	118

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АВД	– аварийное выключение двигателя
БВ	– блок выведения
ВСП	– вытеснительная система подачи
ДВГГ	– дожигание восстановительного газогенераторного газа,
ДИ, ЗДИ	– доводочные испытания, завершающие доводочные испытания
ДОГГ	– дожигание окислительного газогенераторного газа
ЖРД, РД	– жидкостный ракетный двигатель, ракетный двигатель
ИИС, ИУС	– информационно-измерительная, информационно-управляющая системы
ИСМАН	– институт структурной макрокинетики и проблем материаловедения РАН
ИС	– испытательный стенд
КА	– космический аппарат
РБ КВТК	– разгонный блок кислородно-водородный тяжелого класса
КПЭО	– комплексная программа экспериментальной отработки
КС	– камера сгорания
КРТ	– компоненты ракетного топлива
ЛА	– летательный аппарат
ЛКИ	– летно-конструкторские испытания
МНК	– метод наименьших квадратов
МКС, МРКС	– многоразовая космическая станция, многоразовая ракетно-космическая система
НИР	– научно-исследовательская работа
НСН	– неохлаждаемый сопловой насадок
ОДУ	– объединённая двигательная установка
ОИ	– объект испытаний
ПГС	– пневмогидросхема, пневмогидросистема
ПК	– программный комплекс
ПО	– программное обеспечение
ПФЭ	– полный факторный эксперимент
РБ	– разгонный блок, ракетный блок
РДТТ	– ракетный двигатель твердого топлива
РН	– ракета-носитель
САЗ, СДАЗ	– система аварийной защиты, система диагностики и аварийной защиты
САС	– система аварийного спасения
СВИ	– система высотных условий

СИ, СУ	– система измерения и система управления
СК, ТК	– стартовый комплекс, технический комплекс
СКОН	– система контроля опасных накоплений
СПВП	– система пожаровзрывопреждения
СПГ	– сжиженный природный газ
СТК	– сверхтяжелого класса
ТЗ	– техническое задание
ТНА	– турбонасосный агрегат
ТТУ	– твердотопливный ускоритель
ЭО, ЭПК, ЭУ	– экспериментальная отработка, электропневмоклапан, экспериментальная установка
α	– коэффициент теплоотдачи, коэффициент избытка окислителя
λ	– приведенная скорость, коэффициент теплопроводности
$\lambda_{от}$	– интенсивность отказа
f_a	– геометрическая степень расширения сопла
F_a	– площадь среза сопла, м ²
I_y	– удельный импульс тяги, м/с
I_Σ	– суммарный импульс тяги, м/с
K_m	– соотношение компонентов топлива (массовое)
G	– массовый расход в двигатель, кг/с
H	– напор, уровень надежности
M	– число Маха
\dot{m}_z, \dot{m}_o	– массовый расход горючего, окислителя, кг/с
\dot{m}_Σ	– суммарный массовый расход
n	– показатель политропы, число опытов
p_k, p_a	– давление в камере сгорания, давление на срезе сопла, Па
p_H	– внешнее (атмосферное) давление, Па
Δp_i	– перепад давления на форсунке двигателя в i -ом опыте
P	– тяга двигателя, Н
Q	– тепловой поток, вероятность безотказной работы
q	– удельный тепловой поток
T_z	– температура горючего на входе в двигатель, К
$T_{ст}$	– температура стенки двигателя (трубы), К
W_a	– скорость истечения продуктов сгорания на срезе сопла, м/с
τ	– интегральное время работы двигателя.

ВВЕДЕНИЕ

Создание систем и элементов ракетно-космической техники (РКТ) требует проведения большого объема как расчетно-проектных работ, так и экспериментальных исследований и испытаний двигателей, двигательных установок (ДУ), космических аппаратов (КА) в стендовых и летных условиях. Поэтому успех создания ракетно-космических систем (РКС) во многом определяется надежностью и безопасностью эксплуатации испытательных и стартовых комплексов (ИК) и (СК). При наземных испытаниях (НИ) применяют сложное оборудование для имитации полетных условий эксплуатации, воздействующих факторов космического пространства и обеспечения безопасности подготовки и проведения испытаний.

Надежность работы ЖРД и ДУ во многом определяется применяемыми схемными и конструктивными решениями, а также используемыми компонентами ракетного топлива (КРТ), материалами и технологиями изготовления и испытаний.

Наиболее напряженным элементом ракетной ДУ является двигатель, обеспечение заданной надежности которого требует проведения длительного этапа экспериментальной отработки (ЭО).

Следует отметить, что сложность испытательных стендов (ИС) постоянно возрастает. Это объясняется многими причинами: увеличением сложности летательного аппарата (ЛА), необходимостью контроля всё большего числа параметров, характеризующих качество аппарата; увеличением уровня, длительности приложения и усложнением спектра нагрузок, которые действуют на аппарат в полёте и которые необходимо имитировать в процессе наземных исследований.

Актуальность темы диссертации. Актуальность проведенного исследования определяется особенностями современных требований к ЭО создаваемых образцов РКС. Образцы РКС отличаются повышенной конструктивной сложностью, энергонапряженностью рабочих процессов, работой узлов и агрегатов на

режимах предельных параметров и с использованием в конструкции новых материалов.

В общем случае ЭО ракетных двигателей и ДУ РКС можно представить как процесс обнаружения неисправностей и их устранения. Она продолжается до тех пор, пока не будут удовлетворены требования, предъявляемые к надежности.

Реальная надежность на всех этапах разработки изделия имеет тенденцию к возрастанию, за исключением случаев внесения отдельных ошибок при доработке. Возрастание надежности на этапе проектирования объясняется уточнением проектно-конструкторской документации по мере углубления и уточнения расчетов. На этапах ЭО рост надежности объясняется устранением неисправностей, выявляемых в процессе испытаний, уточнением нагрузок и воздействующих факторов и доработками конструкции.

Рост изменения надежности происходит в процессе:

- проектирования;
 - наземных автономных испытаний (НАИ);
 - наземных комплексных испытаний (НКИ);
 - летно-конструкторских испытаний (ЛКИ)
- и имеет вид, представленный на рисунке [9, 30].

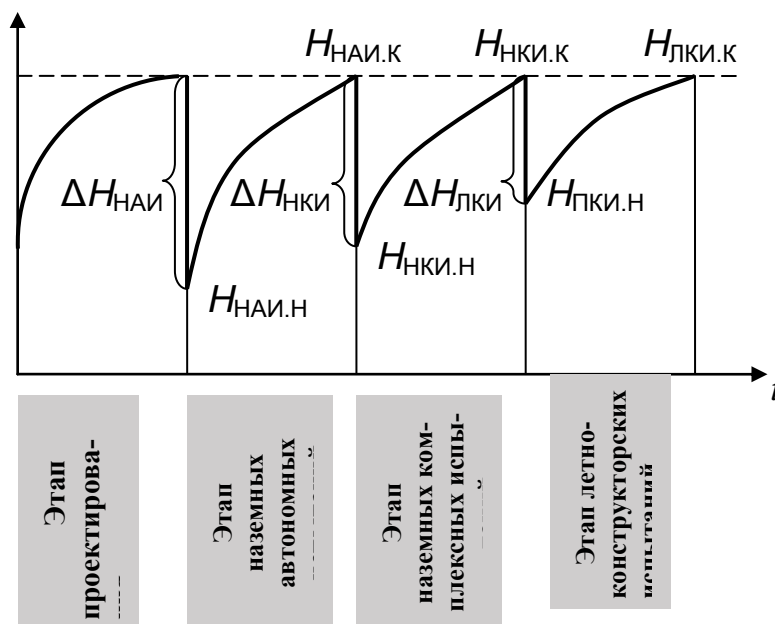


Рис. Характер изменения оценок надежности на этапах проектирования и ЭО

На этапах проектирования учесть все факторы невозможно, которые определяются на этапах ЭО с учетом полученных экспериментальных данных.

Так при автономных испытаниях начинают проявляться отказы, которые не были учтены при проектировании из-за незнания, например, эксплуатационных факторов, что приводит к скачкообразному изменению оценки надежности $H_{\text{НАИ}}$. Начальная надежность $H_{\text{НАИ.Н}}$ характеризует вероятность безотказной работы на этапе автономных испытаний при условии отсутствия неисправностей на этапе комплексных и летных испытаний (ЛИ), т. е. имеем

$$H_{\text{НАИ.Н}} = 1 - P\{e_1\}.$$

По мере устранения неисправностей оценка надежности будет расти до некоторой величины, соответствующей моменту окончания НАИ, а именно:

$$H_{\text{НАИ.К}} = 1 - P\{e_{1К}\}.$$

Таким образом оценка $H_{\text{НАИ.К}}$ характеризует надежность изделия, достигаемую после завершения автономной отработки при условии отсутствия неисправностей на этапах НКИ и ЛКИ.

При переходе к комплексной отработке оценка надежности снова падает на величину $\Delta H_{\text{НКИ}}$ ввиду появления новых источников отказа, обусловленных совместной работой опытных образцов в стендовых условиях.

На этапе ЛИ характер изменения оценки надежности повторяется. При этом скачок надежности $\Delta H_{\text{ЛКИ}}$ будет определяться отличием реальных режимов функционирования систем в полете от стендовых условий [7, 37].

Обеспечение комплексных показателей надежности, полноты экспериментального определения параметров и технических характеристик объектов РКТ, технико-экономической эффективности и экологической безопасности стендовой отработки РКТ требует решения задач:

- теоретического обоснования рекомендаций по совершенствованию технологии наземной стендовой отработки ЖРД и ДУ;
- совершенствования испытательного оборудования (ИО) и систем ИС для реализации имитации воздействующих факторов, соответствующих условиям натурной эксплуатации.

При этом до начала испытаний необходимо определить:

– оптимальные условия испытаний и режимы настройки ИО с использованием методик расчета процессов в системах объекта исследования и имитации воздействующих факторов;

– программные комплексы (ПК), включающие алгоритмы и программное обеспечение (ПО) систем управления, регулирования, диагностики и аварийной защиты (СДАЗ) для их настройки и отладки.

Таким образом, задача разработки методики ЭО изделий РКТ, программных комплексов систем диагностики и аварийной защиты, внедрения их в практику испытаний является актуальной и позволит повысить:

– надежность ЖРД, ДУ и их систем, безопасность стендовых испытаний за счет увеличения охвата аварийных (нештатных) ситуаций при их функционировании с высокоэффективными КРТ: жидкие кислород, водород и сжиженный природный газ (СПГ), обладающими повышенной пожаро- и взрывоопасностью;

– эффективность функционирования перспективных РКС для освоения объектов ближнего и дальнего космоса, создаваемых по Федеральной космической программе ФКП-2025.

Целью настоящей квалификационной научной работы является повышение эффективности и безопасности испытаний криогенных ракетных двигателей с имитацией воздействующих факторов, адекватных условиям эксплуатации, с применением разработанных методик расчета процессов в системах стенда и ДУ, программных комплексов систем диагностики и аварийной защиты испытаний.

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) На основе тепловых расчетов обосновать решения по улучшению схем компоновки баллонов и технологию заправки вытеснительной СП компонентов, а также оптимизировать схемы ЭУ с насосными СП для испытаний агрегатов ЖРД; 3) Разработка ПК СДАЗ испытаний и комплекса дополнительных мер безопасности для испытаний РБ с увеличенной заправкой бака ДУ водородом на испытательном стенде (ИС).

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 ПС в системе «сопло РД – диффузор»;

– обоснования и разработки методики захлаживания 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 захлаживания и заправки вытеснительной системы криогенным компонентом в три этапа дополняют теорию теплообмена в двухфазных системах ИС. 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 ЭО РКС, оптимизации схем экспериментальных установок для отработки агрегатов РКС, методик расчета систем ИС, диагностики параметров ОИ и 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, которые были использованы для решения поставленных задач:

– теория расчета и проектирования ЖРД и систем ИС;

- методы математического планирования экспериментов;
- теория проведения испытаний ЖРД.

Предметом исследования является комплексная технология испытаний криогенных ракетных двигателей разгонных блоков (РБ) и верхних ступеней ракет-носителей (РН) с имитацией условий эксплуатации.

На защиту выносятся:

- технология поэтапной отработки двигателя, методики расчета систем «сопло РД – диффузор» и оптимизации процессов захлаживания 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 сделанных выводов подтверждается на корректном использовании фундаментальных уравнений теории, расчета и ЭО ЖРД; на использовании при экспериментальном исследовании сертифицированных средств измерений, а также признанных научных положений, апробированных методов и средств исследования и отвечающих современному уровню; на совпадении полученных результатов с результатами экспериментальных исследований.

Апробация результатов. Основные результаты и положения диссертации докладывались и обсуждались на XV и XVI Международных конференциях «Авиация и космонавтика» (Москва: МАИ, 2015 и 2016) [26, 28], на Всероссийской конференции «Ракетно-космические ДУ» (Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015) [25], на Международной конференции «Вопросы образования и науки» (Тамбов, 2015) [24], на XLII Международной молодежной конференции «Гага-

ринские чтения» (Москва: МАИ. 2016) [27] и на III Всероссийской молодежной конференции «Орбита молодежи» (Томск: ТНИПУ. 2017) [29].

Личный вклад автора. Автором выполнены обоснования технологии поэтапной отработки двигателя с соплами большого расширения, методики расчета систем «сопло РД – диффузор» и оптимизации процессов захолаживания, 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» МАИ по курсу «Проектирование ИС ЖРД и ДУ». Разработанные методики и технология испытаний криогенных ЖРД с имитацией воздействующих факторов и комплекс дополнительных мер безопасности для испытаний РБ с увеличенной заправкой бака ДУ водородом на стенде рекомендованы к использованию в практике ЭО ЖРД и ДУ разгонных блоков.

Публикации. Основные результаты работы опубликованы в рецензируемых изданиях [1 - 7], в сборниках тезисов докладов конференций [18, 21, 22, 24, 25, 28]. Всего по теме диссертации опубликовано 14 работ.

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

Во введении и в первой главе обоснована актуальность темы диссертации. Рассмотрены состояние вопроса по методологии ЭО ЖРД и ДУ, разделяющиеся на этапы наземных и летных испытаний, проблемы повышения эффективности ЭО и эксплуатации РКС, обеспечения безопасности испытаний с применением взрывоопасных КРТ, методики планирования и обработки результатов испыта-

ний, методики имитации условий эксплуатации и воздействующих факторов для построения планов ЭО РКС. Показано, что безопасные условия функционирования систем ИС при отработке изделий с применением криогенных компонентов топлива в настоящее время обеспечиваются:

- применением технологии испытаний с системами обеспечения безопасности, основанными на автоматизации процессов и проведении опасных операций (заправка, испытание) с дистанционным управлением;

- внедрением систем диагностики и САЗ с ПК, обеспечивающими охват до 60-70 % аварийных (нештатных) ситуаций в процессе испытаний.

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

Во второй главе разработана методика повышения эффективности испытаний при ЭО ЖРД и ДУ с применением криогенных компонентов топлива. Показано, что для стендовой отработки двигателей с большой степенью расширения сопла (f_a) используются системы имитации высотных условий с барокамерой, диффузором и парозежекторной установкой (ПЭУ). Для определения давления запуска диффузора – $p_{\text{кзп}}$ при испытаниях двигателя РД0146Д были использованы верифицированные методика и ПК с моделированием процессов истечения для модельного и натурного выхлопного диффузора.

Обоснованы рекомендации по технологии испытаний перспективного двигателя типа РД0146Д для разгонных блоков РКС и их этапы:

- с охлаждаемым соплом с $f_a=114$ без и с имитацией высотных условий;
- с неохлаждаемым сопловым насадком (НСН) с $f_a=170$ с имитацией высотных условий с применением барокамеры, соответствующего выхлопного диффузора, смесителя-конденсатора и ПЭУ;
- испытания разгонного блока с двигателем, снабженным охлаждаемым соплом ($f_a=114$) без имитации высотных условий.

Испытание двигателя с выдвижным 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 ЛКИ.

Рассмотрена методика:

– имитации условий функционирования систем питания стенда и двигателя на криогенных компонентах топлива в процессе захолаживания, заправки и запуска с использованием результатов, полученными при испытаниях РБ 12КРБ с двигателем КВД1 в полете;

– оптимизации схем ЭУ с вытеснительными и насосными СП и технологии захолаживания и заправки вытеснительных СП криогенными компонентами для испытания агрегатов ЖРД.

Представлены также методика обеспечения безопасности испытаний криогенных ЖРД и ДУ. В частности, статистика аварий, произошедших по причине выброса водорода при проведении испытаний, показывает, что развитие событий имеет заметное время, позволяющее парировать развитие аварийной (нештатной) ситуации, а коэффициент участия водорода во взрыве z в большинстве случаев не превышает 0,1.

В этой связи рассмотрены особенности испытаний и проведено обоснование испытаний на стенде НИЦ РКП ДУ с увеличенной заправкой блока РН водородом (до 7000 кг) при выполнении дополнительного комплекса мер обеспечения безопасности.

В третьей главе описаны результаты разработки ПК систем диагностики и аварийной защиты, реализующих выполнение дополнительного комплекса мер безопасности при испытаниях РБ с увеличенными дозами заправки бака ДУ (до 7000 кг водорода).

Проведенные исследования систем диагностики и САЗ, отладка ПК, алгоритмов и ПО подтвердили возможность обеспечения быстрого действия современных САЗ на уровне 0,07-0,08 с и надежности на уровне 0,978 при доверительной вероятности 0,995, что удовлетворяет требованиям обеспечения безопасности стендовых испытаний блоков ДУ.

Рассмотрены и обобщены также нештатные ситуации (НшС) при подготовке и проведении заправочных операций и испытаний ЖРД и ДУ с взрывоопасными КРТ, мероприятия и алгоритмы по выходу из этих ситуаций.

Показаны результаты отладки ПК на основе современных ИТ, применяемых в системах диагностики и САЗ. Важным при этом является оснащение систем пожаровзрывопреждения (СПВП) подсистемой контроля опасных накоплений (СКОН) взрывоопасных газов (водорода, метана и кислорода), обладающей малой инерционностью и селективностью (отсутствие на присутствие других газов – кислорода и гелия).

Лабораторные исследования показали целесообразность применения параллельно с датчиками контроля концентраций водорода ИПКВ1 и дублирующей системой контроля температуры в двигательном отсеке (ДО) микроэлектронных датчиков с волоконно-оптическими линиями связи, построенные на основе гибридных технологий. Инерционность контроля составит при этом не более 2 с.

В четвертой главе приведены результаты исследований планирования комплексной отработки СТС с учетом проведения измерений по нескольким параметрам работоспособности (*M*) и надежности на отдельных этапах комплексной отработки изделия.

По результатам диссертационного исследования сделаны основные выводы и заключение по применимости разработанных методик испытаний ЖРД в практике ЭО ракетно-космических систем.

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках государственного задания № 9.7969.2017/БЧ.

1. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР МЕТОДОВ ИСПЫТАНИЙ ЖРД И ДУ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ. ПОСТАНОВКА ЦЕЛИ И ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЙ

1.1. Основные проблемы качественного проведения испытаний

Вопросы методологии испытаний ракетных двигателей и ДУ рассмотрены в работах авторов, выполненных в МАИ [15, 16, 23, 38, 39, 44– 46, 48, 56, 57, 61, 62, 65, 71 – 73, 76 – 78], НИЦ РКП [10, 14, 30 – 32, 41 – 43, 49, 52, 77. 78], ЦНИИмаш [15, 16, 53], КБХА [34, 55, 60], КБХМ им. А.М. Исаева [55, 67], ИЦ им. М.В. Келдыша [55, 58, 63], МГТУ им. Э.Н. Баумана [20, 22, 35], ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [17, 71, 72], СГАУ [37] и др. [74, 75].

При разработке современных летательных аппаратов (ЛА) примерно 60 % возникающих проблем конструирования и расчета систем решаются с помощью экспериментальных данных, полученных при испытаниях опытных образцов. Большая стоимость испытаний и длительность их проведения становятся определяющими в общих затратах и сроках, необходимых для создания ЛА.

Поэтому решение проблемы сокращения сроков и стоимости разработки РКТ (двигателей и ДУ в первую очередь) сводятся, в основном, к рациональной организации процесса экспериментальной отработки [30].

Испытания машин значительно различаются по способу проведения, назначению, характеру и даже терминологии в разных отраслях машиностроения.

Общими для всех отраслей машиностроения являются [47]:

- испытания машин новых конструкций, предназначенные для выявления основных качеств машин перед запуском их в серийное производство;
- испытания машин серийного производства, которые проводятся для проверки качества выпускаемой продукции и их соответствия техническим требованиям;

– научно-исследовательские испытания машин, позволяющие изучить влияние на работу машин различных факторов, слабо поддающихся предварительной оценке и расчетам, и накопить опытный материал для совершенствования машин.

Если рассматривать создание ракетно-космического комплекса (РКК), то испытания РКК – это всесторонняя проверка, которой подвергаются аппаратура, узлы, системы РКК и комплекс в целом для установления соответствия их характеристик предъявляемым тактико-техническим требованиям.

Испытания РКК представляют собой сложную и многообразную систему мероприятий и являются основным источником достоверной информации для обоснования принимаемых решений при проектировании и создании изделия.

Основными условиями испытаний РКК являются:

- рациональное сочетание объемов наземных и летных испытаний;
- последовательность испытаний;
- полнота испытаний.

Первое условие предполагает увеличение объема всех видов наземных и сокращения объема летных испытаний РКК.

Последовательность испытаний предполагает иерархический принцип их построения, т. е. переход к отработке и испытаниям от элементов к блокам (системам) и от блоков (систем) к комплексу в целом.

Полнота испытаний предусматривает проведение испытаний комплекса на заключительном этапе создания в полной штатной его компоновке.

На практике поиск оптимального варианта конструкции ЛА и его систем ведут путем изготовления, испытания и отбора лучших вариантов отдельных агрегатов, узлов и систем. Процесс этот длительный и трудоемкий. При этом требуются испытания значительного числа опытных образцов.

Возможны два направления проведения ЭО РКК [30].

При первом пути делается основной упор на проведение большого числа ЛИ с целью подтверждения правильности принятых технических решений и внесения изменений в конструкцию по результатам каждого ЛИ. Такая

концепция отработки была принята в США на ранних этапах развития ракетной техники (программы «Атлас», «Титан») и в СССР (программа «Восток»). Основным недостатком этого подхода к отработке является его высокая стоимость и продолжительность из-за необходимости проведения большого числа ЛИ, малая информативность каждого из них. Так, по программе «Атлас» потребовалось провести более 150 испытательных пусков, по программе «Титан» и «Восток» – более 30.

Второе направление предусматривает обеспечение отработки РКТ в наземных условиях с максимальным приближением условий испытаний к штатным (полетным). Такой подход к отработке вызвал необходимость создания экспериментально-испытательной базы. Так, в начале 1960-х годов в рамках лунной программы «Сатурн-Аполлон» в США была создана мощная испытательная база, позволяющая проводить полный цикл наземной отработки изделий РКТ (двигателей, ДУ и ступеней РН). Необходимо также отметить, что созданная в рамках программы «Сатурн-Аполлон» испытательная база была использована с незначительными доработками при выполнении последующих программ, в том числе и программы по созданию многоразовой транспортной космической системы (МТКС).

Испытания следует считать естественным продолжением проектных работ, которые заканчиваются созданием опытных образцов.

Работоспособность двигателя и ДУ оценивается только на основании результатов испытаний. Первым этапом испытаний является конструкторская отработка опытных образцов, имеющая целью уточнить проектные данные и выбрать штатный вариант конструкции. Этот этап включает, как правило, предварительные испытания опытных образцов, занимающих 15...20 % от общего объема испытаний. Затем следует доводка штатного варианта изделия и оценка его характеристик, составляющих основной объем доводочных испытаний (ДИ) при создании двигателя (60...70 %). Объем завершающих доводочных испытаний (ЗДИ) составляет до 10...25 %. Отработка сложных

технических систем (СТС) завершаются, как правило, государственными (межведомственными или сертификационными) испытаниями [52, 53].

Независимо от сложности экспериментальных программ количество дорогостоящих испытаний должно быть сведено к минимуму. Поэтому экспериментатор ищет возможность замены сложной программы более простой. Один из способов решения этой задачи заключается в использовании методов физического моделирования, при котором реальный процесс исследуется с помощью физических моделей.

Полученные результаты могут быть перенесены на реальный процесс путем соответствующего пересчета при условии, что модель подобна натуре [40, 43]. Модель подобна натуре, если будут соблюдены следующие три условия:

- обеспечено геометрическое подобие модели и природы;
- физические константы модели пропорциональны соответствующим константам натурального процесса, включая граничные условия;
- соответствующие критерии подобия для природы и модели равны между собой [68].

Точное соблюдение всех условий подобия возможно лишь в очень редких случаях, поэтому на практике все чаще прибегают к методам приближенного моделирования сложных физических процессов. Например, в гидродинамических процессах необходимо обеспечить равенство критериев Рейнольдса и Маха, в теплообменных процессах – равенство критериев Нуссельта и Прандтля. Модельные испытания не исключают натурные, но позволяют решить ряд задач, в результате которых можно значительно сократить экономические затраты на ЭО и создание испытательной базы [29]. Различают одно- и многофакторные испытания. Однако влияние отдельных факторов последовательно при испытаниях не одинаково по сравнению с комплексным воздействием различных факторов. При создании стендов решают вопрос о рациональном количестве и одновременном воздействии различных факторов при испытаниях, т. к. сложность и стоимость стендов и испытаний существенно возрастают [32, 77].

В [11, 42, 62] показано, что иерархическая цепочка испытаний разделяется на два уровня: наземной и лётной обработки, где зависимость эффективности испытаний (W) от продолжительности обработки на каждом уровне подчиняется экспоненциальному закону (рис. 1.1).

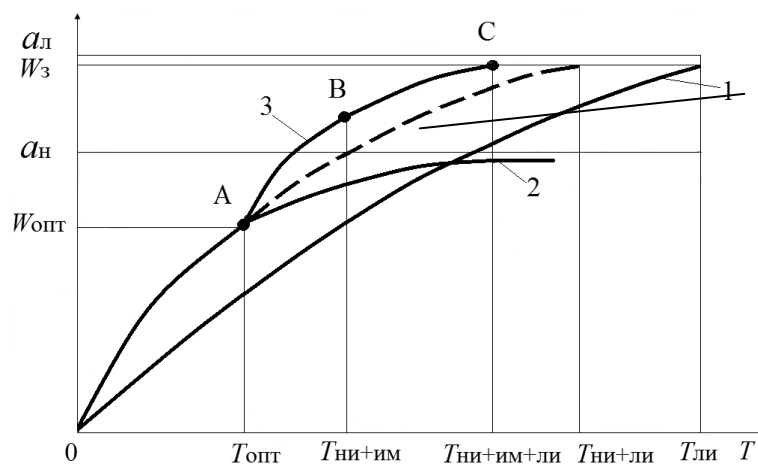


Рис. 1.1. Изменение эффективности испытаний в зависимости от времени: 1 – при ЛИ; 2 – при НИ; 3 – участок АВ при НИ с имитацией полётных условий; ОА – отработка при НИ; ВС – отработка при ЛИ; $a_{\text{л}}$ и $a_{\text{н}}$ – предельные значения эффективности испытаний при ЛИ и НИ

При наземной обработке скорость роста эффективности в соответствии со спецификой этих испытаний выше (более высокая информативность и дешевле), однако предельное значение эффективности $W_{\text{ни}}$ меньше заданного значения W_3 из-за различия условий испытаний. Поэтому для сокращения общего времени и стоимости испытаний, отработку ЛА до определенного значения эффективности, соответствующего точке А, необходимо проводить в земных условиях, а окончательную отработку до W_3 осуществлять в лётном эксперименте.

Планку эффективности НИ можно поднять выше (кривая 3, участок АВ, см. рис. 1.1) путем обеспечения имитации полетных условий эксплуатации на стенде (высотных условий, условий на входе в двигатель по давлению и температуре в магистралях окислителя и горючего и т. д.) [28, 39]. Это позволяет уменьшить количество дорогостоящих ЛИ до одного-двух.

Отработку проводят в три этапа: участки ОА – отработка при наземных испытаниях, АВ – отработка при наземных испытаниях с имитацией полётных

условий и BC – отработка при ЛИ, при этом общая длительность отработки $T_{\text{ни+им+ли}}$ будет наименьшей [30].

Если рассматривать расходы для проведения одной доработки на стадии проектирования, наземной отработки и ЛКИ, то они распределяются в соотношении 1:10:100. Это также подтверждает целесообразность иерархического построения программ испытаний, предусматривающих проведение испытаний по этапам: вначале – испытания элементов, затем – испытания блоков и в итоге – испытания системы в целом [52].

Преимуществами испытаний на низших уровнях являются простота применяемого оборудования и обнаружения дефекта.

Если рассматривать ЖРД, то процесс отработки проводится в следующей последовательности:

- испытания элементов, агрегатов (узлы уплотнения и опоры насосов, насос, турбина, газогенератор, камера сгорания, клапан и др.);
- испытания отдельных систем (ТНА с ГГ, ГГ с КС и др.);
- испытания группы систем (имитатор двигателя);
- испытания двигателя;
- испытания двигателя в составе ДУ;
- лётные испытания РКС [7, 30].

1.2. Проблемы обеспечения надежности и повышения безопасности ЭО и эксплуатации РКС

Вопросы обеспечения надежности и безопасности ЭО и эксплуатации РКС очень актуальны для выполнения космических программ, особенно пилотируемых. Надежность и безопасность эксплуатации РКС зависят от многих факторов, основными из которых являются:

- заданная кратность использования РКС и ее элементов;
- параметры РКС, применяемые компоненты ракетного топлива и схемные решения по двигателям и ДУ [42].

В 1972 г. НАСА официально объявило о начале работ по созданию орбитального корабля (ОК) МТКС «Спейс-шаттл». ОК с тремя маршевыми двигателями SSME был рассчитан на 55 полётов и предназначался как универсальное средство для вывода грузов на околоземную орбиту. Надежность эксплуатации ОК предусматривалось обеспечивать межполётным регламентным обслуживанием. При этом многократность использования корабля обещала уменьшить стоимость космических транспортных операций почти в 10 раз (правда, для этого требовалось несколько десятков полётов МТКС в год).

ОК выводился в космос двумя многоразовыми твердотопливными ускорителями (ТТУ), которые крепились по бокам подвешного топливного бака. В момент старта одновременно начинают работать двигатели двух ТТУ и три маршевых двигателя SSME, которые используют кислородно-водородное топливо из подвешного бака [42]. Приземляется ОК на аэродром (рис. 1.2).

Анализ эксплуатации ОК показал, что слабым местом была система аварийного спасения (САС), вернее ее отсутствие. Астронавты не имели ни малейших шансов остаться в живых при серьезной аварии во время взлёта или посадки. Только после взрыва ОК «Челленджер» в 1986 г. астронавты стали летать в специальных высотных скафандрах и получили гипотетическую возможность покинуть аварийный корабль на парашютах.

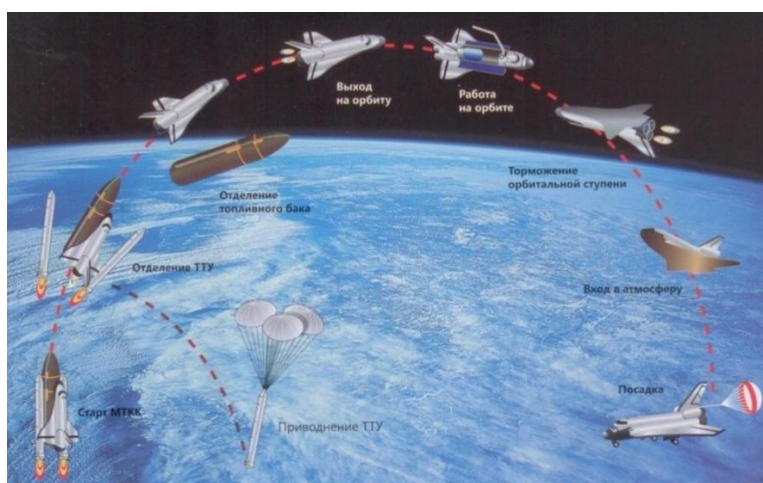


Рис. 1.2. Схема полёта МТКС «Спейс-шаттл»

Однако катастрофа ОК «Колумбия» в 2003 г., связанная с повреждением теплозащитного покрытия передней кромки крыла во время старта, показала, что этого недостаточно для спасения экипажа. Тем не менее, конструкторы решили не вносить в конструкцию ОК серьезных изменений и отказались от идеи снабдить его отстреливаемой спасательной кабиной по примеру корабля «Буран». «Шаттл» оказался самым небезопасным космическим кораблем за всю историю пилотируемой космонавтики, унесшим жизни 14 человек.

Американские «Шаттлы» (были построены 1 экспериментальный ОК «Энтерпрайз» и 5 серийных ОК) за 30 лет эксплуатации совершили 135 полетов. Рекордсменом является «Дискавери», который побывал в космосе 39 раз. ОК «Атлантис» 21.07.2011 г. совершил последний полёт к МКС и завершил эксплуатацию «Спейс-шаттл». Это был 33-й полёт ОК «Атлантис», а для трех его маршевых двигателей SSME – 27-й полет.

Таким образом, ни один из перечисленных ОК и маршевых двигателей SSME не выработал установленный проектный ресурс (55 полётов) из-за большой сложности и дороговизны программы полётов и межполётных регламентных работ. Поэтому ожидаемого удешевления стоимости космических транспортных операций с использованием «челноков» не произошло.

Рассмотрение современных проектов по ОК и маршевым двигателям РКС показывает, что с учетом такого обобщенного показателя как *«стоимость и безопасность создания и эксплуатации»* оптимальным является 10-кратное использование. Такие параметры, например, были заложены в новых проектах НАСА по созданию основных элементов спускаемого аппарата 6-местного космического корабля (КК) «Орион» взамен «Шаттлу». КК «Орион» использует приводнение на парашютах в водах Тихого океана (по аналогии с кораблём “Аполлон”) при возвращении на Землю [6, 62].

В космических программах США, взамен высоконапряженных двигателей SSME (тяга 2090 кН, $p_k = 23,0$ МПа, $n = 55$) предусматривается использование:

– более дешевых кислородно-водородных двигателей повышенной надеж-

ности RS-68 (тяга 3400 кН, $p_k = 9,7$ МПа и удельный импульс тяги в вакууме $I_y = 4059,2$ м/с), например, в РН Дельта-IV;

– двигателей RS-25 (тяга 2090кН, $n = 1$), который представляет собой двигатель SSME в однократном исполнении, что позволит значительно снизить его стоимость при изготовлении и эксплуатации, и J2X (тяга ~ 1300 кН) в РН сверхтяжелого класса (SLS).

В отечественных разработках РКС предусматривается создание одноразовых средств выведения РН легкого, среднего и тяжелого классов и многоразовых ракетно-космических систем (МРКС) с использованием экологически чистых компонентов топлива:

– на первых ступенях кислородно-керосинового или кислородно-метанового топлива;

– на верхних и разгонных ступенях – кислородно-водородного топлива.

На первых ступенях указанных классов РН предусматривается использование модернизированных кислородно-керосиновых двигателей типов РД-171М (тяга 8400 кН), РД180 (тяга ~ 4000 кН) или РД-191 (тяга ~ 1900 кН) разработки ОАО “НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко”.

Следует отметить, что в современных одноразовых средствах выведения, когда вопросы повторного применения ЖРД не являются определяющими, использование кислородно-керосинового топлива в ДУ первых ступеней характеризуется приемлемым уровнем экологической безопасности. При этом использование модификаций двигателей РД-191 или РД-180, выполненных по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа (ДОГГ) и высокими параметрами ($p_k = 26$ МПа), оправдано благодаря высокой экономичности указанных ЖРД и более высокой энергетической эффективности РКС [55].

Однако, обеспечение комплексного показателя надежности и безопасности полетов с учетом стоимости изготовления ЖРД и их эксплуатации для МРКС становится проблематичным.

Это связано с тем, что достижение требуемого уровня безопасности для ЖРД с ДОГГ сопряжено со значительными, порою не оправданными

трудностями и затратами, прежде всего, потому что закрытая схема с окислительным газогенератором имеет повышенную склонность к возгоранию и аварийные процессы в высокотемпературной кислой среде развиваются настолько быстро ($< 0,02 \dots 0,06$ с), что создание эффективной САЗ двигателя оказывается практически невозможной, способной своевременно, до взрыва отключить аварийный ЖРД. Защита от возгораний газовых трактов ЖРД с ДОГГ осуществляется за счет применения дорогостоящих специальных конструкционных материалов и технологически сложных теплозащитных покрытий, что вызывает, в свою очередь, повышенную стоимость двигателей.

В этом плане создание кислородно-метановых ЖРД представляет особый интерес с учетом перспектив их использования в составе многоразовых РКС. Метан не ядовит, при сгорании с оптимальным соотношением дает продукты сгорания (ПС), состоящие из водяного пара и двуокиси углерода. В отличие от керосина проливы сжиженного природного газа (СПГ) с содержанием метана не менее 97 % быстро испаряются, не нанося вреда окружающей среде [24, 62].

СПГ как ракетное горючее занимает промежуточное положение между водородом и керосином по своим физико-химическим свойствам. В сравнение с керосином метан обладает следующими преимуществами:

- стоимость сжиженного метана вдвое ниже стоимости керосина;
- прирост удельного импульса тяги ЖРД на кислородно-метановом топливе на 196 м/с больше, чем на кислородно-керосиновом топливе, а температура ПС с кислородом снижается на 200°C при одинаковых внутрикамерных параметрах;
- сгорание метана с кислородом не вызывает сажеобразования, что позволяет использовать в схеме ЖРД дожигание восстановительного газогенераторного газа (ДВГГ);
- метан превосходит керосин по охлаждающим свойствам в широком диапазоне соотношения компонентов топлива.

Недостатками метана в сравнении с керосином являются:

- более низкая температура кипения ($T_{\text{кип}}=111,5$ К) и меньшая плотность

($\rho = 424 \text{ кг/м}^3$);

– необходимость доработок имеющейся инфраструктуры, средств транспортировки, хранения КРТ для использования нового компонента.

Исследования авторов [54] показывают, что к числу основных преимуществ применения кислородно-метановых ЖРД в составе МРКС относятся:

– обеспечение повышенного удельного импульса тяги при умеренно напряженных параметрах (давление в КС 16...19 МПа) по сравнению с кислородно-керосиновыми ЖРД с давлением в КС до 26 МПа;

– более низкая температура газов перед турбиной (до 600 К), являющейся предпосылкой для создания многоразового двигателя с большой кратностью применения, поскольку ресурс турбины обратно пропорционален температуре;

– после останова двигателя остатки метана и жидкого кислорода газифицируются и удаляются полностью из магистралей двигателя и баков на баллистическом участке траектории возвратного полета возвращаемого ракетного блока (ВРБ), что существенно упрощает и удешевляет послеполетное обслуживание двигателя при его многоразовом использовании;

– из-за отсутствия коксообразования при сгорании метанового горючего могут быть созданы высокоэффективные ЖРД с восстановительным ГГ, аварийность которых в 4 – 8 раз ниже, чем у окислительных ЖРД.

Время протекания аварии газового тракта (в двигателе с ДВГГ) до потери герметичности, как правило, составляет 0,1...0,5 с, что позволяет реализовать эффективную САЗ и обеспечить требуемый уровень безопасности их применения в МРКС.

Таким образом, использование кислородно-метановых ЖРД на ВРБ позволяет выполнить требования по надежности и безопасности МРКС-1 и РН в полном объеме. К тому же в России сосредоточено до 40 % мировых запасов природного газа, содержащего до 95 % метана.

Высокие значения энергомассовой эффективности кислородно-водородного топлива делает очевидной целесообразность их внедрения на верхних ступенях РН и средствах межорбитальной транспортировки (разгонные блоки, межорбитальные буксиры). При этом рассматриваются варианты применения кислородно-водородных двигателей типа РД0120 (тяга 1960 кН) или РД0150 (тяга ~ 1000 кН) в блоках второй ступени МРКС и двигателей типов РД0146 или КВД1 (тягой 70 – 90 кН) в разгонных блоках [42, 62].

Двигатели семейства РД0146 выполнены по безгазогенераторной схеме с отдельными ТНА “Г” и “О”. Камера сгорания (КС) снабжается неохлаждаемым сопловым насадком (НСН) из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ) со степенью расширения сопла до $f_c = 475$, обеспечивающей удельный импульс тяги до 4615,8 м/с. Для привода ТНА в двигателях данной схемы используется водород, подогретый в рубашке охлаждения КС до температуры 400 К, и этим исключаются высокотемпературные узлы (ГГ, тракты подвода горячего газа), что значительно повышает надежность и ресурс функционирования двигателя. Для проведения отработки двигателя с большой степенью расширения сопла и экспериментального подтверждения его удельных параметров потребуется имитация высотных условий с применением барокамеры, выхлопного диффузора с конденсационной системой охлаждения продуктов сгорания и парожетекторной установкой (ПЭУ).

Поэтому для отработки современных маршевых ЖРД требуется выполнить оснащение стендов:

- соответствующей инфраструктурой и системами для обеспечения испытаний перспективных ЖРД на СПГ и жидком кислороде;
- барокамерами, диффузорами и ПЭУ для имитации высотных условий при испытаниях кислородно-водородных двигателей в процессе запуска, на маршевом режиме и выключении [34, 42].

Повышение безопасности и эффективности испытаний в процессе ЭО двигателей и ДУ на кислородно-водородном и кислородно-метановом топливах требует:

- обоснований и разработки рекомендаций по внедрению усовершенствованных методик испытаний ЖРД и ДУ;
- внедрения разработанных ПК с современными средствами ИТ и усовершенствованными системами диагностики и аварийной защиты испытаний.

1.3. Анализ применения методов повышения эффективности и безопасности эксплуатации испытательных стендов

Стенды различного назначения, как правило, состоят из трёх частей, соединённых электропроводными, трубопроводными и механическими коммуникациями (рис. 1.3):

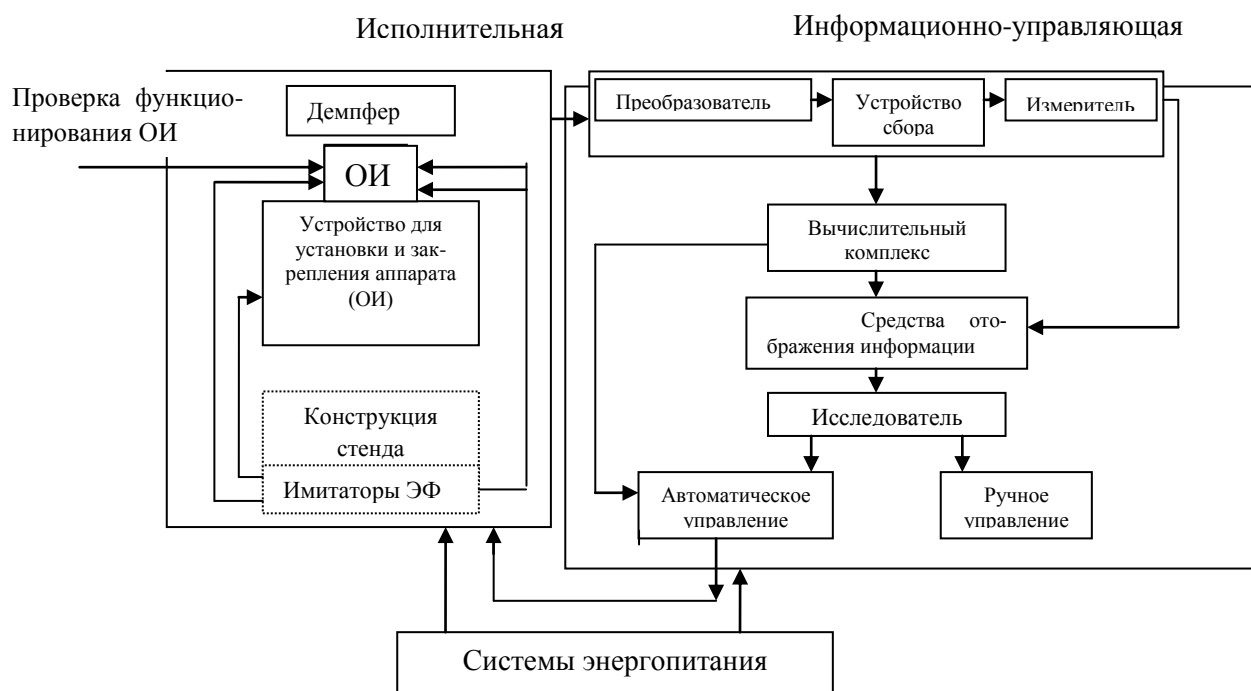


Рис. 1.3. Структурная схема автоматизированного испытательного стенда

- исполнительной, в которой располагается ОИ и обеспечивается подача воздействий, имитирующих эксплуатационные факторы;
- информационно-управляющей, которая обеспечивает съём информации, преобразование, анализ и отображение информации, а также ручное и автоматическое управление экспериментом с распознаванием нештатных ситуаций (НшС);
- системы энергоснабжения [61, 75].

ИС, как правило, являются, единичными уникальными сооружениями, эксплуатируемыми с техническим обслуживанием, с применением систем ремонтов до предельного состояния и с многократным функционированием.

Для таких сооружений рекомендуется применять интегральные показатели надежности: $K_{т.и.}$ – коэффициент технического использования и T_n – назначенный ресурс, которые включают в себя показатели, характеризующие как безотказность в эксплуатации, так и приспособленность ИС к обнаружению и устранению отказов [39].

Назначенный ресурс T_n определяется из соображений безопасности и экономичности по минимальной средней наработке на отказ одной из составляющих систем.

Показатели ремонтпригодности определяются по следующим формулам:

а) коэффициент готовности

$$K_{Г} = \frac{T_0}{T_0 + T_B}, \quad (1.1)$$

где T_0 – наработка на отказ; T_B – среднее время восстановления ($T_B = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m t_i$); m – количество отказов; t_i – время, затраченное на устранение i -го отказа. Коэффициент готовности (1.1) одновременно характеризует безотказность, что подтверждает рост надежности ИС в результате повышения их ремонтпригодности;

б) суммарные затраты на техническое обслуживание

$$C_{ТО} = \sum_{i=1}^{P_3} \sum_{j=1}^{m_0} C_{ТО_{ij}}, \quad (1.2)$$

где $C_{ТО_{ij}}$ – средние затраты средств на j -й вид технического обслуживания стенда в i -м году эксплуатации, тыс. руб.; m_0 – количество видов технического обслуживания стенда; P_3 – период эксплуатации стенда, годы.

Оценка показателей надежности ИС в случае, когда они уже находятся в эксплуатации, производится по исходным данным, полученным опытным путем. Оценить уровень надежности ИС в процессе его проектирования – более трудная задача. Для решения этой задачи необходимо расчленив СТС ИС на простые

составляющие (элементы) и аналитически определить их характеристики безотказности, ремонтпригодности и т.п. Так, для невосстанавливаемых элементов основным показателем надежности является средняя наработка до первого отказа T , измеряемая в единицах времени. Для элементов, являющиеся резервными, показателем ремонтпригодности будет среднее время замены

$$T_3 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n t_{3i},$$

где t_{3i} – время на демонтаж заменяемого элемента, его установку и регулировку, ч; n – количество замен.

Кроме T_3 для таких элементов необходимо определить назначенный ресурс T_n . Анализ первичной информации показывает, что изменение состояния элементов обусловлено в большинстве случаев явлениями износа, что позволяет принять нормальный закон распределения безотказной работы.

Параметр потока отказов w ИС определяется из выражения

$$w = \sum_{i=1}^N \frac{r_i}{T_i + T_{живi}},$$

где T_i – средняя наработка до отказа i -го надежного элемента, ч; r_i – количество элементов одного наименования; $T_{живi}$ – время живучести стенда при отказе i -го элемента, ч.

Интенсивность восстановления (замены) μ_i каждого из отказавших элементов может быть рассчитана по формуле

$$\mu_i = (1/T_{3i}),$$

где T_{3i} – среднее время замены i -го элемента, ч.

Исходя из зависимостей для w и μ с использованием теории обслуживания, расчет вероятности безотказной работы технических систем с восстановлением определяется выражением

$$P(t_n) = \frac{w \exp[-(w + \mu) \cdot t_n] + \mu}{w + \mu}, \quad (1.3)$$

где $P(t_n)$ – вероятность безотказной работы восстанавливаемых систем.

Тогда коэффициент готовности стенда с учетом восстановления определя-

ется:

$$K_r = \frac{\mu}{w + \mu} + \frac{w}{w + \mu} \left[1 - e^{-(w+\mu)t_n} \right] \cdot \frac{1}{t_n}, \quad (1.4)$$

где t_n – рассматриваемый период, за который производится расчет за определенный календарный период. Примем условно, что эксплуатация и текущее восстановление производят в течение 360 суток календарного года [24].

1.4. Обеспечение безопасности испытаний криогенных ЖРД и ДУ

При испытаниях ЖРД и ДУ требуется выполнение определенных экологических требований, которые определяются:

- применяемыми КРТ, схемой двигателя и совершенством процессов в них;
- расположением испытательного комплекса относительно промышленных и жилых массивов, “розой” ветров для данной местности;
- характером и интенсивностью экспериментальных работ и применяемым ИО и системами.

Безопасность испытаний обеспечивается применением технологии испытаний и различными методами, основанными на повышенных требованиях к герметичности систем, исключению контакта водорода с воздухом и кислородом в коммуникациях изделия и стенда, применении систем флегматизации, контроля и дожигания водородных выбросов, систем диагностики и аварийной защиты (СДАЗ) [30, 31]

Следует отметить, что в начальной стадии работ с водородом ввиду его значительной пожаровзрывоопасности не было единого мнения о целесообразности дожигания всех видов выбросов водорода. Так, на фирме “Пратт-Уитни” (США) придерживались мнения, что сжигание выбрасываемого водорода гарантирует полную безопасность испытаний, поэтому над всеми вентиляционными трубами сброса водорода испытательных стендов поддерживается пламя газообразного пропана. На фирме “Дуглас-Эркрафт” (США) считали достаточным выпускать газообразный водород в малых

количествах через вертикальную трубу, находящуюся на значительном удалении от мест проведения испытаний, без его дожигания. На российских стендах в процессе подготовки и проведения испытаний дожигаются выбросы водорода с расходами более 0,5 кг/с. При меньших расходах водород не дожигается, а отводится из технологических систем испытательного стенда и сбрасывается в атмосферу через дренажные выводы с азотными поддувами.

Аварийные ситуации на ИС, связанные с взрывом смесей водорода с воздухом, сопровождались, как правило, значительными задержками их воспламенения. Это приводило к тому, что во взрывном процессе участвовало большое количество смеси. Поэтому при поджигании водородных выбросов для исключения возможности взрыва необходимо обеспечить воспламенение выброса с минимальным временем задержки.

Исследования [30] показали, что для воспламенения выбросов водорода из двигателя требуется источник поджигания с длиной факела не менее 0,3 м. Температуры воспламенения водородно-кислородной и водородно-воздушной смесей составляет соответственно 580...590°C и 410...630°C, минимальная энергия воспламенения $\sim 0,02$ мДж. В поджигающих устройствах (ПУ) воспламенение выбросов водорода, как правило, обеспечиваются при помощи пороховых и газовых зарядов.

В случае расположения ПУ на расстоянии 2...2,5 м от сопла (из-за установки, например, дополнительного оборудования) необходим источник для поджигания с длиной факела до 3...3,5 м. Температура факела ПУ для обеспечения надежного воспламенения должна быть не менее 1300 К (рис. 1.4).

Для воспламенения выбросов водорода в основном использовались малогабаритные пирозапалы с временем горения 11 с, длиной факела до 1 м и температурой факела 1300...1400 К (см. рис. 1.4а). Основным недостатком указанных устройств является одноразовость действия.

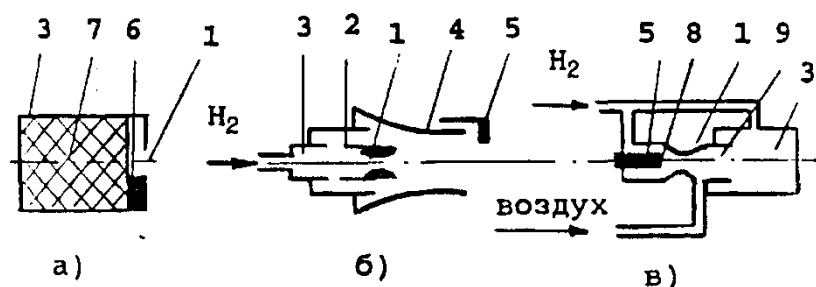


Рис. 1.4. Схемы поджигающих устройств:

а – с пирозапалом; *б* – эжекторного типа; *в* – двухкомпонентного типа; 1 – сверхзвуковое сопло; 2 – боковые отверстия; 3 – камера; 4 – насадок; 5 – электрическая свеча; 6 – воспламенитель; 7 – пирозапал; 8 – камера разогрева водорода; 9 – форкамера

Факел большой протяженности (3...3,5 м) может быть получен от сжигания газов в струйной эжекторной горелке, в качестве рабочего тела которой для упрощения систем целесообразно выбрать водород (см. рис. 1.4б и 1.4в).

Учитывая большую продолжительность испытаний, расход водорода на горелку ПУ не должен превышать 0,02...0,05 кг/с, и необходимо обеспечить многократность включения. Поэтому в указанных горелках применен метод зажигания от электрической искры.

Так, при испытании двигателей однократного включения применяются ПУ с пороховым; при испытании двигателей многократного включения – ПУ с электрозажиганием и подачей в них газообразного водорода и эжектируемого воздуха; при испытании двигателей с истечением газов в замкнутый объем или в среду с повышенным содержанием инертного газа – ПУ двухкомпонентного типа с подачей водорода и воздуха от стендовых систем (см. рис. 1.4а, 1.4б, 1.4в) [31].

На рис. 1.5 приведена схема устройства для дожигания выбросов водорода в свободной струе при проведении захолаживания систем, заправки и др.).

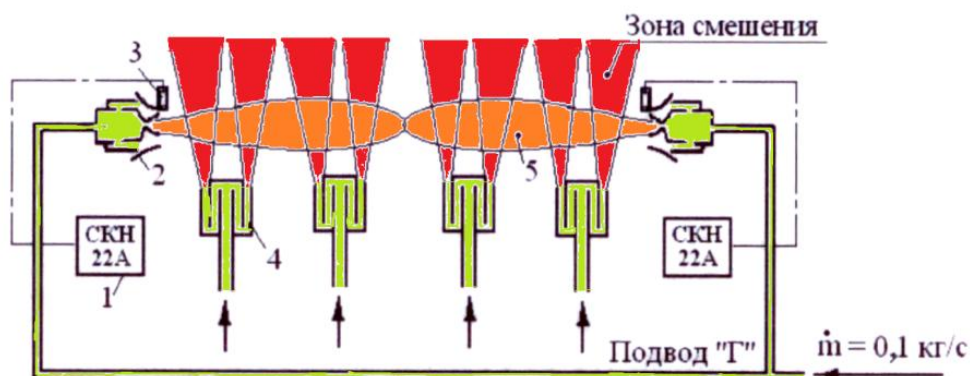


Рис. 1.5. Стендовый дожигатель блочный:
 1 – агрегат зажигания; 2 – ПУ; 3 – электросвеча; 4 – выхлопное устройство с газовым затвором; 5 – факел ПУ

В качестве ПУ (поз. 2, см. рис. 1.5) в стендовом дожигателе используются две эжекторные горелки с электроискровым зажиганием, работающие на газообразном водороде и эжектируемом воздухе.

Особенности обеспечения безопасности при испытаниях ЖРД и ДУ на кислородно-водородном топливе. Как известно, водород в смеси с воздухом и кислородом может взрываться при наличии источников инициирования. При этом опасность взрыва усугубляется тем, что пределы детонации находятся внутри области воспламенения. Так, водород и метан в смесях с кислородом и воздухом в широком диапазоне концентраций взрывопожароопасны, нижние и верхние концентрационные пределы воспламенения и детонации приведены в табл. 1.1 [19, 21].

Таблица 1.1 – Пределы воспламенения и детонации топливных пар

Топливные пары	Нижний предел, % H ₂ по объему		Верхний предел, % H ₂ по объему	
	Воспламенение	Детонация	Воспламенение	Детонация
H ₂ – O ₂	4,6	15	94	90
H ₂ – воздух	4,1	18,3	74,2	59
Метан – O ₂	5,6	8,2	61	56
Метан – воздух	4,4	6,3	17	14

Для возникновения детонации, помимо наличия горючей смеси, необходим соответствующий источник инициирования. Возможность детонации в открытом пространстве исследована в работах [3, 29, 30]. В водородно-

воздушных смесях, близких к стехиометрическим, ударные волны могут возникать и в свободном пространстве при наличии достаточно мощного источника воспламенения. При этом минимальный критический размер ударной волны, необходимый для возбуждения сферической детонации, составляет 0,5 м. При разбавлении смеси азотом критический размер ударной волны увеличивается. Так, например, при 100 % разбавлении воздуха азотом критический размер ударной волны составляет 1,1 м. При 200 % разбавлении смесей азотом детонация не возникает даже при взрыве заряда тринитротолуола (ТНТ) с массой 1 кг.

В стендовых условиях выбросы водорода очень опасны и могут взрываться в смесях с кислородом (воздухом), так как на стенде всегда есть источники инициирования (струя двигателя, источники высокого давления, источники электропитания и др.).

Тропиловые эквиваленты (C_9) водородно-воздушных и водородно-кислородных смесей в стехиометрическом соотношении составляют 10,4 и 13,3 кг ТНТ/кг H_2 соответственно. При этом необходимо учитывать, что с учетом расположения поверхностей, ограниченных нижним и верхним концентрационными пределами детонации в смесях водорода с воздухом (или кислородом) избыточный водород в смеси не участвует во взрыве. Коэффициент участия водорода во взрыве (z) зависит от многих факторов и в основном определяется режимом смешения. При значениях чисел Рейнольдса значительно больше $Re_{кр}$ может достигать максимального значения $z_{max} = 0,42$ [6, 42].

Давление во фронте ударной волны при взрыве на поверхности земли может быть оценено по формуле М.А. Садовского:

$$\Delta p_{взр} = \left(\frac{1,06}{R} + \frac{4,3 \cdot \sqrt[3]{B}}{R^2} + \frac{14 \cdot \sqrt[3]{B^2}}{R^3} \right) \cdot \sqrt[3]{B}, \quad (1.5)$$

где $\Delta p_{взр}$ – давление во фронте ударной волны на расстоянии $\sim R$ (м) от центра взрыва, бар; B – масса заряда тротила, определяемая соотношением $B = z \cdot C_9 \cdot m_{H_2}$; z – коэффициент участия водорода во взрыве для случая истечения и смешения с

$Re \gg Re_{кр}$; Re – критерий Рейнольдса; m_{H_2} – масса выброшенного водорода.

Формула (1.5) справедлива для значений приведенного расстояния от центра взрыва

$$\bar{R} = \frac{R}{\sqrt[3]{B}} = 1 \dots 15. \quad (1.6)$$

К наиболее опасным факторам при испытаниях кислородно-водородных двигателей и ДУ следует отнести те, которые приводят к разгерметизации топливной системы, аварийному выбросу водорода и кислорода, взрыву и пожару. При этом есть принципиальные отличия в обеспечении безопасности испытаний двигателя и ДУ на стенде [30].

При *испытаниях двигателя на стенде* количество выброса (пролива) водорода в аварийной ситуации определяется быстродействием систем контроля опасных накоплений водорода в боксе, САЗ, временем перекрытия отсечных клапанов и объемом полостей системы питания двигателя после отсечных клапанов. Так, для стенда В2а НИЦ РКП, предназначенного для проведения испытаний двигателя РД0120 с массовым расходом водорода ~ 70 кг/с, в аварийной ситуации при выключении двигателя по команде САЗ возможен выброс 600...700 кг водорода в испытательном боксе. В этом случае безопасное расстояние от стенда составляет $R_{без} = 500 \dots 600$ м. При этом количество жидкого водорода в стендовых емкостях, расположенных в специальных защищенных отсеках, практически не имеют ограничений, которые определяются объемом расходных емкостей.

Наиболее опасными являются *стендовые испытания ДУ* (рис. 1.6), т. к. в случае разгерметизации топливной системы работающий двигатель (выхлопная струя, повышенный уровень вибраций и др.) может явиться инициатором взрыва смесей выброса (пролива) водорода с воздухом (или кислородом) при одновременном или раздельном разрушении топливных баков.

Безопасность испытания ДУ на стенде определяется количеством заправляемого водорода в топливный бак ДУ. При оценке безопасности применяется гипотеза мгновенного разрушения баков окислителя и горючего,



Рис. 1.6. Испытание ДУ на стенде

пролива и взрыва образуемых смесей водорода с воздухом (кислородом) с учетом тротиловых эквивалентов и коэффициента участия водорода во взрыве.

В связи с вышеизложенным “холодные” и огневые испытания ДУ должны проводиться с выполнением специальных мероприятий по безопасности, которые разделяются на следующие составляющие [30, 42].

Требования к системам ДУ:

- для первых испытаний ДУ выполняется с более упрочненными баками, двигатель отделяется от баков защитным устройством (бронеплитой);
- двигатель до начала испытаний в составе ДУ должен иметь коэффициент надежности не ниже 0,98, подтвержденный при автономных испытаниях;
- агрегаты и системы ДУ должны быть испытаны автономно;
- огневые испытания должны предшествовать “холодные” испытания ДУ для проверки совместного функционирования систем;
- в баках ДУ должны быть установлены разделительные клапаны и клапаны аварийного слива компонентов из баков по магистралям окислителя и горючего, дополнительные дренажно-предохранительные клапаны, системы наддува баков;
- должно быть предусмотрено применение в ДУ систем пожаровзрыво-предупреждения и систем аварийной защиты, состоящих из датчиков,

сравнивающих устройств и исполнительных органов, осуществляющих контроль определенных параметров двигателя и ДУ и прекращение испытания при их отклонениях от заданных величин. Применяемые в настоящее время САЗ основаны на контроле параметров двигателя (давления в камере сгорания, давлений и температуры на входе в двигатель, в разделительной полости насосов окислителя и горючего, в газогенераторе, частоты вращения ротора ТНА) и обеспечивают коэффициент охвата аварийных ситуаций до 0,6. Следует также отметить, что эффективность функционирования САЗ определяется быстротой исполнительных органов двигателя, в частности, клапанов подачи компонентов топлива в ГГ привода ТНА при аварийной ситуации (время закрытия которых определяет время выключения двигателя, $\tau = 0,1 \dots 0,2$ с).

Требования к системам стенда:

– обеспечение контроля опасных концентраций водорода и кислорода в отсеках стенда и ДУ; воспламенения и дожигания выбросов водорода из сопла двигателя; отвода дренажей водорода на стендовый дожигатель; подачи инертного газа - азота и воды в отсеки и огневой бокс стенда при аварийных ситуациях; максимального раскрытия проемов в стенах и крыше стенда; контроля параметров и парирования нештатных ситуаций;

– блоки ИУС должны быть выполнены в искрозащищенном исполнении.

Требования к организации испытаний:

– обеспечение дистанционного проведения заправочных операций и испытания; укрытия персонала, участвующего в проведении испытания в бункере; полного удаления людей из опасной зоны в радиусе $R_{без}$; готовности служб пожарной охраны к спасательным работам по ликвидации последствий аварийных ситуаций;

– принятие мер по ограничению продолжительности первого испытания и количества заправляемого в бак ДУ водорода, которое определяется исходя из расположения ИС (расстояния до жилой зоны) и размерностью двигателя.

При формировании решения о возможном количестве заправляемого жидкого водорода наиболее вероятным считается “мгновенное” развитие

событий от разрушения баков “Г” и “О” до реализации взрыва в атмосфере стехиометрической смеси водорода и кислорода.

Ключевыми в этом расчете являются: масса выброса взрывоопасного компонента и коэффициент участия этого компонента во взрыве; коэффициент разрушений, определяемый энергией сгорания стехиометрической смеси [33].

В соответствие с моделью мгновенного развития событий при стендовых испытаниях ракетных блоков, имеющих в топливных баках от 1 до 10 т жидкого водорода, были проведены расчеты опасных зон. Результаты расчетов для водородно-кислородной смеси с использованием соотношений (1.5) и (1.6) показаны на рис. 1.7 для разомкнутого (полностью открытого) рабочего объема стенда при коэффициенте участия водорода во взрыве $z = 0,02 \dots 0,1$ и для замкнутого рабочего объема при $z = 0,2 \dots 0,42$.

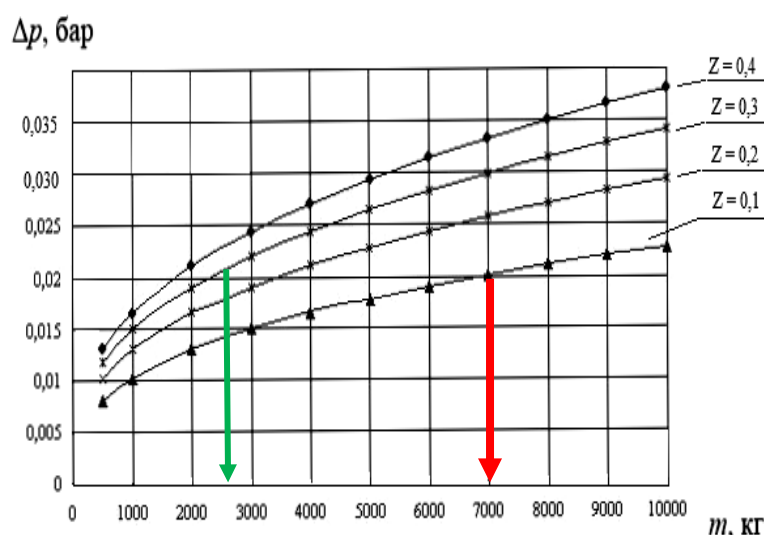


Рис. 1.7. Результаты расчета избыточного давления Δp во фронте ударной волны в зависимости от массы выброса водорода m_{H_2} и коэффициента участия его во взрыве z при расстоянии до жилого массива $R = 1100$ м (водородно-кислородная смесь):

- – разрешенное количество заправляемого водорода (2700 кг);
- – количество заправляемого водорода (7000 кг) при внедрении дополнительного комплекса мер безопасности (для стенда НИЦ РКП)

При этих расчетах на ограниченном расстоянии от стенда (1100 м) допускалось избыточное давление во фронте ударной волны, равное 2 кПа, при котором реализуется вторая степень безопасности и возможно частичное разрушение (менее 10 %) остеклений зданий и сооружений.

На основании проведенных расчетов межотраслевая экспертная комиссия по безопасности испытаний в 1991 г. приняла решение о возможности проведения “холодных” и огневых испытаний ДУ разгонных блоков на стенде НИЦ РКП с заправкой топливного бака ДУ жидким водородом в количестве 2700 кг с риском 10^{-4} (одна авария на 10000 испытаний). В указанных расчетах экспертами было принято значение $z = 0,3$ [30, 77].

Следует обратить внимание на то, что расчеты проводились с использованием гипотетической модели развития аварийной ситуации, которые не учитывают динамику и кинетику процессов от начала разгерметизации системы до взрыва, а также уменьшение тротилового эквивалента при неполучении стехиометрической смеси. В то же время статистика аварий, произошедших по причине выброса водорода, показывает, что развитие событий имеет заметное время, позволяющее парировать развитие аварийной ситуации, а коэффициент участия водорода во взрыве z не превышает 0,1 [6].

Это позволяет рассматривать вопрос о проведении испытаний на стенде НИЦ РКП ДУ с заправкой блока второй ступени РН водородом (до 7000 кг) при выполнении дополнительного комплекса мер обеспечения безопасности и парировании нештатных ситуаций, предусматривающих:

- сохранение иерархического принципа построения программ испытаний с постепенным их усложнением;
- внедрение диагностических методов контроля технического состояния двигателя после испытания для оценки остаточного ресурса его систем;
- внедрение датчиков контроля утечек водорода с инерционностью до 2 с;
- оснащение САЗ двигателя высокочувствительными датчиками, обеспечивающими контроль наиболее напряженных параметров криогенного двигателя, например, износа беговых дорожек узлов качения (подшипников) ТНА, температуры лопаток турбины и др.;
- оснащение САЗ двигателя каналами контроля виброперегрузок в наиболее теплонапряженных системах ДУ (ТНА и камера сгорания);

– применение активных средств флегматизации (газообразного азота) с добавками ингибиторов для предотвращения взрыва смесей водорода с воздухом и кислородом в отсеках ДУ и стенда и др. [10].

Коэффициент охвата аварийных ситуаций, характеризующий способность современных САЗ обеспечивать выключение ЖРД до момента, когда двигатель начнет разрушаться, должен быть равным не менее 0,8 – 0,9, т. е. система должна парировать около 80 – 90 % возможных отказов в процессе испытания [49].

1.5. Постановка цели и задач исследований

Целью настоящей научной квалификационной работы является разработка технологии повышения эффективности и безопасности испытаний ракетных двигателей и ДУ на криогенных компонентах топлива с имитацией воздействующих факторов (высотные условия и гидро-термодинамика в системах подачи стенд – двигатель) и с применением методик расчета процессов в системах стенда и ДУ, ПК систем диагностики и аварийной защиты.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

– провести комплексное экспериментально-расчетное исследование систем имитации воздействующих факторов (высотных условий для оптимизации параметров систем и их настройки, условий гидродинамики и теплообмена в системах подачи стенда и питания двигателя при перекачивании криогенных компонентов топлива) и систем обеспечения безопасности испытаний РКС;

– разработать модели и методики расчета процессов истечения ПС в тракте «сопло РД – диффузор», обосновать их верификацию и применение для настройки систем и технологию поэтапной отработки двигателя с сопловыми насадками большого расширения, выполненными из композиционных материалов;

– обосновать решения по оптимизации схем компоновки баллонов в вытеснительной СП КРТ и ЭУ с насосными СП для испытаний агрегатов ЖРД;

– обосновать и разработать ПК для построения, отладки и внедрения ИУС с подсистемами диагностики и аварийной защиты;

– провести исследования дополнительного комплекса мер безопасности испытаний ДУ с увеличенной заправкой H_2 в топливный бак ДУ (до 7000 кг) и разработку рекомендаций по внедрению усовершенствованных ПК СДАЗ, обеспечивающих охват до 80 – 90 % аварийных (нештатных) ситуаций при отработке объектов РКС;

– разработать методику испытаний для подтверждения работоспособности ЖРД и их систем с ограниченным объемом (количеством) испытаний.

2. МЕТОДИКА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ ИСПЫТАНИЙ ПРИ ЭО КРИОГЕННЫХ ЖРДС ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМ ИМИТАЦИИ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

2.1. Имитация условий эксплуатации при отработке криогенных двигателей с большой степенью расширения сопла

Для стендовой отработки двигателей с большой степенью расширения сопла (f_a), предназначенных для разгонных блоков и верхних ступеней РН, используют систему имитации высотных условий – газодинамический тракт, представленную на рис. 2.1 и включающую барокамеру 6 с диффузором 2 – (а) и барокамеру 6 с диффузором 2, смесителем-конденсатором 7 и парожжекторной установкой (ПЭУ) – (б) [24, 25].

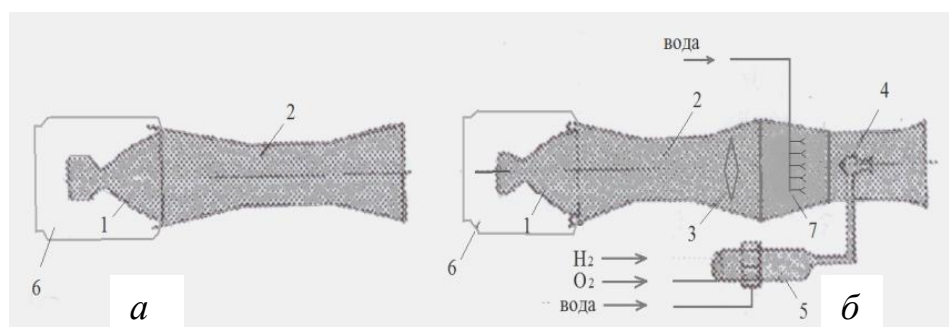


Рис. 2.1. Системы имитации высотных условий:
с барокамерой и диффузором (а); с барокамерой, диффузором, смесителем-конденсатором и парожжекторной установкой (б);
1 – двигатель; 2 – диффузор; 3 – клапан-заслонка; 4 – эжектор; 5 – парогенератор;
6 – барокамера; 7 – смеситель-конденсатор

Для испытаний двигателей с $f_a = 114$, как правило, используется схема имитации, представленная на рис. 2.1а и обеспечивающая безотрывное истечение газов из сопла после запуска диффузора на маршевом режиме функционирования двигателя. По этой схеме испытывались двигатели первого поколения 11Д58М, 11Д49, 11Д56, 11Д57 и КВД1 разгонных блоков и верхних ступеней РН «Зенит», «Космос-3М», Н-1 и GSLV, в которых функционирование двигателя в процессе запуска при отрывном течении газов из сопла

обеспечивалось применением устройств для местного охлаждения стенок сопла и раскрепления сопла растяжками к силовым элементам стенда [17]. На рис. 2.2 показана система имитации высотных условий стенда НИЦ РКП с барокамерой 1 и диффузором 2, которая применялась для отработки двигателя КВД1 РН GSLV.

В РН тяжелого и сверхтяжелого классов (ТК) и (СТК) для освоения объектов ближнего и дальнего космоса предусматривается применение разгонных блоков КВТК с кислородно-водородными двигателями разработки КБХА (рис. 2.3), камеры сгорания которых выполняются с неохлаждаемыми сопловыми насадками (НСН), состоящими из стационарной 2 и выдвижной 3 частей и выполненными из композиционного углерод-углеродного материала.

РБ КВТК оснащается двигателем типа РД0146Д (тяга 75 кН, $f_a = 475$) [34].



Рис. 2.2. Система имитации высотных условий для отработки двигателя КВД1 на стенде НИЦ РКП:

1 – барокамера; 2 – диффузор;
3 – клапан-захлопка

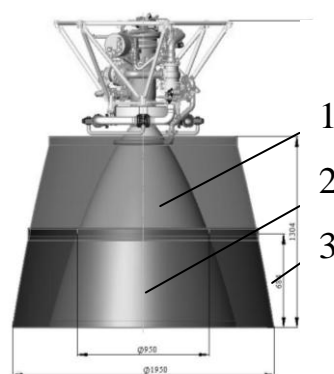


Рис. 2.3. Двигатель РД0146Д, снабженный:
1 – охлаждаемым соплом с $f_a = 114$ ($d_a = 0,96$ м);
2 – стационарным НСН с $f_a = 170$ ($d_a = 1,25$ м);
3 – выдвижным НСН с $f_a = 475$ ($d_a = 1,95$ м)
(d_a – диаметр выходного сечения сопла)

Основные особенности двигателей, предназначенных для РБ, как уже упоминалось в главе 1, характеризуются:

- безгазогенераторной схемой с подачей водорода, подогретого в тракте охлаждения камеры до температуры 400 К, в качестве рабочего тела для привода турбин турбонасосных агрегатов (ТНА);
- оснащением камеры сгорания НСН с $f_a > 100$ и электрозажиганием;
- раздельными ТНА «О» и ТНА «Г».

Основными преимуществами применения безгазогенераторной схемы являются простота конструкции, более высокая надежность и лучшие эксплуатационные характеристики двигателя.

При наземной отработке двигателя РД0146 на стенде предполагается использовать два варианта исполнения укороченного сопла. В первом варианте на двигателе устанавливается КС с охлаждаемым соплом 1 (см. рис. 2.3) с $f_a=114$ ($d_a= 0,96$ м) и расчётным давлением на срезе сопла 0,025 бар на основном режиме и 0,012 бар на режиме конечной ступени тяги. Во втором случае на двигателе устанавливается НСН 2 с $f_a=170$ ($d_a= 1,25$ м) с расчётным давлением на срезе сопла 0,014 бар на основном режиме.

Для отработки вариантов двигателей с соплами $f_a=114$ и $f_a=170$ предусматривается использование системы имитации высотных условий, представленные см. рис. 2.1а и 2.1б соответственно.

Основными задачами испытаний являются:

- отработка двигателя РД0146Д на ресурс продолжительностью до 1400 с и проверка режимов настройки двигателя;
- отработка режимов захолаживания, многократного запуска и останова с экспериментальным подтверждением функционирования двигателя с НСН и удельных характеристик двигателя.

При этом следует отметить, что функционирование двигателя с НСН, выполненного из композиционного материала, в процессе запуска обеспечивается исключением отрывного течения газов в сопловом насадке за счет применения системы имитации с ПЭУ и смесителем-конденсатором 7 [24. 25].

При испытании двигателя с НСН ($f_a= 475$, $d_a=1,95$ м) для имитации высотных условий (разрежение на выходе из сопла 0,002 бар) предусматривается применение модернизированного тракта с барокамерой, соответствующим выхлопным диффузором, смесителем-конденсатором и двухступенчатой ПЭУ.

Для определения параметров течения продуктов сгорания и запуска диффузора – $p_{кз\text{ап}}$ при испытаниях предлагается использовать уравнение неразрыв-

ности газа в тракте «сопло – диффузор» с применением газодинамических функций:

$$\dot{m}_\Gamma = m_i \frac{p_i^* q(\lambda_i) F_i}{\sqrt{T_i^*}} = m_6 \frac{p_6^* q(\lambda_6) F_6}{\sqrt{T_6^*}}, \quad (2.1)$$

где: p_i^*, T_i^* – давление и температура заторможенного потока в i -м сечении; F_i – 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.

Изменение параметров потока в тракте «сопло – диффузор» показано на рис. 2.4, где цифрами обозначены характерные сечения.

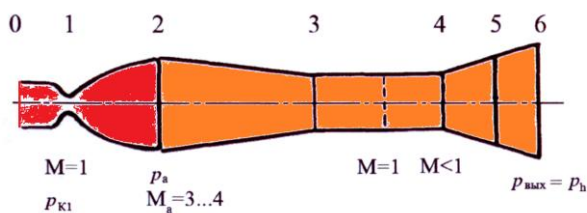


Рис. 2.4. Изменение параметров газа в выхлопном диффузоре

Программный комплекс с численным моделированием процессов истечения ПС в системе «сопло – диффузор» строится на основе постоянства уравнения расхода газа (2.1) в тракте с использованием газодинамических функций [1, 18]. Величина $q(\lambda)$ и m определяются известными соотношениями газовой динамики:

$$q(\lambda) = \left(\frac{n+1}{2} \right)^{\frac{1}{n-1}} \cdot \left(1 - \frac{n-1}{n+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{n-1}};$$

$$m = \sqrt{n \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}} \cdot \frac{1}{R}},$$

где n – показатель политропы; R – газовая постоянная; g – ускорение свободного падения.

Для идеального газа имеем $p_6^* = p_i$; $T_6^* = T_i$; $m_6 = m_i$ и уравнение (2.1) примет вид [1, 32. 73]

$$q(\lambda_6)F_6 = q(\lambda_i)F_i. \quad (2.2)$$

Статическое давление в i -м сечении определится выражением:

$$p_i = p_6^* \cdot \pi(\lambda_i), \quad (2.3)$$

где $\pi(\lambda) = \left(1 - \frac{n-1}{n+1} \lambda^2\right)^{\frac{n}{n-1}}$.

Потери полного давления в тракте диффузора, включая сопло двигателя, определяются выражением:

$$\begin{aligned} \sigma &= \frac{p_h}{p_0^*}; \\ \sigma &= \frac{p_h}{p_6^*} \frac{p_6^*}{p_0^*} = \sigma_{\text{вых}} \cdot \sigma_{\text{П.С}}, \end{aligned} \quad (2.4)$$

где $\sigma_{\text{П.С}}$ – потери давления в прямом скачке уплотнения; p_h – давление окружающей среды; $\sigma_{\text{вых}}$ – потери давления на выходе из диффузора; p_0^* – давление заторможенного потока в нулевом сечении (давление в камере).

В настоящее время распространен метод расчета, в котором все потери (давления и скорости) сосредоточены в одном прямом скачке уплотнения, который движется по соплу от сечения 0-0 при увеличении давления в камере сгорания, в этом случае в прямом скачке уплотнения в произвольном i -м сечении имеем $\lambda_i \cdot \lambda_1^i = 1$ [12, 20].

Тогда получим выражение:

$$\sigma_{\text{П.С}} = \frac{p_6^*}{p_0^*} = \frac{q(\lambda_1)}{q\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)} = \frac{F_1}{F_i} \cdot \frac{1}{q\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)}. \quad (2.5)$$

Скорости потока от сечения 0-0 до прямого скачка уплотнения (до сечения $i-i$) определяются уравнением

$$q(\lambda) = \frac{F_1}{P_1}. \quad (2.6)$$

Давление, соответствующее моменту запуска диффузора, определится из выражения (2.4):

$$(p_0^*)_{\text{ЗАП}} = \frac{P_h}{\sigma}. \quad (2.7)$$

Чем больше поджатие диффузора, тем меньшее давление в камере требуется для запуска диффузора. Поэтому площадь горла F_Γ стремятся делать меньше, но есть предельная величина, исключающая запираение диффузора. Увеличение длины рабочей части и длины сходящейся части диффузора приводит к увеличению потерь и, как следствие, может привести к ухудшению запуска.

С учетом поджатия горла диффузора давление запуска будет меньше и определится выражением

$$\left(p_0^* \right)_{\text{ЗАП}} = \frac{P_h}{\sigma_{\text{ЗАП}} \cdot \sigma_{\text{ВЫХ}}}, \quad (2.8)$$

где $\sigma_{\text{ЗАП}} = \sigma_{\text{П.С.}} \cdot \bar{\sigma}$; $\bar{\sigma}$ – коэффициент, характеризующий потери давления при запуске с учетом поджатия горла диффузора, который определяется по эмпирической формуле

$$\sigma = 0,51\phi + 0,31, \quad (2.9)$$

где $\phi = \frac{F_a}{F_\Gamma}$ [30].

Выхлопной диффузор после запуска может работать при меньших давлениях в камере с безотрывным течением газа в сопле, т. е. наблюдается некоторый гистерезис $p_{\text{ОСР}}^* < p_{\text{ОЗАП}}^*$ [8, 31, 37, 50].

Давление срыва работы диффузора, например при выключении двигателя, определится соотношением

$$(p_0^*)_{\text{СР}} = \frac{P_h}{\beta_1 \cdot \sigma_{\text{П.С.}} \cdot \sigma_{\text{ВЫХ}}}, \quad (2.10)$$

где β_1 – полученный экспериментально коэффициент; $\beta_1 = 1,1 \dots 1,158$.

Зная давление запуска диффузора, можно определить геометрические размеры диффузора следующим образом. Имеем расход газа на запуске:

$$\dot{(m_{\Gamma})}_{ЗАП} = m_0 \frac{(p_0^*)_{ЗАП} \cdot F_{кр}}{\sqrt{T_0^*}}$$

и полное давление на конце расширяющейся части диффузора

$$p_6^* = p_a \cdot \sigma_{ВЫХ}$$

Тогда площадь диффузора в конце расширяющейся части определится из уравнения расхода (2.1):

$$F_6 = \frac{\dot{(m_{\Gamma})}_{ЗАП} \sqrt{T_6^*}}{m_0 \cdot p_6^*}.$$

Для верификации предложенной методики расчета истечения ПС на основе газодинамических функций были использованы расчетно-экспериментальные исследования с численным моделированием процессов истечения ПС в системе «сопло РД – диффузор» для модельного и натурального условий испытаний, выполненные в ЦИАМ с программным комплексом FNAS2D [41].

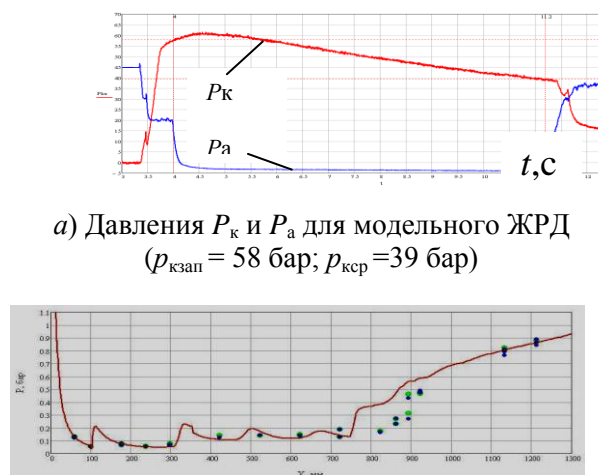
Результаты верификационных расчетов по определению давлений запуска и срыва диффузора с применением газодинамических функций [21] и методик ЦИАМ [41] приведены:

– для тракта с модельными камерой ЖРД и диффузором, выполненными в масштабе М 1:10 на рис. 2.5;

– для тракта с натурным диффузором (горло 660 мм) на рис. 2.6.

Давление запуска / срыва для натурального и модельного диффузора составило 57-58 и 40 бар соответственно (см. рис. 2.5а), при этом расхождение расчетных и экспериментальных данных по распределению давления по тракту соплового насадка не превышает 5 % и показывает отсутствие для модельного диффузора косых скачков уплотнения по длине сопла (см. рис. 2.5б). Для тракта диф-

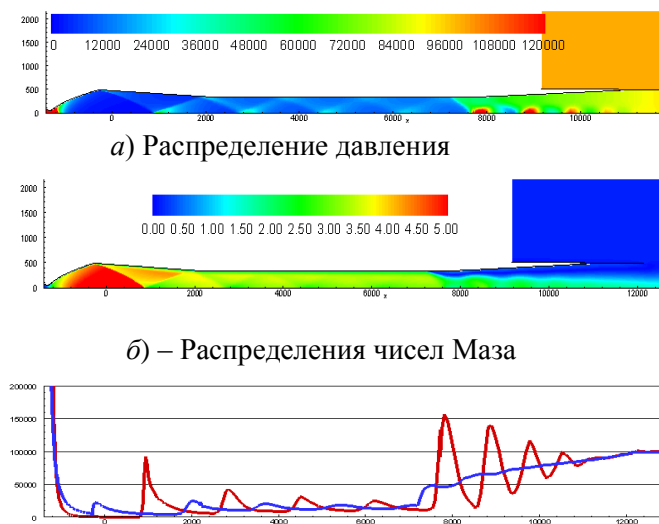
фузора с горлом 1040 мм были получены параметры функционирования ПЭУ: генерация пара с расходом 130 кг/с, температурой $T_{\text{п}}=700 - 800$ К и давлением газа на входе в эжектор $p_{\text{вх}}=39$ бар [25, 41, 64].



а) Давления $P_{\text{к}}$ и $P_{\text{а}}$ для модельного ЖРД ($p_{\text{зап}}=58$ бар; $p_{\text{ср}}=39$ бар)

б) Давление на стенке в тракте при $P_{\text{к}}=57$ бар: линия – численное моделирование
маркеры – эксперимент

Рис. 2.5. Истечение ПС в системе «сопло – диффузор» для модельного тракта в М 1:10 с определением давления запуска и срыва диффузора



в) Распределение давления: красная кривая – по оси симметрии; синяя кривая – по стенке сопла

Рис. 2.6. Истечения ПС в системе «сопло – диффузор» для натурального тракта (горло диаметром 660 мм) с определением давления запуска и срыва диффузора

Результаты сравнительных расчетов с определением характеристик системы «сопло с $f_a=114$ – диффузор» для модельного и натурального условий представлены в табл. 2.1 и показали сходимость результатов в пределах 5 - 8 % [25].

Таблица 2.1 – Результаты расчетов давлений запуска и срыва диффузора для натурального диффузора (горло диаметром 660 мм) и модельного диффузора (М 1:1)

№	Диффузор	$p_{\text{зап}}$, бар			$p_{\text{ср}}$, бар		
		Метод газодинамических функций	Метод ЦИАМ	Δp , %	Метод газодинамических функций	Метод ЦИАМ	Δp , %
1	Натурный диффузор (горло Ду=660мм)	53	57	7,4	38	40	5
2	Модельный диффузор (М 1:10)	54	58	7,5	38	40	5

Таким образом, по результатам расчетных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Задачи стендовой отработки кислородно-водородных двигателей, выполненных с сопловыми насадками большого расширения, с имитацией условий эксплуатации решаются:

- для охлаждаемого сопла ($f_a=114$) с применением барокамеры и диффузора;
- для НСН ($f_a=170\dots475$) с применением барокамеры, диффузора, смесителя-конденсатора и парожеткторной установки.

2. Расчетно-экспериментальные исследования систем имитации высотных условий для этапов испытаний двигателя типа РД0146Д на стенде с численным моделированием процессов истечения ПС в газодинамическом тракте «сопло – диффузор» позволили определить верифицированную методику расчета истечения ПС с использованием газодинамических функций, режимы настройки систем стенда, давления запуска диффузора и параметров ПЭУ.

3. Технология испытаний двигателя типа РД0146Д с учетом проведенных исследований рекомендуется проводить в следующей последовательности:

- испытания двигателя с охлаждаемым соплом ($f_a=114$) без имитации и с имитацией высотных условий (см. рис. 2.1а). Испытания проводятся с целью отработки маршевого режима с проверкой ресурса функционирования, определения эффективности охлаждения КС и удельных характеристик двигателя, при этом обеспечивается местное охлаждение стенок сопла подачей воды в зону отрыва потока в процессе запуска;

- испытания двигателя с НСН ($f_a=170$) с имитацией высотных условий с применением барокамеры, выхлопного диффузора с горлом 1040 мм, смесителя-конденсатора и ПЭУ (см. рис. 2.1б);

- испытания двигателя с НСН ($f_a=475$) с имитацией высотных условий с применением барокамеры, соответствующего выхлопного диффузора (диаметр горла 1700 мм), смесителя-конденсатора и двухступенчатой ПЭУ;

- испытания разгонного блока с двигателем, снабженным охлаждаемым соплом ($f_a=114$), без имитации высотных условий.

Комплектация объекта испытания, испытательного оборудования (ИО) и параметры запуска и срыва диффузора при испытаниях двигателя РД0146Д и разгонного блока представлены в табл. 2.2 [24, 25].

Таблица 2.2 – Комплектация ОИ, систем имитации высотных условий и параметры запуска / срыва диффузора

№	Комплек- тация ОИ (РД0146Д и РБ КВТК)	Комплектация системы имитации высотных условий				Давление запуска / срыва диффузора (p_k) _{зап} /(p_k) _{ср} (бар)	Дополнительное устройство для:	
		Баро- камера + диффузор	Смеситель- конденса- тор	ПЭУ			местного ох- лаждения сопла	раскреп- ления сопла
				1ст. Эж.	2ст. Эж.			
1	Двигатель типа РД0146Д с охлаж- даемым соплом ($f_a=114$)	-	-	-	-	-	+	+
2	Двигатель типа РД0146Д с охлаж- даемым соплом ($f_a=114$)	+	+	-	-	58 / 40	+	+
3	Двигатель типа РД0146Д с НСН ($f_a=170$)	+	+	+	-	58 / 40	-	-
4	РБ с двигателем типа РД0146Д (с охлаж- даемым соплом ($f_a=114$))	-	-	-	-	-	+	+
5	Двигатель типа РД0146Д с НСН ($f_a=475$)	+	+	-	+	58 / 40	-	-

В процессе испытаний 3-го и 5-го этапов определяются удельные характеристики двигателя с соплами ($f_a=170$ и $f_a=475$ соответственно) с проверкой работоспособности НСН и технологии сварки стыка стального охлаждаемого сопла с НСН, выполненного из композиционного материала. При этом будут получены эмпирические зависимости для определения удельных характеристик двигателя расчетным путем по измеренным значениям давления в камере сгорания и расходов компонентов при ОСИ разгонного блока.

Испытания РБ по этапу 4 на стенде в этом случае должны проводиться в комплектации ОИ с охлаждаемым сопловым насадком ($f_a=114$) без имитации высотных условий и с применением систем для обеспечения местного охлаждения сопла подачей воды в зону отрыва потока и раскреплением сопла.

4. Результаты исследований по системам имитации высотных условий с барокамерами, выхлопным диффузором, смесителем-конденсатором и ПЭУ, принципиальные схемы которых представлены см. рис. 2.1а и 2.1б, могут быть также использованы для отработки перспективного кислородно-керосинового двигателя 11Д58МФ разработки РКК «Энергия» им. С.П. Королева (тяга 50 кН, $p_k = 8$ МПа, $I_y = 3700$ м/с, снабженного НСН с $f_a = 500$ и выполненного из композиционного материала).

2.2. Имитация условий функционирования систем питания стенда и двигателя на криогенных компонентах топлива на режимах захолаживания и запуска

2.2.1. Схемы захолаживания криогенных систем

Захолаживание – это процесс предварительного охлаждения элементов криогенных систем от температуры окружающей среды до температуры хранения криогенной жидкости в баках или температуры, при которой обеспечивается надёжный запуск двигателя или криосистемы.

Предпусковые операции сопровождаются затратами компонентов топлива и требуют, как правило, существенных временных ресурсов. Для оптимизации процесса захолаживания используют ограничения по максимальному времени проведения операции или по затратам компонентов топлива.

При захолаживании систем ДУ используют низкотемпературный неконденсирующийся газ (в основном, гелий), компоненты топлива в виде пара, жидкости или парожидкостного потока.

Рассмотрим основные схемы проведения захолаживания, представленные на рис. 2.7 [2, 3, 48].

Захолаживание большим расходом жидкости. Жидкость из бака после открытия разделительного клапана поступает непосредственно в тракт магистрали ДУ. При этом наблюдаются интенсивные колебания расхода и давления из-за интенсивного парообразования в трактах магистралей. (см. рис 2.7а). Большая амплитуда пульсаций давления в ряде случаев может привести к разрушению

элементов конструкции магистрали. При этом возможна смена направления движения потока, в результате которой происходит обратный выброс жидкости в бак («гейзерный эффект»).

Захолаживание с уменьшенным расходом жидкости. Жидкость с небольшим массовым расходом после открытия клапана захолаживания *I* поступает в тракт расходной магистрали большого диаметра через вспомогательную (байпасную) магистраль диаметром 4 – 8 мм (см. рис. 2.7б).

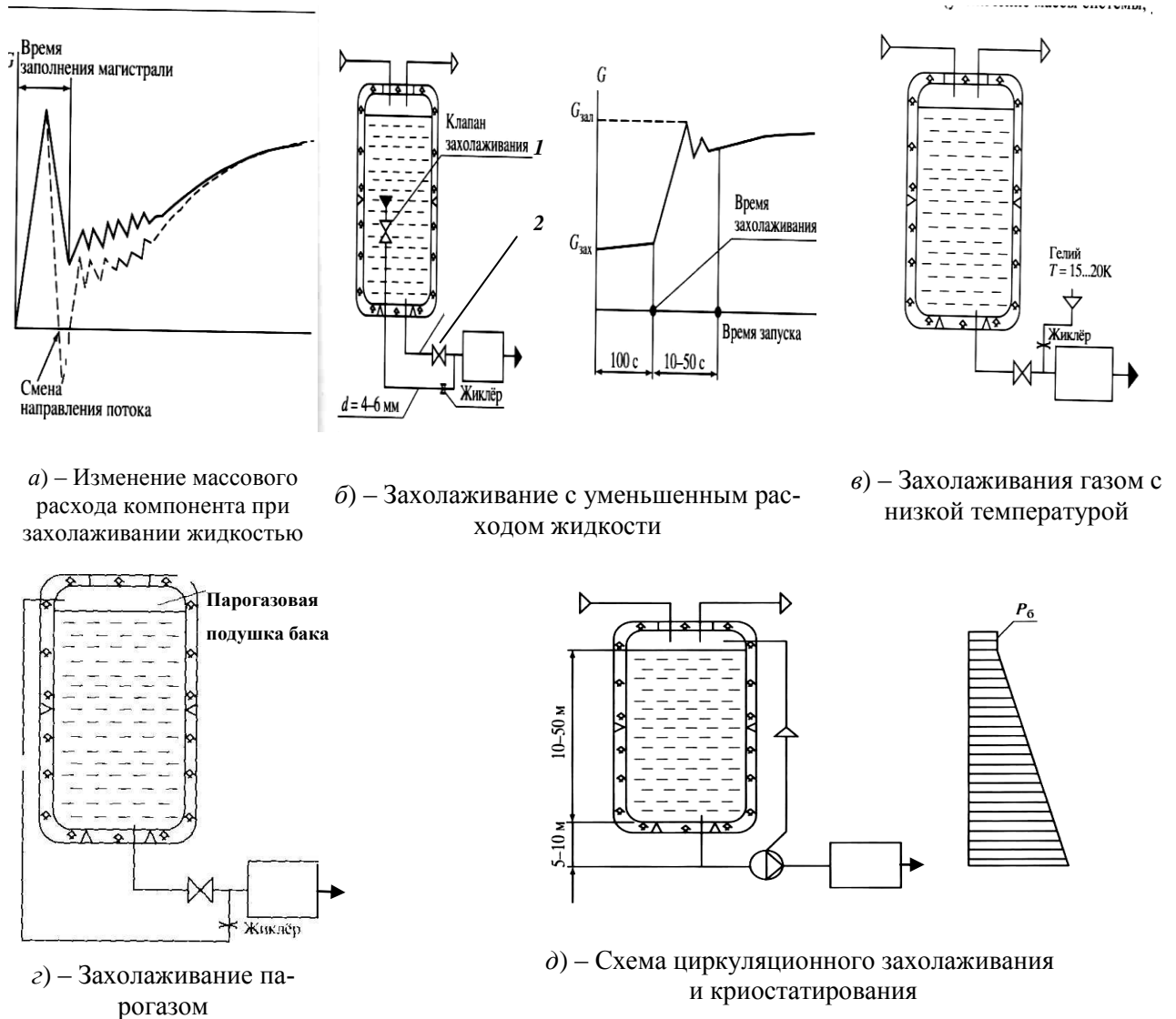


Рис. 2.7. Схемы проведения захолаживания магистралей в трактах питания ДУ

Жиклер обеспечивает необходимый расход компонента. Этот способ уменьшает затраты компонентов на захолаживание, но приводит к увеличению его продолжительности.

Диаметр жиклера выбирают таким образом, чтобы в нем реализовалось критическое течение парожидкостного потока. В жиклере происходит вскипание жидкости, на выходе из него создается парокапельный поток. После завершения захолаживания тракта магистрали открывается разделительный клапан 2 и происходит заполнение всего объема тракта магистрали жидкостью. Достоинства данного способа: отсутствие пульсации давлений и расхода в процессе захолаживания, небольшие затраты компонентов топлива на захолаживание. Среди недостатков этого способа следует выделить большое время захолаживания и необходимость использования дополнительного оборудования.

Захолаживание газом. Для захолаживания используется переохлажденный газ, как правило, газообразный гелий (см. рис. 2.7в). Этот способ захолаживания применяется только для предстартового захолаживания трактов РБ.

Захолаживание парогазом. Производится отбор среды из парогазовой подушки бака и её подача в расходную магистраль (см. рис. 2.7г). Парогазовая подушка бака может состоять из пара или пара и газа. Этот вариант используется в полёте для уменьшения времени захолаживания и затрат компонентов.

Захолаживание с использованием циркуляционных систем. Обеспечивается захолаживание и криостатирование магистралей только при наличии массовой силы, например, в условиях предстартовой подготовки. Для реализации этого варианта устанавливается вспомогательная подъемная магистраль для возврата компонента в бак (см. рис. 2.7д).

К достоинствам этого способа следует отнести простоту, а к недостаткам – дополнительные потери компонентов топлива в баке, которые компенсируются дозаправкой бака. Для увеличения массового расхода в контуре циркуляции во вспомогательную магистраль может подаваться газ (гелий). Циркуляционные системы используются в условиях предстартовой подготовки для первой и второй ступеней ракет [71, 72].

2.2.2. Результаты исследования захлаживания криогенных систем

Теплообмен при захлаживании криогенных систем. Захлаживание горячих элементов криогенных систем происходит как в условиях интенсивного парообразования при кипении, так и при конвективном охлаждении однофазными газовыми или жидкостными средами.

Кипение – необратимый самопроизвольный процесс переноса энергии в форме теплоты в условиях фазового перехода жидкости в пар. При этом возникают свободные поверхности раздела фаз между паром и жидкостью. В процессе фазового перехода (жидкость – пар) происходит изменение молекулярной структуры вещества, что сопровождается поглощением энергии.

Кипение может возникать при давлении меньше критического давления ($P < P_{кр}$), но больше давления в тройной точке ($P > P_{тр}$). Температура жидкости при кипении изменяется от температуры тройной точки до критической температуры ($T_{тр} < T < T_{кр}$).

На рис. 2.8 показана $p - v$ -диаграмма среды.

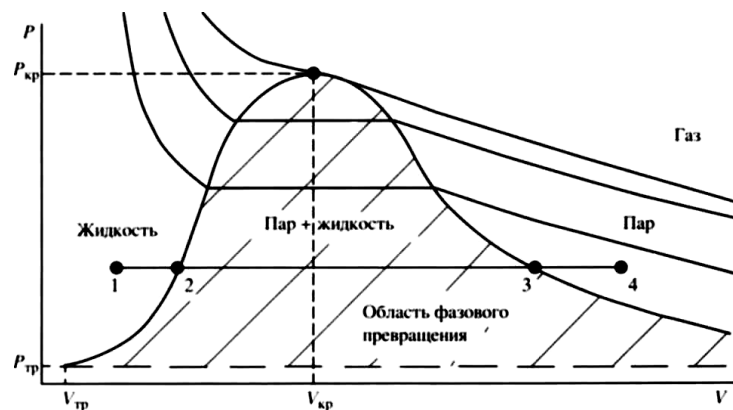


Рис. 2.8. $p - v$ - диаграмма среды:

точки 1 и 4 характеризуют состояние жидкости и пара соответственно;
2 - 3 – состояние пар + жидкость

Заштрихованная область определяет термодинамические параметры, где возможны процессы фазового превращения, сопровождающиеся кипением или конденсацией.

Кривая насыщения среды, которая отражает зависимость температуры насыщения (T_s) от давления (P) и при фазовых превращениях на плоской межфазной поверхности, представлена на рис. 2.9.

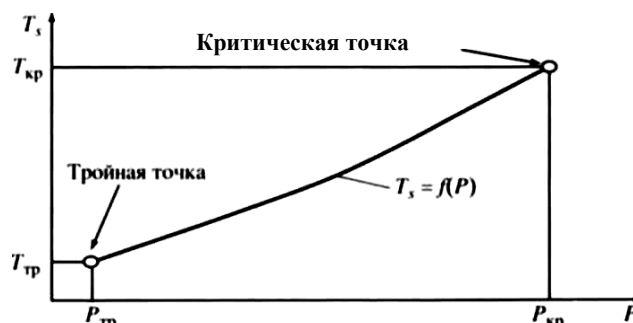


Рис. 2.9. Кривая насыщения:

$P_{тр}$, $T_{тр}$ – давление и температура в тройной точке; $P_{кр}$, $T_{кр}$ – давление и температура в критической точке

Основная особенность теплообмена при кипении – возможность отвода от поверхности больших тепловых потоков без существенного увеличения температуры поверхности.

При этом различаются следующие виды кипения:

- кипение при свободной конвекции и кипение при вынужденной конвекции (при вынужденном течении жидкости);
- кипение насыщенной жидкости, когда температура жидкости равна или незначительно превышает температуру насыщения ($T_{ж} \geq T_s$) и кипение недогретой жидкости (местное или поверхностное кипение), когда температура жидкости меньше температуры насыщения ($T_{ж} < T_s$).

В зависимости от температуры и теплофизических свойств теплоотдающей поверхности могут реализовываться пузырьковое, переходное или плёночное кипение (рис. 2.10).

Кипение, при котором пар образуется в виде периодически зарождающихся пузырей, называется пузырьковым. Кипение, при котором жидкость отделена от теплоотдающей поверхности слоем пара, называется плёночным. Кипение, при котором одновременно существуют на теплоотдающей поверхности пузырьковый и плёночный режимы, называется переходным.

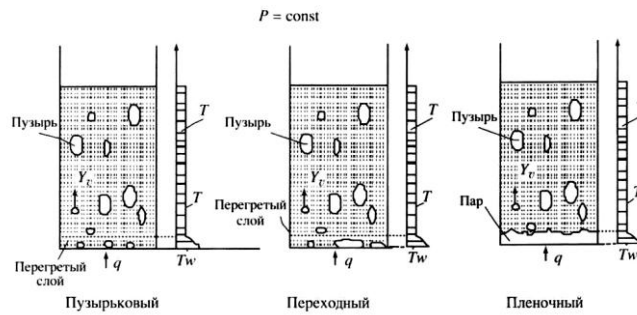


Рис. 2.10. Режимы кипения на теплоотдающей поверхности:
 q – Плотность теплового потока; T_w – температура теплоотдающей поверхности;
 T – температура среды; V – скорость всплытия пузырей; P – давление; g – ускорение свободного падения

Все виды кипения встречаются как при естественной, так и при вынужденной конвекции жидкости [71].

Основные термодинамические параметры, определяющие особенности кипения и интенсивность теплообмена при естественной конвекции:

- температура теплоотдающей поверхности или величина плотности теплового потока, $T_w(q_w)$;
- температура и давление жидкости, $T_{ж}$ и p (с величиной давления связана температура насыщения на межфазной поверхности – T_s).

Наиболее сильная зависимость интенсивности теплообмена обусловлена величиной температурного напора ΔT , то есть разницей температур теплоотдающей поверхности и насыщения. При вынужденной конвекции жидкости в каналах значительное влияние оказывает и скорость потока.

Приблизительные соотношения между характерными температурными напорами для компонентов при свободной конвекции следующие:

- температурный напор начала кипения $T_{нк} - T_s = 1 - 5$ К;
- температурный напор кризиса пузырькового кипения $T_{кр} - T_s = 3 - 10$ К;
- температурный напор кризиса пленочного кипения $T_{кр2} - T_s = 20 - 30$ К.

Захолаживание элементов криогенных систем завершается при значениях температур: жидкий азот 78 – 80 К; жидкий кислород 90 – 100 К; жидкий водород 20 – 25 К; жидкий гелий 4 – 6 К. Начальная температура элементов конструкций криогенных систем перед захолаживанием близка к 300 К [71].

Термограмма захлаживания элемента конструкции магистрали I в виде конвекции – кривая захлаживания показана на рис. 2.11.

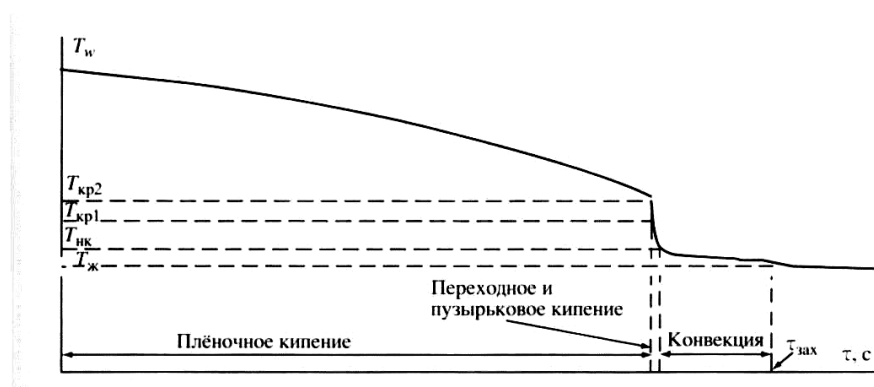


Рис. 2.11. Кривая захлаживания:

$T_{ж}$ – температура жидкости на входе в криогенную систему; τ – время захлаживания

Взаимодействие жидкости с поверхностью при захлаживании происходит последовательно при следующих режимах кипения: плёночное, переходное и пузырьковое. Дальнейшее охлаждение элемента конструкции магистрали происходит при естественной или вынужденной конвекции жидкости.

Основные факторы, определяющие скорость процессов захлаживания в магистралях ДУ:

- температура охлаждаемой поверхности (основной фактор);
- температура жидкости (время захлаживания уменьшается с ростом недогрева жидкости);
- давление в системе (скорость захлаживания увеличивается с ростом давления, в основном, из-за роста теплопроводности пара);
- скорость движения жидкости (с увеличением скорости жидкости уменьшается время захлаживания).

Анализ результатов экспериментального исследования процессов захлаживания и запуска ДУ. Рассмотрим результаты исследования процессов захлаживания ДУ разгонных блоков с небольшими расходами водорода и кислорода, а также обеспечение запуска двигателей при незначительной длительности процессов заполнения трактов (не более двух секунд). Для последнего случая этот процесс называется «горячим» запуском ДУ и используется в основ-

ном для кислородно-углеводородных двигателей (например, для двигателя 11Д58).

Большие проблемы возникают при стендовой отработке процессов захлаживания ДУ, так как при этом не удается полностью имитировать условия полета. При стендовых испытаниях, как правило, проводится обдув газообразным азотом двигательного отсека (ДО), что приводит к существенному прогреву магистралей и элементов двигателя, установленных за насосами по сравнению с условиями полета. Значительно отличаются стендовые и полетные перегрузки, температуры и давления компонентов в баках и т.п. Поэтому длительность операций захлаживания в стендовых условиях может превышать полетные значения в 5 – 10 раз. Проблему отработки предпусковых операций можно решить только математическим моделированием процессов захлаживания и запуска ДУ с использованием верифицированных программных комплексов. В МАИ созданы верифицированные ПК, которые успешно применяются для отработки запуска ДУ [2, 3].

В расчетной модели рассматриваются основные уравнения сохранения массы и энергии в одномерной постановке применительно к расходной магистрали (РМ) и газовой подушке в объеме бака, заполненного криогенной жидкостью. По результатам стендовых и летных испытаний ДУ блока 12КРБ были уточнены коэффициенты замыкающих зависимостей по теплоотдаче и трению в теплоемких элементах (насосах, клапанах и т.п.); теплопритоки к элементам магистрали в летных условиях эксплуатации (определены эффективные коэффициенты теплопроводности и теплоотдачи на внешней поверхности элементов).

Рассмотрим результаты экспериментальных исследований процессов захлаживания и запуска ДУ РБ 12КРБ с двигателем КВД1. Магистрали двигателя и расходные магистрали ДУ состоят из соединенных между собой прямых гладких труб, клапанов, насосов, фильтров, колен и т.п. Элементы магистрали произвольно ориентированы относительно вектора массовых сил, действующих на блок. Принципиальная схема водородной магистрали разгонного блока 12КРБ представлена на рис. 2.12 [48].

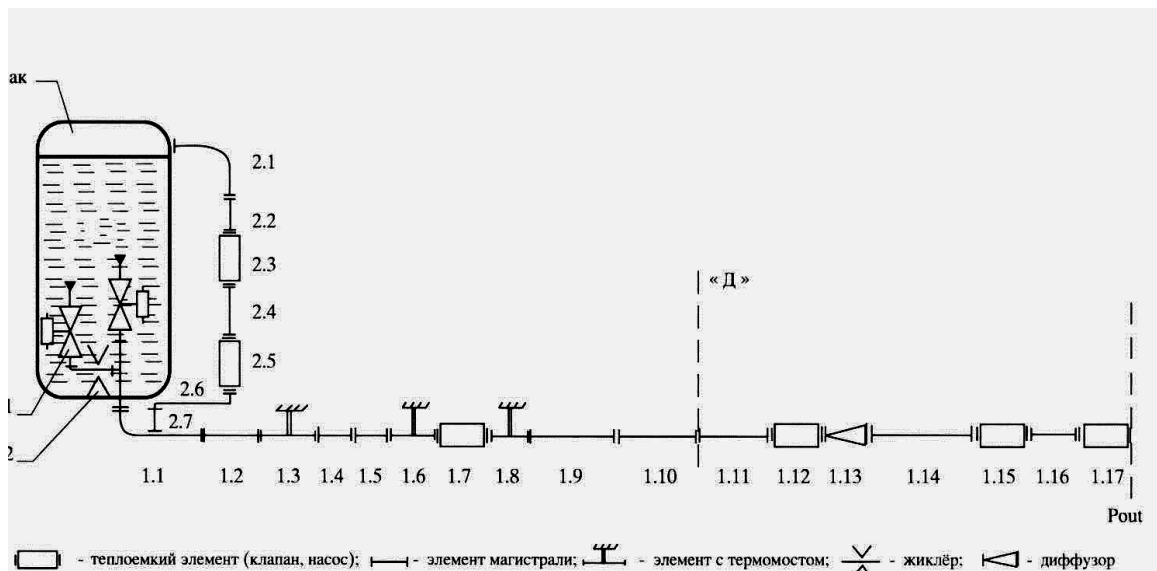


Рис. 2.12. Схема водородной магистрали блока 12КРБ

Она состоит из бака, байпасной магистрали с клапаном (01) и жиклёром (02), байпасной магистрали газового захлаживания (2.1 – 2.7). РМ ДУ (1.1 – 1.10) и РМ двигателя (1.11 – 1.17). Сечение «Д» определяет принадлежность участков магистрали между РБ и двигателем. Диаметр РМ 60 – 70 мм. Элемент 1.17 является изолирующим соплом магистрали, обеспечивающий дренаж потока в космическое пространство. Бустерные насосы магистралей водорода и кислорода установлены в баках.

Перед запуском двигателя происходит подготовка трактов магистралей кислорода и водорода в три этапа: 1 – предстартовое захлаживание; 2 – предпусковое захлаживание; 3 – заливка магистралей.

На этапе 1 (подготовка к пуску РН на СК) начинается процесс предстартового захлаживания двигателя и РМ. Для этого от наземных систем в тракт магистралей подаётся газообразный гелий с температурой 50 – 75 К и массовым расходом 7 – 8 г/с. Гелий подаётся под давлением 4 – 6 бар через жиклёры диаметром 5 мм в тракты РМ за основными насосами двигателя, а дренируется на входе в бустерные насосы, то есть направление потока гелия противоположно направлению движения водорода и кислорода в двигатель. В жиклёрах обеспечиваются критические расходы. Через 30 – 45 минут температура конструкции

двигательных трактов и РМ снижается ниже 100 К. На этом завершается предстартовое захлаживание и с этой температурой РМ происходит старт РН.

Операции предпускового захлаживания РМ и насосов РБ (этап 2) начинаются через 90 –100 секунд после старта РН. Для этого жидкий водород и кислород подаются через байпасные магистрали малого диаметра на вход в основные расходные магистрали двигателя за бустерными насосами. Байпасные магистрали с клапанами и жиклерами располагаются в баках и погружены в жидкость. На выходе из дренажных магистралей РБ установлены изолирующие устройства, открывающиеся к этому моменту для сброса парового или парожидкостного потока в космическое пространство через специальные сопла (см. 1.17 на рис. 2.12). Массовый расход водорода не превышает 6 – 15 г/с, а кислорода 20 – 50 г/с. Снижение температуры элементов конструкции от 100 – 120 К происходит за 120 –500 секунд.

Технологии захлаживания трактов магистралей окислителя и горючего на втором этапе отличаются. В магистраль горючего дополнительно к потоку жидкости подается в течение 50 – 80 с водород из паровой подушки бака водорода (операция парожидкостного захлаживания). Газообразный водород поступает из бака с массовым расходом 8 – 20 г/с при температуре 25 – 50 К. Образующийся при этом парожидкостный поток с массовым паросодержанием 0,3 – 0,8 обеспечивает захлаживание конструкции до температуры 40 – 60 К. Затем прекращается подача газообразного водорода из подушки бака и продолжается захлаживание только водородом (этап жидкостного захлаживания малым расходом).

Захлаживание магистрали кислорода происходит синхронно с захлаживанием магистрали водорода при подаче жидкости через байпасную магистраль.

На заключительном этапе (этап 3) предпускового захлаживания за 5 – 20 с до запуска двигателя закрываются клапаны подачи жидкого водорода и кислорода через байпасные магистрали и открываются расходные клапаны магистралей. С этого момента начинается операция заполнения магистралей водородом и кислородом (операция «заливка»). Перепад давления между баками и космическим пространством обеспечивает поддержание большого массового расхода

компонентов. На этом этапе массовый расход достигает максимального значения. Происходит заполнение и дозахлаживание всех элементов трактов расходных магистралей, насосов ТНА и агрегатов двигателя за ним.

На этапе 3 дозахлаживание магистралей и их заполнение сопровождается снижением объёмного паросодержания на входе в насосы ТНА от 0,7 до 0 (величина объёмного паросодержания характеризует долю сечения магистрали, занятого паром или газом). Эта операция предотвращает появление паровых включений на входе в основные насосы ТНА при запуске двигателя. Температуры компонентов становятся близкими к их значениям в баках.

При захлаживании с момента подачи жидкости или парожидкостного потока в магистраль происходит интенсивное испарение жидкости в условиях плёночного кипения, которое реализуется при температуре ее конструктивных элементов выше 25 – 50 К. Поэтому до 90 % времени (при исходной температуре магистрали 100 К) захлаживание на водороде происходит при плёночном режиме кипения, а 10 % – при переходном или пузырьковом кипении и конвективном охлаждении однофазной средой.

Плёночное кипение кислорода в магистрали поддерживается при температуре ее конструктивных элементов выше 110 – 130 К. При этом не более 10 % времени захлаживание кислородом происходит при плёночном режиме кипения, а 90 % — при переходном или пузырьковом кипении и конвективном охлаждении однофазной средой.

В местных сопротивлениях (клапан подачи, диффузор насоса клапаны за насосом ТНА. диафрагмы, сопла) возможна реализация критического и докритического режимов течения потока.

Тепловое состояние магистрали и ее гидравлические характеристики взаимосвязаны. Только в ограниченных случаях расход можно считать независимым от процесса захлаживания (организация критического истечения через форсунки, клапаны и т.п.).

При плёночном кипении можно выделить стержневые, переходные, дисперсно-кольцевые, дисперсные структуры потока. Они могут существовать как по всей длине магистрали в отдельных ее элементах.

Характерные результаты изменения основных параметров предпускового захлаживания водородной и кислородной магистралей блока 12КРБ с двигателем КВД1 представлены на рис. 2.13.

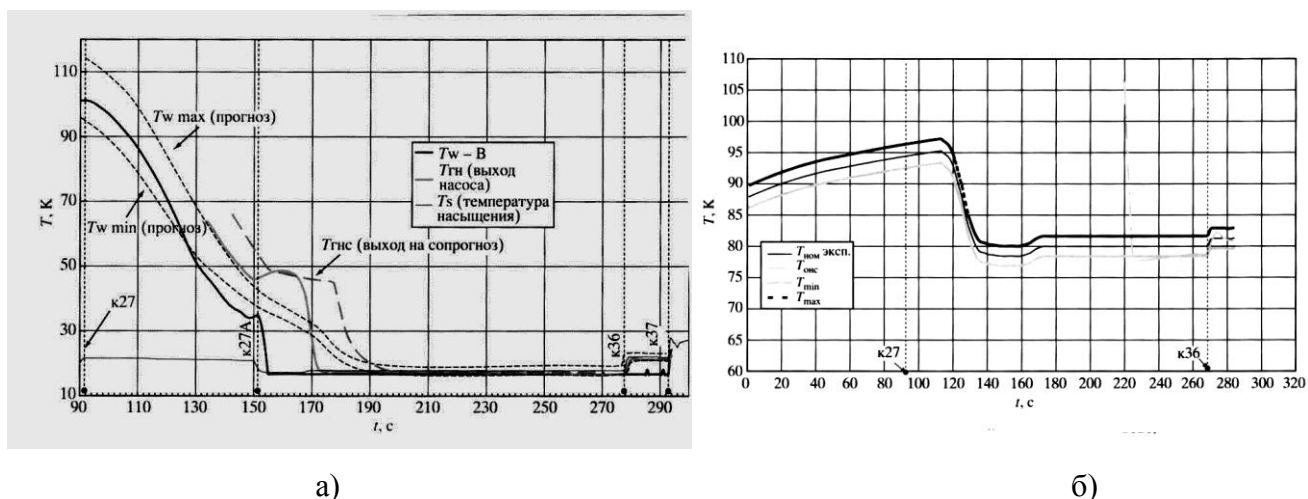


Рис. 2.13. Захлаживание водородной (а) и кислородной магистралей блока 12КРБ: показаны верхние и нижние границы температуры стенки магистрали (T_w) и температура среды на выходе из насосов ($T_{гн}$ и $T_{он}$)

По команде “к36” на 278-й секунде начинается заливка магистрали, происходит дозахлаживание ее элементов в стержневом режиме плёночного кипения. К 280-й секунде на входе и в полости основного насоса горючего находится жидкость с минимальными паровыми включениями (менее 3 %).

С 90-й по 278-ю секунде (команды “к22” и “к36”) происходит захлаживание жидкостью, поступающей через байпасную магистраль с массовым расходом 35–45 г/с, к 140-й с полёта температура магистрали близка к температуре насыщения кислорода.

В табл. 2.3 представлены результаты испытаний РБ 12КРБ при захлаживании расходных водородных и кислородных магистралей в полете [3, 71, 72].

Таблица 2.3 – Показатели захлаживания магистралей РБ

Значение параметра в РМ ДУ Параметр в системе ДУ	магистраль	
	водородная	кислородная
Продолжительность жидкостного захлаживания магистрали, с	127	187
Температура стенки расходной магистрали перед насосом, К	18	79
Температура среды на выходе из основного насоса ($T_{ис}$), К	17	79
Давление в расходной магистрали, бар	0,38 – 0,46	0,5
Затраты криогенного компонента на захлаживание, кг	1,3	8,4

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

- в основном используются следующие схемы захлаживания:
 - паром, малым расходом и большим расходом жидкости в криогенных системах ИС и ДУ;
 - холодным гелием и циркуляционные схемы (при предстартовом захлаживании) и парожидкостное захлаживание в криогенных системах ДУ;
- в процессе проведения захлаживания необходимо контролировать температуры среды на входе в насос и температуру стенки магистрали питания;
- результаты расчетно-экспериментальных исследований процессов захлаживания РМ, полученные при стендовых и летных испытаниях блока 12КРБ с двигателем КВД1, могут быть использованы для верификации компьютерных моделей расчета криогенных систем ИС и ДУ.

2.3. Исследование вытеснительной и насосной систем подачи КРТ для испытания камеры сгорания и насосных агрегатов ЖРД

ЭУ с вытеснительными СП. Для испытаний камеры сгорания совместно с ГГ применяется ЭУ с вытеснительными СП воды 1 и жидкого кислорода 2 и газобаллонной СП газообразного водорода 3 (рис. 2.14). Выбор вытеснительной схемы СП обосновывается тем, что данная система обладает повышенной эксплуатационной надежностью и является более простой в технологическом плане, но более громоздкой, т.к. дополнительно необходимы баллоны наддува большого объема для вытеснения компонентов.

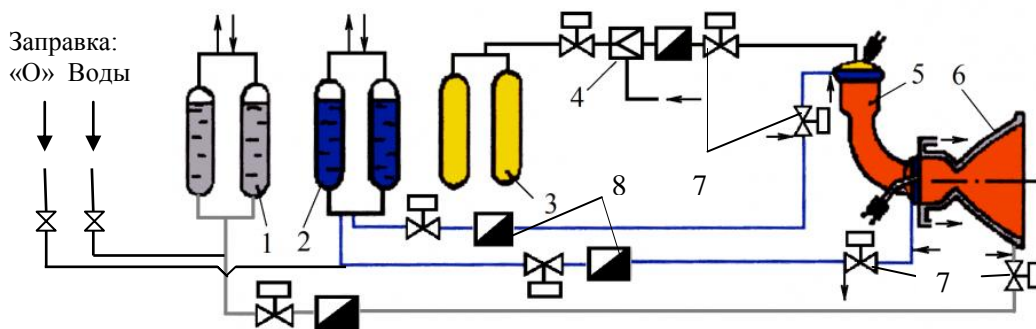


Рис. 2.14. Схема ЭУ для испытания ГГ с КС:

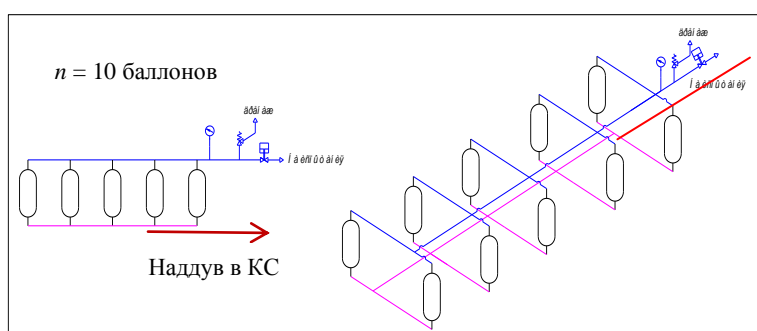
1 – вытеснительная СП воды; 2 – вытеснительная СП жидкого кислорода;
 3 – газобаллонная СП газообразного водорода; 4 – газовый редуктор;
 5 – газогенератор; 6 – камера сгорания; 7 – клапан; 8 – датчик расхода

Изменение режимов испытания по давлению p_k и соотношению компонентов K_m в камере обеспечивается регулированием давления наддува в баллонах 2 СП окислителя и давления в командной полости газового редуктора СП горючего 4.

Компоненты топлива в данной схеме воспламеняются, как правило, в КС и газогенераторе пороховыми газами пирозажигательного устройства.

На основе анализа функционирования вытеснительной СП видим, что возможны две схемы компоновки баллонов в системе подачи компонентов [4]:

- последовательная (рис. 2.15а);
- параллельно-секционная (рис. 2.15б) [4, 27].



а)

б)

Рис. 2.15. Схемы подачи с последовательным (а) и параллельно-секционным (б) соединением баллонов к коллектору выдачи

В процессе испытаний камеры сгорания двигателя 11Д57 с расходами жидкого кислорода до ~ 90 кг/с в системе подачи, состоящей из 10 баллонов

объемом по $0,4 \text{ м}^3$ и подключенных последовательно к коллекторам наддува и выдачи (см. рис. 2.15а), наблюдалась неравномерная выработка компонента из баллонов Δm до $\sim 25 \%$ за счет возрастания перепада давления между коллектором наддува и нижним коллектором выдачи $(p_6 - p_{61}) > (p_6 - p_{610})$ в направлении движения жидкости (рис. 2.16) [13, 40].

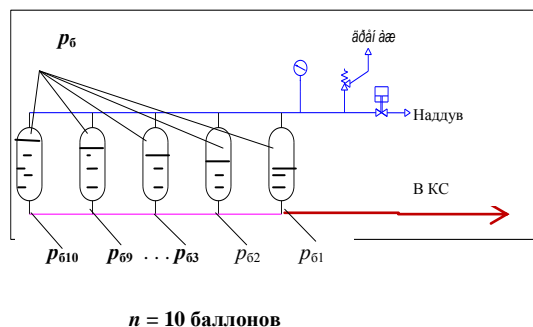


Рис. 2.16. Распределение давлений ($p_{61}, p_{62}, \dots, p_{610}$) и перепадов давлений ($\Delta p_{h1}, \Delta p_{h2}, \dots, \Delta p_{h10}$) при выработке компонента из вытеснительной системы подачи:

$$p_{61} < p_{62} < p_{63} < \dots < p_{610}; \quad \Delta p_{h1} > \Delta p_{h2} > \Delta p_{h3} > \dots > \Delta p_{h10};$$

p_6 – давление в газовой подушке

В результате имеем, что из баллона, расположенного ближе к камере, реализуется больший расход по сравнению с отдаленными и продолжительность испытания указанной выше камеры сгорания при этом составляла ~ 30 с за счет неравномерной выработки жидкого кислорода из баллонов. При выполнении параллельно-секционного соединения баллонов к коллекторам наддува и выдачи (см. рис. 2.15б) неравномерная выработка должна уменьшится в 2 раза и составит $\sim 12,5 \%$, что позволила бы увеличить продолжительность испытания при данной системе подачи до ~ 40 с.

Продолжительность испытания при функционировании вытеснительной СП в случае применения криогенных компонентов топлива во многом определяется также режимами захолаживания и заполнения баллонной системы компонентом.

Для обеспечения автономных испытаний камеры сгорания двигателя РД0124А, работающего на компонентах жидкий кислород – керосин, рассмотрим СП жидкого кислорода.

Определим массовые расходы компонентов для номинального режима. Суммарный расход и расходы компонентов рассчитывается по формулам:

$$\dot{m}_{\Sigma} = \frac{P_k \cdot F_{кр}}{\beta} = \frac{15 \cdot 0,005 \cdot 10^6}{1790} = 41,8 \text{ кг/с}; \quad (2.11)$$

$$\dot{m}_{ГГ} = \frac{\dot{m}_{\Sigma}}{k_m + 1} = \frac{41,8}{2,5 + 1} = 11,9 \text{ кг/с}; \quad (2.12)$$

$$\dot{m}_o = \dot{m}_{\Sigma} - \dot{m}_{ГГ} = 29,9 \text{ кг/с}. \quad (2.13)$$

Здесь $P_k = 15$ МПа – давление в камере сгорания; $D_{кр} = 0,08$ м – диаметр критического сечения камеры; $k_m = 2,5$; $\beta = 1790$ (Н·с/кг) – расходный комплекс давления в камере сгорания для топливной пары кислород - керосин.

Для обеспечения продолжительности испытания камеры сгорания двигателя РД0124А в течение 100 с вытеснительная СП стенда должна иметь количество жидкого кислорода

$$M_o = 1,3 \cdot m_{o\max} \cdot \tau + m_{зах} \cdot \tau_{зах} = 1,3 \cdot 33 \cdot 100 + 7,5 \cdot 15 = 4402,5 \text{ кг}, \quad (2.14)$$

где $m_{o\max}$, $m_{зах}$ – расход окислителя на форсированном режиме и расход окислителя при захолаживании системы (берется 25 % от номинального расхода) соответственно; τ и $\tau_{зах}$ – продолжительность испытания и режима захолаживания соответственно, коэффициент 1,3 учитывает 20-процентный гарантийный запас компонента и 10-процентную неравномерность выработки компонентов из баллонов.

Объем СП составит

$$V_{СП} = \frac{M_o}{\rho_o} = \frac{4402,5}{1140} = 3,86 \text{ м}^3,$$

где ρ_o – плотность жидкого кислорода.

При объеме единичного баллона $0,4 \text{ м}^3$ необходимо иметь в системе 10 баллонов (см. схему на рис. 2.19б) и металлоемкость вытеснительной СП с нижним коллектором выдачи, выполненным из трубы 140x20 мм, составит

$$M = (n \cdot \pi \cdot D_{\text{бал}} \cdot \delta_{\text{бал}} \cdot h_{\text{бал}} + \pi \cdot D_{\text{тр}} \cdot \delta_{\text{тр}}) \cdot \rho_{\text{мат}} = (10 \cdot 3,14 \cdot 0,426 \cdot 0,04 \cdot 3,7 + 3,14 \cdot 0,14 \cdot 0,02 \cdot 20) \cdot 7800 = 16\,800 \text{ кг},$$

где n – количество баллонов в системе; $D_{\text{бал}}$, $\delta_{\text{бал}}$, $h_{\text{бал}}$ – диаметр, толщина стенки и высота баллона соответственно; $D_{\text{тр}}$, $\delta_{\text{тр}}$ – диаметр и толщина трубы; $\rho_{\text{мат}}$ – плотность материала баллона и трубы.

Технология заправки СП и проведения испытания. Заправка проводится в следующей последовательности:

1. Заправка баллонов топливом до перелива в течение примерно 30 минут.
2. Выдержка 30 – 40 минут для обеспечения полного захлаживания металлоёмкости вытеснительной СП.
3. Дозаправка до 100 % (до перелива).

При заправке на первом этапе происходит испарение части компонента, т.к. температура стенки баллона значительно выше, чем температура жидкости, заливаемой в баллон. На втором этапе производится выдержка, во время которой происходит выравнивание температур стенки баллона и жидкости. Полное испарение компонента происходит во время первоначальной заправки и выдержки. По окончании данного процесса на третьем этапе производят дозаправку баллонов (до перелива).

Именно, окружающая среда (с $T_{\text{oc}} = 300 \text{ К}$) является источником подводимого тепла. Температура стенки со стороны кислорода $T_2 = 90 \text{ К}$, которая равна температуре насыщения при давлении заправки кислорода.

Для определения температуры стенки со стороны окружающей среды T_1 рассмотрим стационарный процесс. Удельный тепловой поток от теплой стенки T_1 к холодной стенке T_2 определяется уравнением [66, 67]:

$$q = \frac{\lambda_1}{b} \cdot (T_1 - T_2), \quad (2.15)$$

где λ_1 – коэффициент теплопроводности стенки, b – толщина стенки.

Удельный тепловой поток, подходящий к стенке от окружающей среды, определяется по закону Ньютона:

$$q = \alpha \cdot (T_{oc} - T_1), \quad (2.16)$$

где α – коэффициент теплоотдачи.

Удельные тепловые потоки равны, поэтому:

$$\frac{\lambda_1}{b} \cdot (T_1 - T_2) = \alpha \cdot (T_{oc} - T_1). \quad (2.17)$$

Решая (2.17) относительно T_1 , получим:

$$T_1 = \frac{\alpha \cdot T_{oc} + \frac{\lambda_1 \cdot T_2}{b}}{\frac{\lambda_1}{b} + \alpha}, \quad (2.18)$$

где $\lambda_1 = 52$ Вт/мК – коэффициент теплопроводности стенки (стали); $b = 40$ мм – толщина стенки баллона.

Чтобы определить T_1 , т.е. температуру, до которой охлаждается наружная поверхность баллона, надо определить α .

Процесс конвективного теплопереноса баллона с компонентом и окружающей средой как теплообмен одиночного тела с безграничной окружающей средой выражается обобщенной зависимостью [69, 70]

$$\text{Nu}_{L1} = f(\text{Re}_{L1}), \quad (2.19)$$

где Nu_{L1} – критерий Нуссельта, Re_{L1} – критерий Рейнольдса. Эти критерии определены по длине обтекания L_1 .

В свою очередь:

$$\text{Nu}_{L1} = f(\text{Gr}_{L1}, \text{Pr}), \quad (2.20)$$

где Gr_{L1} – критерий Грассгофа, Pr – критерий Прандтля.

$$\text{Re}_{L1} = c \cdot (\text{Pr}) \cdot \sqrt{\text{Gr}}; \quad (2.21)$$

$$\text{Gr}_{L1} = \frac{(\rho_1 - \rho_0 \cdot c) \cdot g \cdot H \cdot L_1^2}{\rho_1 \cdot \nu^2}. \quad (2.22)$$

Здесь ρ_1 – плотность среды (воздуха) при температуре холодной стенки; ρ_0 – плотность воздуха при температуре окружающей среды.

Преобразуем (2.22) с учетом уравнения состояния $\rho = \frac{P}{T \cdot R}$.

Тогда получим:

$$\text{Gr}_{L1} = \frac{g \cdot H \cdot L_1^2}{\nu^2} \cdot \left(1 - \frac{T_1}{T_{oc}}\right), \quad (2.23)$$

где g – ускорение свободного падения; L_1 – длина обтекания, равная для цилиндра $L_1 = \frac{D\pi}{2}$; $D = 426$ мм – диаметр цилиндра; $H = 3700$ мм – геометрическая высота цилиндра; ν – кинематическая вязкость воздуха, равная $\nu = 0,7 \cdot 10^{-3}$ м²/с.

Задаемся температурой T_1 , примерно равной температуре окружающей среды $T_1 = 299$ К, и по формуле (2.23) находим критерий Грассгофа:

$$\text{Gr}_{L1} = \frac{g \cdot H \cdot L_1^2}{\nu^2} \cdot \left(1 - \frac{T_1}{T_{oc}}\right) = \frac{10 \cdot 3,14 \cdot 3 \cdot 0,426^2}{4 \cdot (0,7 \cdot 10^{-8})^2} \cdot \left(1 - \frac{299}{300}\right) = 3011060.$$

По формуле (2.21) находим Re_{L1} , т. к. для двухатомных газов $\text{Pr} = 0,72$, то по таблице $c \cdot (\text{Pr}) = 0,64$

$$\text{Re}_{L1} = c \cdot (\text{Pr}) \cdot \sqrt{\text{Gr}} = 0,64 \cdot \sqrt{3011060} = 1100.$$

По графику зависимости $\text{Nu}_{L1} = f(\text{Re}_{L1})$, находим Nu_{L1}

$$\text{Nu}_{L1} = 3 \cdot 1100 = 3300.$$

Критерий Нуссельта равен:

$$\text{Nu}_{L1} = \frac{\alpha \cdot L_2}{\lambda}. \quad (2.24)$$

Используя данную формулу, найдем:

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

где $\lambda_2 = 0,023$ Вт/мК – коэффициент теплопроводности воздуха.

По формуле (2.18) находим температуру наружной стенки T_1 :

$$T_1 = \frac{\alpha \cdot T_{oc} + \frac{\lambda_1 \cdot T_2}{b}}{\frac{\lambda_1}{b} + \alpha} = \frac{145 \cdot 300 + \frac{90 \cdot 52}{0,04}}{\frac{52}{0,04} + 144} = 205 \text{ К.}$$

Рассчитаем количество компонента, необходимое для заправки одного баллона при подготовке системы к испытаниям.

Зная удельный тепловой поток q , по формулам (2.15) и (2.16) находим количество тепла, которое прошло через наружную стенку баллона к жидкому кислороду в стационарном режиме

$$Q = q \cdot F \cdot \tau, \quad (2.25)$$

где F – наружная поверхность баллона (диаметром 426 мм и высотой 3,7 м); τ – время заправки баллона (технологическое время), примерно равное $\tau = 1800$ с.

Тепло, отбираемое от окружающей среды, поглощается при испарении кислорода и затрачивается на захлаживание массы баллона, т.е. имеет место тепловой баланс:

$$Q_{\text{н}} + Q_{\text{ст}} = Q_{\text{зах}} + Q_{\text{исп}}, \quad (2.26)$$

где $Q_{\text{ст}} = q \cdot F \cdot \tau$.

$Q_{\text{н}}$ – находится по среднему перепаду температур:

$$Q_{\text{н}} = \alpha \cdot \left(\frac{T_{\text{ос}} - T_1}{2} \right) \cdot F \cdot \tau;$$

$$Q_{\text{зах}} = c \cdot M_{\text{бал}} \cdot (T_{\text{ос}} - T_{\text{ср}});$$

$$Q_{\text{исп}} = r \cdot m_{\text{o}},$$

где $c = 460$ Дж/кг·К – теплоемкость стали; $M_{\text{бал}}$ – масса баллона; $r = 200 \cdot 10^3$ Дж/кг – теплота фазового перехода (удельная теплота испарения); m_{o} – масса кислорода, испаряющаяся в процессе теплоотдачи.

Тогда (2.26) можно записать в развернутом виде:

$$F \cdot \tau \cdot \alpha \cdot \left(\frac{T_{\text{ос}} - T_1}{2} \right) + q \cdot F \cdot \tau = c \cdot M_{\text{бал}} \cdot (T_{\text{ос}} - T_{\text{ср}}) + r \cdot m_{\text{o}}. \quad (2.27)$$

Отсюда получим массу испаряющегося кислорода в одном баллоне (при 100 % использовании теплоты испарения)

$$m_o = \frac{F \cdot \tau \cdot \alpha \cdot \left(\frac{T_{oc} - T_1}{2} + T_{oc} - T_1 \right) - c \cdot M \cdot (T_{oc} - T_{cp})}{r} =$$

$$= \frac{1800 \cdot 5 \cdot 145 \cdot \left(\frac{300 - 205}{2} + 300 - 205 \right) - 460 \cdot 1680 \cdot (300 - 150)}{200} \cdot 10^{-3} = 350,2 \text{ кг.} \quad (2.28)$$

Однако следует учитывать, что на практике используется только ~ 70 % теплоты испарения, тогда общее количество потерь жидкого кислорода для захлаживания будет равно:

$$\sum m_o = 1,0 \cdot m_o \cdot n / 0,7 = 1,0 \cdot 350,2 \cdot 10 / 0,7 = 5 003 \text{ кг,}$$

где $n = 10$ – количество баллонов.

Для заправки баллонов жидким кислородом с учетом потерь на захлаживание необходимое количество компонента составит:

$$M_{\text{запр}} = \sum m_o / 2 + M_o = 2 501,5 + 4402,5 = 6 904 \text{ кг,}$$

где $\sum m_o / 2$ – расход компонента на захлаживание баллонов на первом этапе заправки.

В процессе проведения заправки на первом этапе расход жидкого кислорода в течение ~ 30 мин составляет 6 904 кг, при этом за счет «быстрой» заправки металлоемкость баллонной системы не полностью охлаждается до температуры $T_{\text{ж}}$.

На втором этапе во время выдержки в течение 30 минут происходит выравнивание температуры стенок с $T_{\text{ж}}$ и потери компонента, связанные с доохлаждением баллонов до температуры кипения ($T_{\text{ж}} = 90 \text{ К}$) при использовании ~ 70 % теплоты испарения также, составят ~ 2 501,5 кг.

При проведении дозаправки (на третьем этапе) необходимо компенсировать потери на доохлаждение системы в период стоянки (выдержки) и потери от теплопритоков из окружающей среды в период доохлаждения и проведения дозаправки, которые составляют ~ 2 501,5 кг.

Следовательно, всего при заправке на всех этапах захлаживания, заправки, выдержки и дозаправки системы количество компонента составляет

$$M_o = 6 904 \text{ кг} + 2 501,5 \text{ кг} = 9 405,5 \text{ кг жидкого кислорода.}$$

Как показывает анализ, потери жидкого кислорода с учетом ~ 70 % использования теплоты испарения для охлаждения системы составили 5 003 кг.

Поэтому с учетом больших потерь криогенного компонента для охлаждения металлоемкой системы баллонов высокого давления и высокой стоимости жидкого водорода построение вытеснительной СП для жидкого водорода нецелесообразно. Для испытания КС и ГГ ЖРД целесообразно использовать баллонную СП с газообразным водородом [27].

Следует при этом также отметить, что ограничивающими факторами применения вытеснительной СП на криогенных компонентах для испытаний КС маршевых двигателей являются:

- предельные режимы в КС по расходу компонентов и давлению в камере ($p_k < 17\text{--}18$ МПа), которые определяются рабочими давлениями оборудования и арматуры стенда;

- малая продолжительность испытания и громоздкость оборудования;

- невозможность полной имитации режимов функционирования систем питания ГГ и охлаждения КС жидким водородом [1, 28].

- ЭУ с насосными СП с газовым и ГГ-приводом (рис. 2.17) позволяют устранить указанные выше недостатки стендовых вытеснительных СП.

При этом ГГ привода ТНА может быть запитан:

- от стенда высокого давления с вытеснительной СП компонентов топлива (см. рис. 2.17б);

- от технологического ТНА (см. рис. 2.17в).

Целями данных испытаний являются:

- проверка функционирования агрегатов на режимах запуска и работы;

- проверка эффективности охлаждения КС (сопловой части, критического сечения и цилиндрической части через пояса завесного охлаждения) – жидким водородом;

- определение удельных параметров процессов смесеобразования и горения в камере сгорания $\varphi_{ykc} = (\beta_{kc})_э / (\beta_{kc})_Т$.

Здесь $(\beta_{kc})_э$ и $(\beta_{kc})_T$ – удельный комплекс давления в КС, определенный экспериментально в процессе испытания и расчетом соответственно.

Настройка топливной системы заключается в определении необходимых частот вращения насосов и сопротивлений магистралей окислителя и горючего в магистралях питания ГГ и КС.

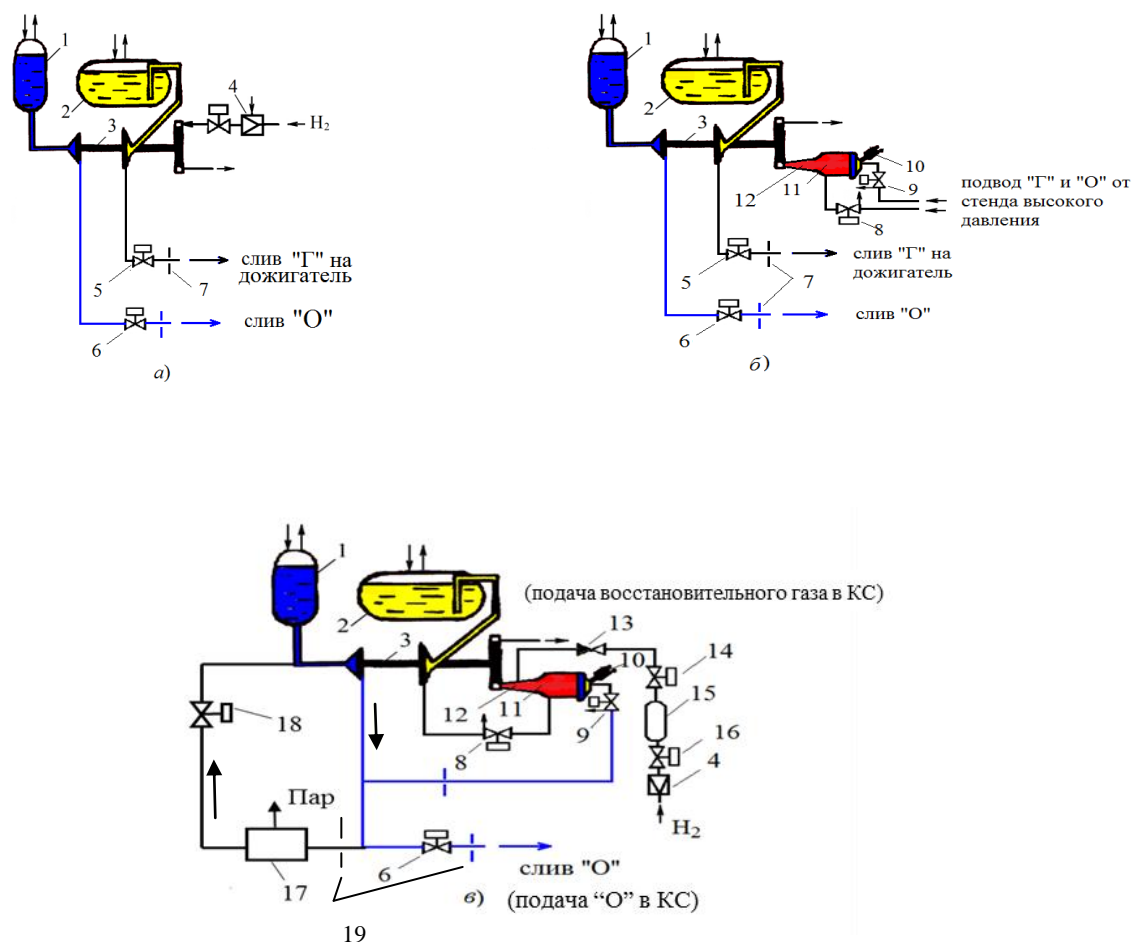


Рис. 2.17. Схема установки для испытания ТНА с различными схемами питания турбины: *а* – схема с газовым приводом; *б* – схема с питанием ГГ компонентами топлива от автономной СП высокого давления; *в* – схема с циркуляционным контуром питания насоса «О» и питанием ГГ от насосов ТНА; 1, 2 – стендовые емкости с жидкими кислородом и водородом; 3 – ТНА; 4 – газовый редуктор; 5, 6 – клапаны слива «О» и «Г»; 7 – дроссельная шайба; 8, 9 – клапаны подачи «О» и «Г» в ГГ; 10 – ПЗУ; 11 – ГГ; 12 – газоввод турбин; 13 – обратный клапан; 14, 16 – клапан подвода газа; 15 – расвер передварительной раскрутки турбины; 17 – сепаратор-разделитель парожидкостного потока «О»; 18 – клапан циркуляционного контура; 19 – шайба, имитирующая сопротивление форсуночной головки КС

*) При испытаниях КС совместно с ТНА в схеме *в*) магистраль циркуляции «О» исключается; окислитель после насоса «О» и восстановительный газ после турбины подаются в КС

Стенд позволял, в частности, проводить испытания ГГ и КС двигателя 11Д57 с подачей водорода с параметрами $p_{вх} = 24$ МПа и $T_{вх} = 40$ К на режимах $p_k = 11 - 12$ МПа при продолжительности функционирования до 40 с.

Основным недостатком указанных установок с насосной СП являются:

– ограниченность испытаний по мощности автономного привода ТНА при использовании газообразного водорода или стендового ГГ (см. рис. 2.17а и 2.17б);

– ограниченный ресурс испытаний по времени из-за громоздкого оборудования вытеснительной СП автономного питания ГГ от стенда высокого давления (см. рис. 2.17б).

При питании ГГ от насосов ТНА с использованием систем начальной раскрутки газом из газового ресивера 15 и подключением циркуляционного контура клапаном 18 (см. рис. 2.17в) можно решить проблему проведения ресурсных испытаний агрегатов ЖРД и проверки режимов охлаждения КС жидким водородом.

При отработке ТНА «О» и ТНА «Г» на стенде проблему проведения ресурсных испытаний можно решить применением циркуляционных и замкнутых схем питания насосов со струйно-сепарационными устройствами (см. поз. 17 в схеме 2.17в) [28, 29, 62, 78].

Таким образом, можно отметить, что [3, 7, 76]:

1. Использование параллельно-секционной компоновки баллонов в вытеснительной СП КРТ позволяет уменьшить неравномерную выработку компонента из системы до 10 %.

2. На основе рассмотрения процессов конвективного теплопереноса и обобщенной зависимости критерия Нуссельта от критериев Рейнольдса и Прандтля обоснована методика технологии заправки баллонных систем криогенным компонентом – жидким кислородом, состоящая из трех этапов (заправка, выдержка в течение 30 – 40 минут для полного дозахлаживания металлоемкости СП и дозаправка).

3. Вытеснительные СП на жидком водороде нецелесообразны для применения из-за большой металлоемкости баллонов и высокой стоимости жидкого водорода. Для испытания камер сгорания и газогенераторов целесообразно использовать баллонную СП с газообразным водородом.

4. Применение ЭУ с насосными СП позволило решить проблемы:

– основных целей испытаний по продолжительности и имитации условий охлаждения КС жидким водородом при испытаниях КС и ГГ;

– по продолжительности испытаний с использованием систем циркуляции криогенных компонентов и питания ГГ привода ТНА от испытуемых насосов при испытаниях ТНА «Г» и ТНА «О».

2.4. Обеспечение безопасности испытаний ЖРД и ДУ с применением криогенных компонентов топлива

Аварийные ситуации при испытаниях на водородном топливе могут быть вызваны:

– конденсацией и накоплением кристаллов воздуха или кислорода в жидком водороде;

– образованием взрыво- или пожароопасных смесей при утечках или выбросах водорода в окружающее пространство;

– техническим состоянием объекта испытания при многократных испытаниях на стенде в процессе отработки [6].

Как упоминалось выше, статистика аварий, произошедших по причине выброса водорода при испытаниях, показывает, что развитие событий имеет заметное время, позволяющее парировать аварийную ситуацию, а коэффициент участия водорода во взрыве z в большинстве случаев не превышает 0,1. Это позволяет рассматривать вопрос о проведении испытаний на стенде НИЦ РКП ДУ с заправкой блока второй ступени РН водородом (до 7000 кг) при выполнении дополнительного комплекса мер безопасности и парировании нештатных ситуаций, предусматривающих [6, 31, 42]:

– сохранение иерархического принципа построения программ испытаний с постепенным их усложнением;

– внедрение диагностических методов контроля технического состояния двигателя после испытания для оценки остаточного ресурса его систем;

– оснащение САЗ двигателя высокочувствительными первичными преобразователями (датчиками), основанными, например, на опто-волоконной или изотопной технике и обеспечивающими контроль наиболее напряженных параметров криогенного двигателя, например, износа беговых дорожек узлов качения (подшипников) ТНА, температуры лопаток турбины и др.;

– оснащение СДАЗ двигателя каналами контроля виброперегрузок в наиболее теплонапряженных системах ДУ (ТНА и камера сгорания) и параметров ДУ, характеризующих её функционирование в заданных (допусковых) пределах;

– внедрение датчиков контроля утечек водорода с инерционностью не более 2 с;

– применение активных средств флегматизации с добавками ингибиторов взрывоопасных смесей водорода с воздухом и O_2 в отсеках ДУ и стенда и др.

В частности, в работах Института структурной макрокинетики и проблем материаловедения РАН (ИСМАН) были предложены высокоэффективные составы ингибиторов, которые позволяют регулировать закономерности горения и взрыва водорода и метана с воздухом (кислородом): скорости горения, критических условий воспламенения, перехода горения в детонацию.

Чл.-корр. РАН В.В. Азатян (ИСМАН) в [10] показал, что в отличие от сложившихся представлений о «чисто» тепловой природе горения, лавинообразное размножение активных промежуточных частиц (атомов и радикалов) в ходе их реакций является основным фактором горения и взрыва газов не только при низких давлениях, но также при атмосферном и повышенных давлениях при любом режиме саморазогрева. Поэтому даже в развившемся горении при искусственном прекращении разветвления цепей процесс горения немедленно прекращается,

т.е. регулирование закономерности горения и взрыва водородно-воздушных смесей достигается обрывом цепного характера воспламенения. В качестве эффективных ингибиторов применительно к горению смесей водорода в воздухе (и кислороде), содержащих более 10 % водорода, были предложены и испытаны олефиновые соединения, в частности пропилен (C_3H_6). Для предотвращения детонации водородно-воздушных смесей, реально встречающихся на практике составов, достаточная концентрация предлагаемого ингибитора составляет ~ 3 %, а для прекращения процесса горения требуется несколько большее количество ингибитора (до 4 % по объему).

На основании проведенных исследований [3] авторами предложена схема построения системы пожаровзрывопреждения (СПВП), представленная на рис. 2.18, с применением ингибитора в смеси с флегматизатором – азотом.

Предлагается технологию заполнения баллона 1 (см. рис. 2.18) проводить (в случае расположения заправочного патрубка снизу) в следующей последовательности: вначале заполняется система ингибитором (более тяжелым газом), затем флегматизирующим азотом в объемном соотношении 0,05 : 0,95.

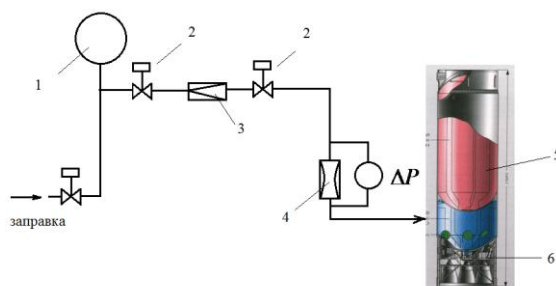


Рис. 2.18. Система подачи ингибитора с флегматизатором (азотом) в двигательный отсек ДУ:

- 1 – баллон с ингибитором и флегматизатором (в объемном соотношении 0,05:0,95);
- 2 – пневмоотсечной клапан; 3 – газовый редуктор для поддержания заданного расхода;
- 4 – мерное устройство; 5 – ДУ; 6 – двигательный отсек (ДО) ДУ

Подачу ингибитора с флегматизатором в наиболее опасный ДУ необходимо предусмотреть в период проведения процессов захолаживания и огневого (или холодного) испытания ДУ по командам ИУС СПВП.

Таким образом, разработанный способ использования активных присадок (ингибиторов) в СПВП открывает новые возможности для более безопасного проведения стендовых испытаний РБ и ступеней РН с увеличенным количеством заправляемого жидкого водорода в топливный бак ДУ и рационального использования водорода в различных областях промышленности и техники [6, 10].

2.5. Выводы по главе 2

1. Проблемы стендовой отработки криогенных двигателей (РД0146Д, КВД1 и 11Д58МФ), выполненных с сопловыми насадками с большой степенью расширения сопла, с имитацией условий эксплуатации решаются:

- для охлаждаемого сопла с применением барокамеры и диффузора;
- для НСН с применением барокамеры, диффузора, смесителя-конденсатора и парожетторной установки.

2. Расчетно-экспериментальные исследования систем имитации высотных условий для этапов испытаний двигателя на стенде с моделированием процессов истечения ПС в тракте «сопло – диффузор» позволили определить режимы настройки систем стенда, давления запуска диффузора и технологию испытаний двигателя типа РД0146Д, которые могут также использоваться для отработки перспективного двигателя 11Д58МФ с сопловыми насадками (f_a до 500).

3. В криогенных системах используются схемы захолаживания:

- паром, малым и большим расходом жидкости в системах ИС и ДУ;
- холодным гелием и циркуляционные схемы (при предстартовом захолаживании) и парожидкостное захолаживание в системах ДУ.

4. В процессе захолаживания систем необходимо контролировать температуры среды на входе в насос и температуру стенки магистрали питания.

5. Использование параллельно-секционной компоновки баллонов в вытеснительных СП КРТ позволяют уменьшить неравномерную выработку компонента из системы до 10 %.

6. На основе рассмотрения процессов конвективного теплопереноса и обобщенной зависимости критерия Нуссельта от критериев Рейнольдса и Прандтля обоснована технология заправки баллонных систем криогенным компонентом, состоящая из трех этапов (заправка, выдержка в течение 30 – 40 минут для полного дозахлаживания металлоемкости СП и дозаправка).

7. Вытеснительные СП на жидком водороде нецелесообразны для применения из-за большой металлоемкости баллонов и высокой стоимости жидкого водорода. Для испытания камер сгорания и газогенераторов рекомендуется использовать баллонную СП с газообразным водородом.

8. Применение ЭУ с насосными СП с циркуляционным контуром питания насосов и питанием ГГ привода турбины от испытуемых насосов ТНА позволяют исключить ограничения по продолжительности и режимам испытаний агрегатов ЖРД на стенде.

9. Проведение испытаний ДУ блоков ступени РН с увеличенной заправкой водородом (до 7000 кг) на стенде НИЦ РКП возможно обеспечить при выполнении дополнительного комплекса мер безопасности и парировании нештатных ситуаций с применением разработанных ПК СДАЗ, которые будут рассмотрены в главах 2 и 3.

Глава 3. РАЗРАБОТКА И ТЕСТИРОВАНИЕ ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСОВ СИСТЕМ ДИАГНОСТИКИ И АВАРИЙНОЙ ЗАЩИТЫ ИСПЫТАНИЙ

3.1. ИУС для управления и регулирования процессом испытания, системы диагностики и аварийной защиты испытываемого двигателя

Система управления (СУ) обеспечивает выдачу команд на управление исполнительными элементами систем стенда и объекта испытания, поддержание и регулирование режимов испытания, регулирование параметров и нагрузок по заданной циклограмме испытания. На рис. 3.1 для примера представлены структурные схемы регулирования параметров давления в камере сгорания p_k и соотношения компонентов топлива k_m при автономных испытаниях КС на стенде с вытеснительной и газобаллонной системами подачи компонентов топлива.

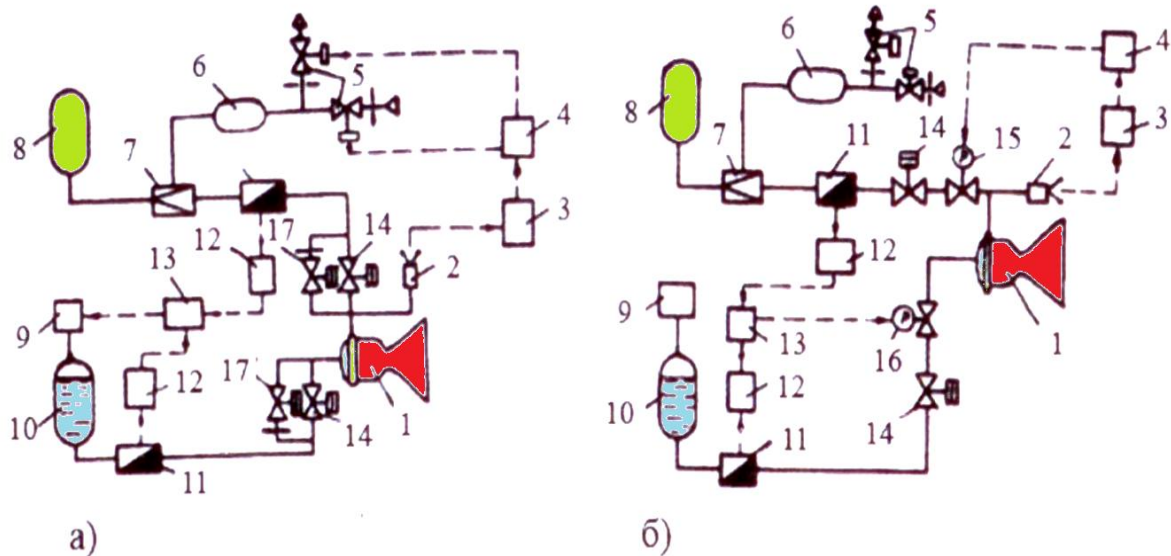


Рис. 3.1. Схемы регулирования p_k и k_m на стенде
с вытеснительной и газобаллонной системами подачи:

- а* – изменением давления в баке окислителя и за редуктором подачи горючего;
 - б* – изменением гидравлического сопротивления в магистралях регуляторами расхода окислителя и горючего; 1 – камера сгорания; 2 – датчик давления; 3, 12 – усилитель-преобразователь измерительных сигналов; 4, 13 – блок регулирования;
 - 5 – электропневмоклапан; 6 – ресивер; 7 – газовый редуктор; 8 – баллон с газообразным горючим; 9 – блок наддува; 10 – баллон с окислителем; 11 – датчик расхода;
 - 14, 17 – пусковые клапаны подачи; 15, 16 – регуляторы расхода
- магистрали ПГС; - - - цепи систем регулирования и управления

Регулирование тяги или эквивалентной величины давления в камере p_k , как известно, обеспечивается изменением массовых расходов компонентов топлива m при $F_{кр} = const$ [27, 30]:

$$p_k = \frac{m \beta_{кс}}{F_{кр}}, \quad (3.1)$$

где $\beta_{кс}$ – расходный комплекс давления в камере сгорания; $F_{кр}$ – площадь критического сечения камеры сгорания.

При этом регулирование p_k обеспечивается изменением расхода горючего газовым редуктором 7 по сигналам датчика давления 2 системы обратной связи (см. рис. 3.1а) или изменением настройки регулятора расхода (угла поворота привода дросселя) 15 (см. рис. 3.1б), а регулирование k_m – блоком регулирования 13 по сигналам датчиков расхода 11 окислителя и горючего воздействием на наддув баллонов 10 (см. рис. 3.1а) или на регулятор расхода окислителя 16 (см. рис. 3.1б) [42].

Структура систем и ПО ИУС. При стендовых испытаниях ЖРД и ступеней ракет предъявляют повышенные требования к надёжности систем управления. Как правило, повышение надёжности и живучести аппаратуры управления достигается:

- созданием многоканальных (дублированных или троированных) структур ИУС;
- распределённой структурой ИУС, когда входящие в неё подсистемы специализируются на определённой задаче (управление изделием/стендом, регулирование параметров изделия/стенда, аварийная защита) и в зависимости от её важности строятся по дублированной либо троированной схеме [24].

В стендовых ИУС используются структуры трёх типов [42, 43]:

- одноканальные ИУС с дублированием управляющих контроллеров – наиболее простая архитектура, лежащая в основе многих ИУС для управления стендовым технологическим оборудованием (рис. 3.2);

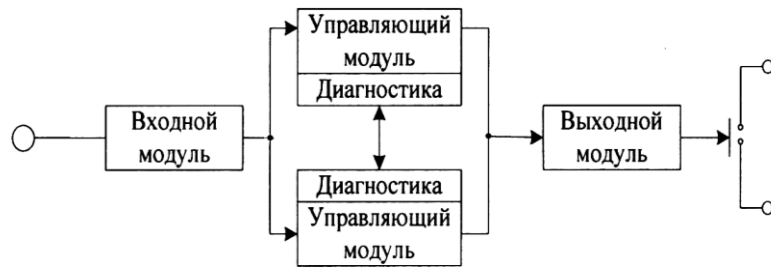


Рис. 3.2. Структура 1o1D с одноканальной системой, где второй модуль, работающий в режиме “горячего” резерва, обеспечивает возможность программно-управляемого останова

– дублированные ИУС – применяются при построении ИУС управления стендовым технологическим оборудованием с повышенными требованиями к безопасности испытаний. Дублированные ИУС по надёжности не уступают троированным при условии корректного решения задачи автоматической диагностики отказа (рис. 3.3);

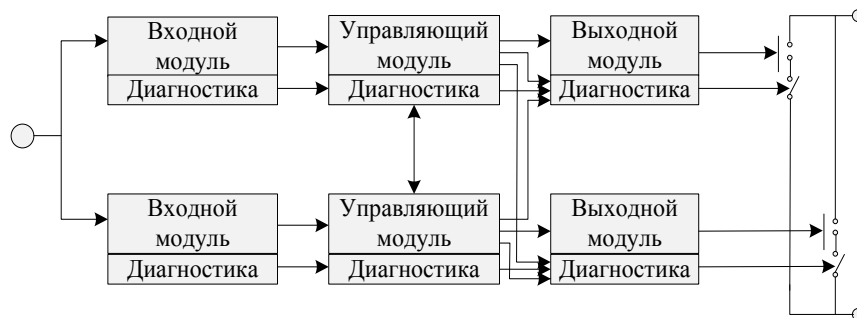


Рис. 3.3. Структура 1o2D с дублированной системой

– троированные ИУС – применяются при построении систем аварийной защиты, ИУС управления изделием, ИУС управления стендовым технологическим оборудованием с повышенными требованиями к безопасности испытаний (рис. 3.4).

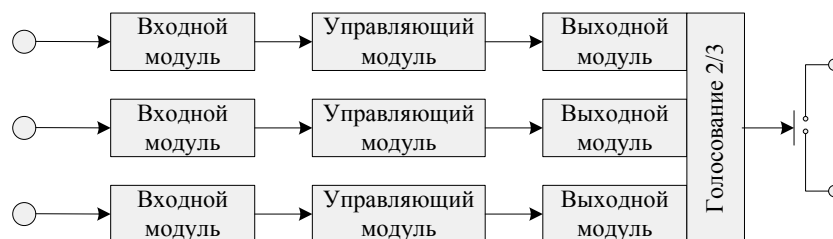


Рис. 3.4. Структура 1o3D с троированной системой

Стенды для испытаний ЖРД и ДУ относятся к объектам II категории взрывоопасности.

Как следует из таблицы 3.1, для объектов категории II при одиночном отказе программно-управляемая защита объекта возможна только для структур 1o3D и 1o2D [43].

Структура 1o2D представляет собой полностью дублированную структуру, дополненную независимыми диагностическими средствами, позволяющими организовать перекрёстную проверку соседнего канала. В том случае, когда средства диагностики обнаруживают неисправность в одном из каналов, канал отключается, а система продолжает работать на втором канале.

Таблица 3.1 – Рекомендации по применению архитектур ИУС [26]

Вероятность отказа (Q)	0,01	0,001
Надёжность ($P*100$) %	99,0	99,9
SIL согласно МЭК 61508	2	3
Категория взрывоопасности согласно ПБ 09-540-03	III	II
Архитектура системы	Дублирование контроллеров управления (1o1D)	Полностью дублированные, либо троированные системы (1o2D, либо 1o3D)
Выходы системы	Нерезервированные 1o1D	Нерезервированные 1o1D, либо резервированные 1o2D

Структура 1o3D представляет собой систему из трёх каналов, соединённых параллельно, с «мажоритарным голосованием», при котором состояние выхода не изменяется, если только один канал даёт результат, отличный от двух других. В классическом варианте данной архитектуры предполагается, что любое диагностическое тестирование только извещает об обнаруженных сбоях и не участвует в выходном голосовании. Если сравнить вероятности отказов указанных структур, то при прочих равных условия структура 1o2D выглядит более предпочтительной. Вероятности отказов структур 1o2D и 1o3D соотносятся как 1:3. Трёхкратное превышение вероятности отказа систем 1o3D по сравнению с системами 1o2D связано с их архитектурной избыточностью. Несмотря на это пре-

имущество, использование структуры 1o2D при построении стендовых САЗ ЖРД и ДУ остаётся проблематичным. Основная проблема заключается в определении и реализации надёжных решений по диагностике отказа при цикле работы системы, составляющем не более 10 мс и жёстких временных ограничениях на время реакции САЗ – не более 50 мс.

Структура 1o3D с троированной системой (см. рис. 3.4) реализована во многих САЗ. В отличие от классической схемы предлагаемая структура 1o3D позволяет реализовать автоматическое определение отказавшего канала по схеме голосования «два из трёх» и автоматический переход к одноканальной архитектуре, обеспечивающей работоспособность системы [42].

Распределённые стендовые ИУС (рис. 3.5) рассмотрим на примере испытаний ступеней РН «Ангара», которые решают следующие задачи:

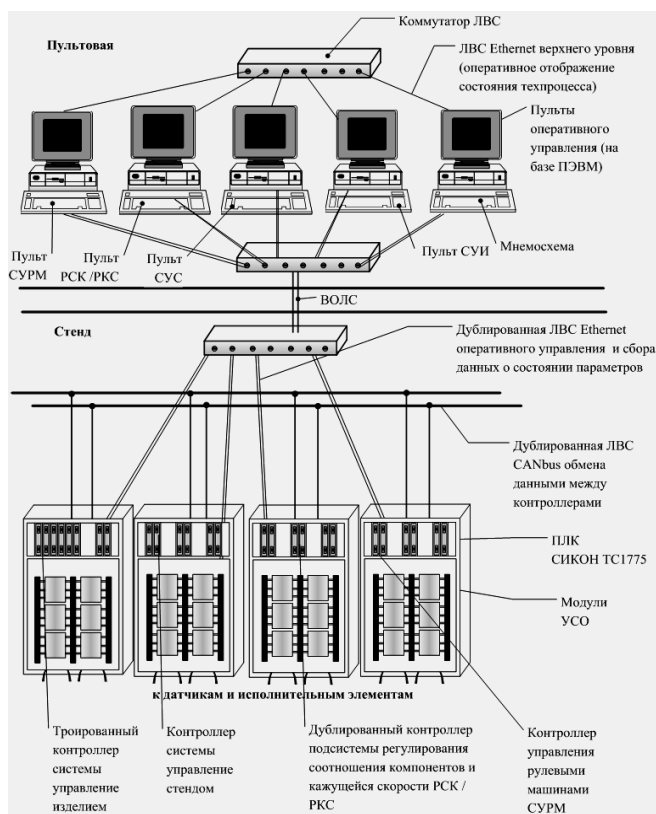


Рис. 3.5. ИУС типичного стенда:

ЛВС – локальная вычислительная система; СУРМ – система управления рулевыми машинами; СУС – система управления стендом; СУИ – система управления испытываемым изделием; УСО – устройство связи объектом; РСК/РКС – регуляторы соотношения компонентов и кажущейся скоростью

1. Управление процессами заправки изделия компонентами топлива и газами.
2. Обеспечение и контроль режимов работы ДУ по циклограмме, имитирующей предстартовые технологические процессы и полет ракеты.
3. Обеспечение специалистов, проводящих испытание, средствами визуального контроля параметров стенда и изделия для принятия решений.

Характерной особенностью современных стендовых испытаний РКТ является высокий уровень автоматизации технологических процессов, который обеспечивается применением большого количества алгоритмов управления и контроля, их возрастающей сложностью. Безошибочная реализация алгоритмов в ИУС является важным элементом успешности и безопасности испытаний.

Для обеспечения проверки функционирования алгоритмов при разработке систем применяются специальные схемные решения. Например, контроллеры, предназначенные для регистрации информации, несут дополнительную нагрузку управления имитацией сигналов с датчиков объекта. Модули связи с объектом, преобразователи, блоки размножения сигналов оснащаются каналами организации имитации.

ПО ИУС также разрабатывается с возможностью моделирования изменяющихся во времени сигналов. Таким образом, в составе ИУС формируется своеобразный имитационно-моделирующий комплекс, позволяющий решать усложняющиеся задачи управления и контроля [42].

3.2. Системы управления и аварийной защиты

В качестве примера можно привести систему управления и аварийной защиты (САЗУ) третьей ступени РН “Ангара”, созданную для обеспечения их испытаний на стенде ИС-102 ФКП “НИЦ РКП”.

Основными требованиями к работе САЗ являются достоверность распознавания аварийной ситуации и быстроедействие. Современные программно-аппаратные средства позволяют получить время реакции САЗ на

уровне 20...40 мс при большой сложности и многоступенчатости алгоритмов контроля.

В ходе стендовых испытаний система решает следующие задачи:

- запуск и останов двигательной установки;
- аварийную защиту двигателя по 33 параметрам (давления, температуры, обороты);
- управление рулевыми камерами сгорания двигателя;
- управление расходом топлива;
- координацию работы стендовых систем управления.

Одним из вариантов интеграции ИИС и ИУС является объединение информационных потоков на ”верхнем” уровне.

Интегрированная система контроля, диагностики и отображения информации (СКДО) представляет собой комплекс программно-аппаратных средств, обеспечивающий обработку и визуальное отображение информации о состоянии стенда и изделия в удобной для принятия решений форме. При этом СКДО оперирует с интегрированной информацией, получаемой от комплексов систем управления стенда (ИУС-С), систем управления изделием (ИУС-И) и системы измерения (СИ).

СКДО позволяет отображать на экранах рабочих терминалов системы значения любых измеренных и расчётных параметров с использованием математических операций и логических алгоритмов с учетом этапа испытаний и состояния исполнительных элементов изделия и стенда в режиме реального времени. Состав и структура отображаемой информации задаются экранными формами, которые представлены на рис. 3.6.

Проведенные исследования СДАЗ блока 3-й ступени РН «Ангара» с двигателем РД0124А, отладка алгоритмов и программного обеспечения подтвердили возможность обеспечения быстродействия аппаратуры современных САЗ на уровне 0,07-0,08 с и надежности на уровне 0,978 при доверительной вероятно-

стью 0,995, что удовлетворяет требованиям обеспечения безопасности проведения стендовых испытаний ДУ ракетных блоков [24, 52].

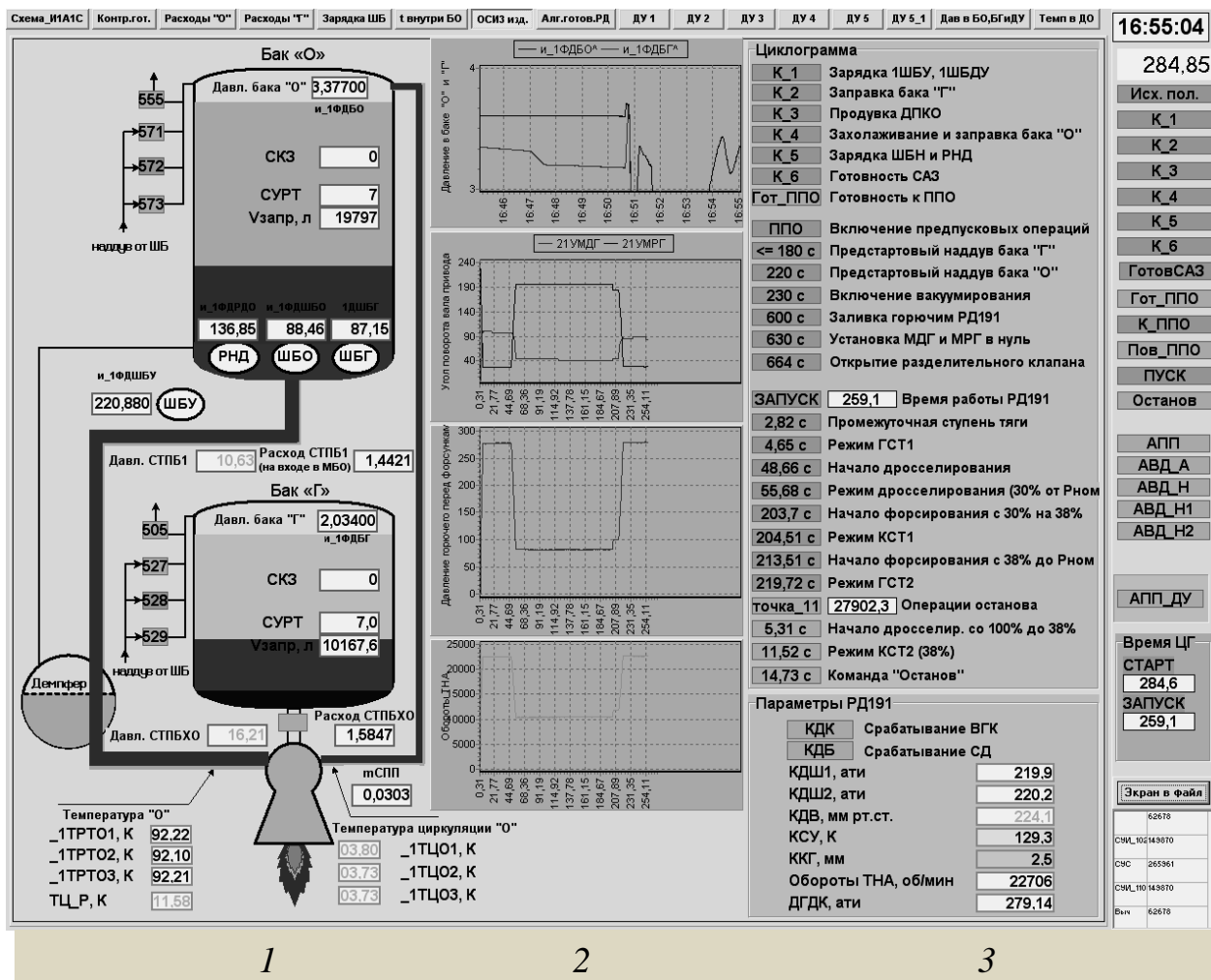


Рис. 3.6. Внешний вид мнемосхемы изделия с отображением информации:

1 – на фоне элемента (системы) ДУ; 2 – в виде графика («бегущая» волна) в зависимости от времени; 3 – ситуационный план

Состав параметров контроля и схема резервирования измерительных каналов определяются разработчиком ЖРД. Например, для ЖРД типа РД0146 в число контролируемых параметров для САЗ входят:

- числа оборотов турбонасосных агрегатов: 4 параметра x 4 измерительных канала;
- расходы компонентов топлива: 2 параметра x 3 измерительных канала;
- температуры компонентов вблизи расходомеров: 2 параметра x 3 измерительных канала;

- температура горячего охлаждения камеры сгорания: 1 параметр x 3 измерительных канала;
- температура запальника: 1 параметр x 4 измерительных канала;
- давление окислителя на входе: 3 параметра x 3 измерительных канала;
- перепад давления: 2 параметра x 3 измерительных канала;
- токи на исполнительные элементы: 8 параметров;
- углы поворота дросселей: 2 параметра;
- вибрации: 9 параметров.

Проведенные исследования показали, что суммарное время реакции системы на отклонения параметров за допусковый диапазон (аварийную ситуацию) по каналам давлений составило 54 мс, оборотов – 43 мс и температур – 36 мс [24, 26].

3.3. Нештатные ситуации при подготовке и проведении испытаний ЖРД и ДУ, мероприятия и алгоритмы по выходу из этих ситуаций

Нештатные ситуации возможны как при проведении заправки, так и при испытаниях. При заправке возможно появление:

- не герметичности систем, которые контролируются системой контроля опасных накоплений (утечек) взрывоопасных газов (водорода);
- повышенных термических нагрузок на элементы системы заправки и топливные баки, которые регулируются назначением малого расхода криогенного компонента в начальной стадии заправки и обеспечивающей максимальное использование теплоты испарения криогенного компонента при захолаживании системы;
- забивки фильтрующих элементов в системе заправки за счет кристаллизации остаточных газовых примесей на фильтре, которые устраняются за счет развитых поверхностей в фильтрующих элементах систем заправки.

Меры предупреждения НшС при заправочных операциях обобщены и приведены в табл. 3.2.

Таблица 3.2 – Меры предупреждения НшС при проведении заправки

НшС	Контроль	Меры предупреждения
1. Не герметичность системы	Контроль опасных накоплений (утечек) водорода	Подача инертного газа в испытательный бокс, в хвостовой отсек ДУ
2. Повышенные термические нагрузки на систему заправки и топливные баки	Контроль температуры и расходов компонента	Введение предварительного захлаживания системы малым расходом компонента
3. Забивка фильтров при проведении заправки	Контроль температуры и расходов компонента	Исключение перегрева компонента перед заправкой и применение развитых поверхностей фильтров

При проведении испытания возможны НшС:

– связанные с захлаживанием систем питания (завышенные температуры) и с появлением не герметичности систем, которые контролируются системой контроля температур и опасных накоплений (утечек) водорода;

– связанные с отказами систем воспламенения и дожигания выбросов водорода из сопла двигателя, систем продувок полостей форсунок «О» газогенератора (ГГ) и камеры сгорания (КС), систем воспламенения компонентов в ГГ и КС, системы подачи гелия в разделительную полость ТНА (или нарушением настройки редуктора); с падением давлений в топливных баках и давлений на входе в насосы по магистралям питания «О» и «Г» (кавитационные срывы насосов), с не запуском двигателя до заданного времени, с падением режима и срывом насосов при испытании. Указанные отказы сопровождаются резким ростом частоты вращения ротора ТНА, превышением температуры на входе в турбину, повышенным уровнем вибраций в напряженных узлах двигателя (ТНА, КС), возгоранием утечек в двигательном отсеке, появлением дисбаланса в осевом усилии в автомате разгрузки ТНА.

Так, например, при кавитационных испытаниях могут быть определены критический кавитационный запас насоса, под которым понимается падение напора насоса ниже величины, заданной по техническому заданию. На рис. 3.7 проиллюстрировано понятие критического кавитационного запаса, соответствующего допустимому падению давления на выходе из насоса Δp_d при испытаниях насосов окислителя и горючего и на рис. 3.8 приведены характеристики во-

дородного бустерного насоса, полученные при испытаниях на стенде В2 НИЦ РКП, на трех режимах кавитационного срыва.

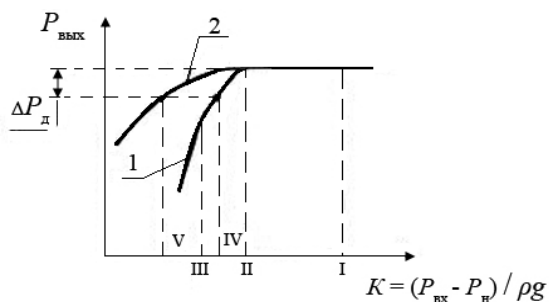


Рис. 3.7. Кавитационные характеристики насосов: 1 – кислородный; 2 – водородный; I – момент начала кавитации в насосе; II и III – первый и второй критические режимы работы насоса; IV и V – критические кавитационные запасы насосов (K), Δp_d – величина допустимого падения напора насоса

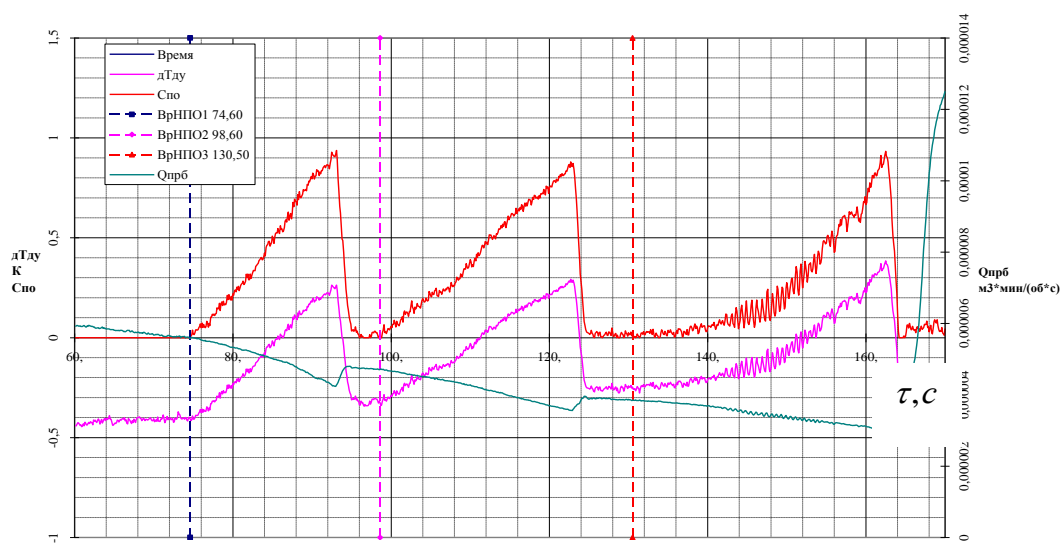


Рис. 3.8. Зависимости паросодержания $C_{вх}$, перепада температур на входе и выходе ДрУ $\Delta T_{ду}$ и приведенного расхода водорода $\bar{Q}_{пр}$ от времени τ , полученные при кавитационных испытаниях водородного бустерного насоса на трех режимах кавитационного срыва

В процессе испытания за счет уменьшения входного давления в насосе горючего наблюдались три момента кавитационного срыва насоса (при расходах водорода $M_{ж2} = 8,6; 7,4$ и 6 кг/с и оборотах насоса ~ 22000 об/мин). Максимальное значение паросодержания на входе в насос горючего $C_{вх}$ составило $\sim 0,90$, которое регулировалось за счет установки гидросопротивления (дрессельного устройства – ДрУ) в виде пакета сеток и циркуляцией жидкого водорода во входном трубопроводе насоса [6, 26 и 42].

Выход из нештатной ситуации при падении напора насоса ниже допустимого значения (Δp_d) может быть реализован путем увеличения давления

на входе в насос при $\tau = 83, 124$ и 163 с программным комплексом функционирования алгоритма наддува топливного бака (рис. 3.9а) [6].

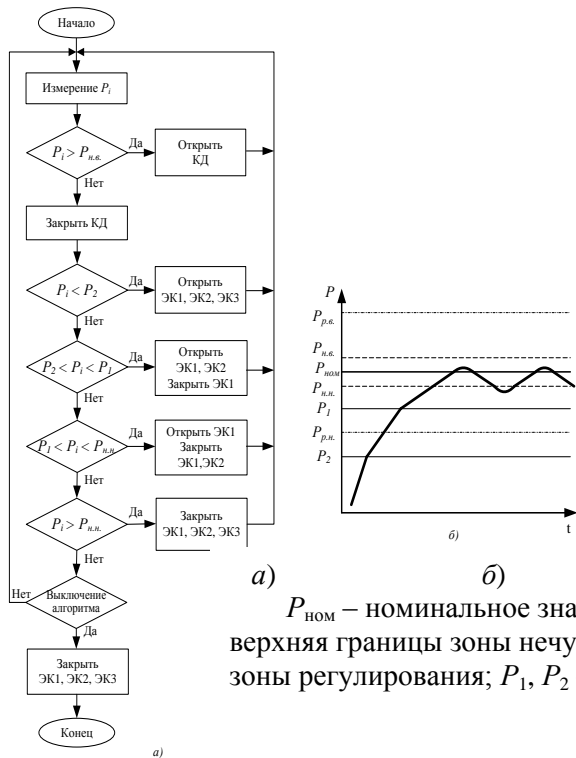


Рис. 3.9. Блок-схема алгоритма наддува бака через гребенку ЭПК (а) и график изменения давления в подушке бака (б)
 $P_{ном}$ – номинальное значение давления в подушке бака; $P_{н.н.}$, $P_{н.в.}$ – нижняя и верхняя границы зоны нечувствительности; $P_{р.н.}$, $P_{р.в.}$ – нижняя и верхняя границы зоны регулирования; P_1 , P_2 – границы переключения ступеней наддува

Рис. 3.9. Блок-схема алгоритма наддува бака через гребенку ЭПК (а) и график изменения давления в подушке бака (б)

Такая схема обладает высокой надежностью (поломка одного ЭПК не приводит к отказу системы, а лишь изменяет ее характеристики), характеризуется широким диапазоном регулируемых давлений и возможностью компенсировать резкие провалы давления в подушке бака (например, при запуске двигателя), но сложна и изменяет расход газа наддува ступенчато.

В зависимости от объекта управления и динамики изменения давления алгоритмы наддува могут различаться, например, числом ступеней или комбинациями ЭПК наддува. На графике, иллюстрирующем работу алгоритма (рис. 3.9б), условно показаны характерные для многих алгоритмов регулирования зона нечувствительности и зона регулирования.

Основные меры предупреждения НшС при испытании и запуске двигателя типа РД0146Д и РБ КВТК обобщены и приведены в табл. 3.3.

Таблица 3.3 – Меры предупреждения НшС при проведении испытания

НшС	Контроль	Меры предупреждения
1. Захолаживание магистралей «О» и «Г»	Контроль температур на входе в насосы и стенок корпуса насоса	Регулирование режимов захолаживания (предварительный, основной и конечный режимы)
2. Не герметичность системы	Контроль опасных накоплений (утечек) водорода	Подача инертного газа в испытательный бокс и в хвостовой отсек ДУ
3. Не запуск двигателя	Контроль работы систем воспламенения выбросов, включение продувок	Введение блокировки: разрешение подачи следующей команды после получения сигнала о срабатывании системы
	Контроль работы систем воспламенения компонентов в ГГ и КС (контроль по температуре)	Введение блокировки: разрешение подачи следующей команды после получения сигнала о воспламенении компонентов при запуске (о срабатывании системы)
4. Запуск двигателя (замедленный)	Контроль выхода двигателя на режим	Введение блокировки по давлению в КС (перед форсунками)
5. Контроль испытания СД и САЗ	Контроль параметров испытания САЗ в автоматическом режиме	По срабатыванию СД и САЗ включаются различные режимы подачи флегматизатора – газообразного азота (профилактическая и аварийная) и ингибитора в ДО ДУ
6. Пожар (взрыв), падение режима по p_k ; падение (возрастание) оборотов $n_{ГНА}$ и $T_{ВХТ}$	Контроль параметров в автоматическом режиме	Аварийное прекращение испытания

Таким образом, проведенные исследования систем диагностики и аварийной защиты и экспериментальное подтверждение опыта создания и эксплуатации систем диагностики и САЗ, алгоритмов и программного обеспечения для отработки 3-й ступени РН «Ангара» с двигателем РД0124А подтвердили:

– возможность обеспечения быстродействия современных САЗ на уровне 0,05-0,06 с и надежности на уровне 0,978 при доверительной вероятности 0,995, что удовлетворяет требованиям обеспечения безопасности проведения стендовых испытаний ДУ ракетных блоков;

– возможность применения ПК для предотвращения аварийных ситуаций путем диагностики критичных параметров функционирования ЖРД и ДУ и обеспечения аварийного выключения двигателя при отклонениях параметров от заданных величин [6, 54].

3.4. Исследования и отладка программных комплексов на основе современных информационных технологий, применяемых в системах диагностики и САЗ

Система контроля опасных накоплений взрывоопасных газов. Показаны результаты отладки программных комплексов на основе современных информационных технологий (ИТ), применяемых в системах диагностики и САЗ. Важным при этом является оснащение СПВП подсистемой контроля опасных накоплений (СКОН) взрывоопасных газов (водорода и кислорода), обладающей малой инерционностью и селективностью (отсутствие реакции на присутствие других газов – кислорода и гелия).

Проблема быстрого действия сигнализаторов, контролирующих концентрации водорода в двигательном отсеке блока 12КРБ (с двигателем КВД1) при проведении стендовых испытаний, была обеспечена применением двух систем:

- основной системы с полупроводниковыми датчиками ИПКВ1 концентраций водорода (разработка МИФИ);
- дублирующей системы контроля температуры в ДО.

Так при возникновении нештатной ситуации в процессе проведения испытания блока 12КРБ на стенде НИЦ РКП как показывает регистрация параметров СКОН, представленных на рис. 3.10 и 3.11, основная система с датчиком ИПКВ1 зафиксировала появление водорода в ДО с инерционностью 6 с и дублирующая система контроля температуры – с инерционностью до 1 с (без количественной оценки концентраций водорода) [6].

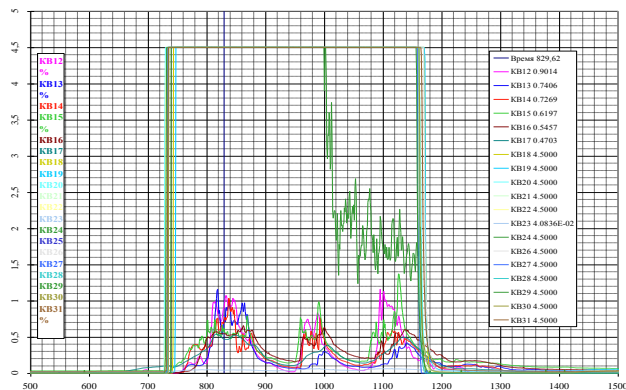


Рис. 3.10. Параметры концентрации водорода в двигательном отсеке блока и боксе стэнда по датчикам KB12...KB31

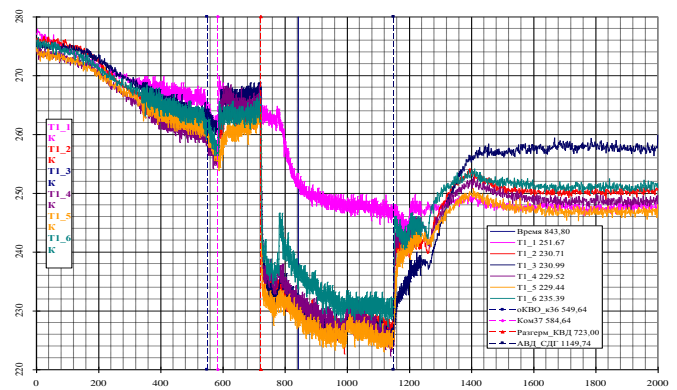


Рис. 3.11. Параметры температуры газовой среды в ДО T1_4...T1_6 (Разгерметизация тракта КВД1 на 723 с)

Для проведения сравнительных испытаний датчиков контроля утечек водорода по быстрдействию и селективности в условиях, приближенных к реальным условиям эксплуатации, на стэнде НИЦ РКП внедрена испытательная установка, пневмогидравлическая схема которой и общий вид установки показаны на рис. 3.12.

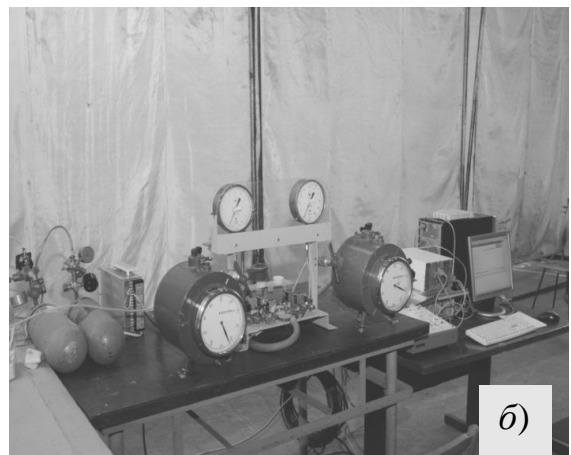
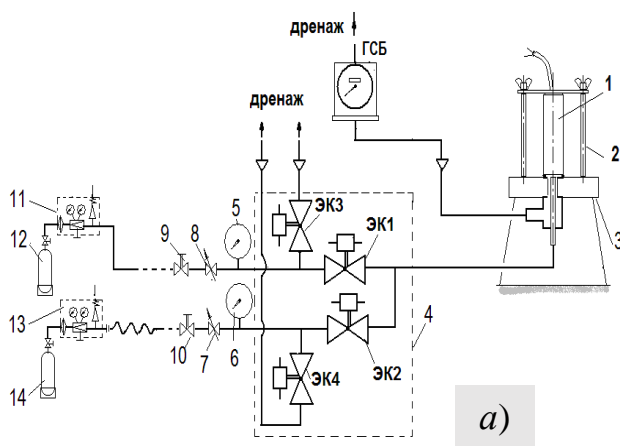


Рис. 3.12. Пневмогидравлическая схема (а) и общий вид установка (б)

В табл. 3.4 приведены результаты сравнительных испытаний 4-х опытных датчиков различных разработчиков.

Таблица 3.4 – Результаты сравнительных испытаний 4-х опытных датчиков

Датчик	Разработчик и изготовитель	Быстродействие, с	Селективность
1. Опто-волоконный датчик на основе диода Шоттки полупроводника n-InP	ФТИ им. А.Ф Иоффе совместно с ООО «АИ-БИ», г. Санкт-Петербург	3 – 4 с	Не реагирует на другие газы (гелий, кислород)
2. Полупроводниковый датчик ИПКВ1	МИФИ	6 – 8 с	– “ –
3. Полупроводниковый датчик с чувствительным элементом на основе МДП-структур	ЗАО «ЛЭКИС», г. Москва	6 – 8 с	– “ –
4. Термохимический сигнализатор СТМ-10	Завод аналитических приборов, г. Смоленск	8 с	– “ –

График изменения сигнала датчика при подаче контрольной смеси (2 % H₂ + воздух) показан на рис. 3.13.

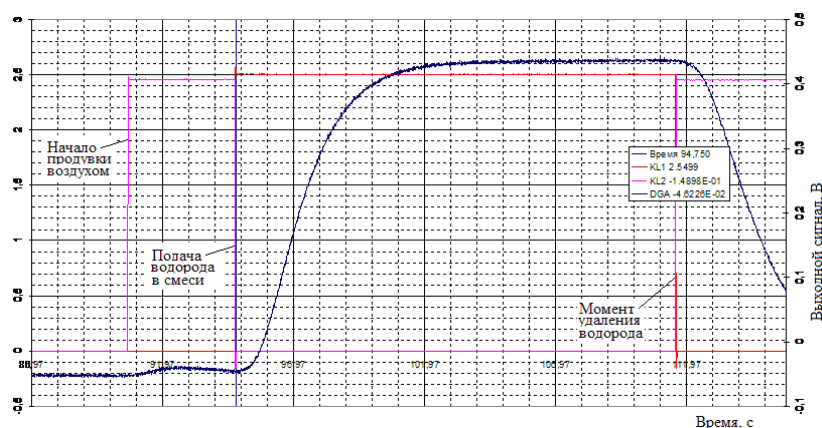


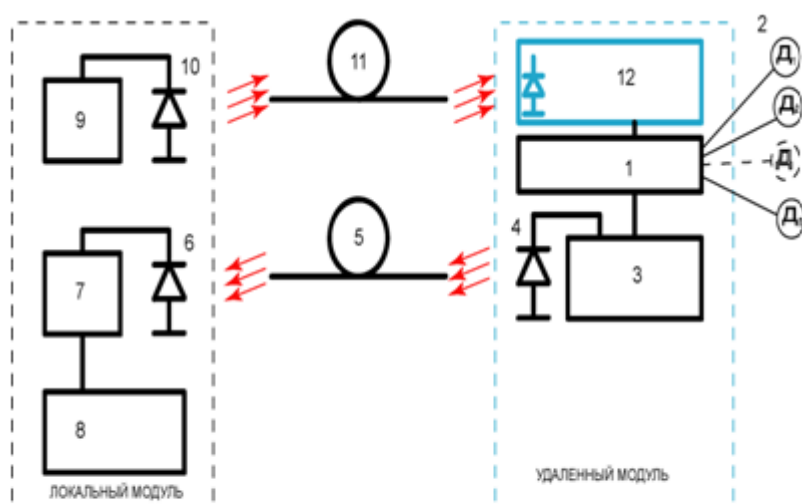
Рис. 3.13. График изменения сигнала датчика при подаче контрольной смеси (2 % H₂ + воздух)

По селективности все эти датчики удовлетворяют предъявляемым требованиям, а по инерционности не удовлетворяют современным требованиям, но в 1-м датчике (разработчик ФТИ им. А.Ф Иоффе совместно с «АИБИ», г. Санкт-Петербург) получены данные при лабораторных исследованиях, что инерционность можно уменьшить за счет внедрения специальной технологии нанесения качественных палладиевых слоев и золотых контактов на чувствительных эле-

ментах сенсора (методом термического испарения в вакууме, после специальной химической обработки структур).

На основе проведенных лабораторных исследований предлагается использовать в СКОН параллельно с применяемыми датчиками ИПКВ1 и дублирующей системой контроля температуры в ДО микроэлектронные датчики контроля концентраций водорода с опто-волоконными линиями связи, построенные на основе гибридных технологий. Инерционность контроля составит при этом не более 2 с [6, 26].

Принципиальная схема такого датчика изображена на рис. 3.14.



1 – измерительный блок; 2 – датчики физических величин; 3 – блок кодирования и передачи измерительной информации; 4 – полупроводниковый лазер; 5 – оптическое волокно; 6 – фотодиод; 7 – декодер; 8 – блок отображения.

9 – блок управления полупроводникового лазера; 10 – мощный полупроводниковый

Рис. 3.14. Принципиальная схема гибридного опто-волоконного датчика

В рассмотренном датчике удаленный модуль принимает сигналы с датчиков, представляющих собой традиционные чувствительные элементы. В измерительном блоке 1 эти сигналы подвергаются предварительной обработке и направляются в блок кодирования и передачи измерительной информации 3, где измерительная информация кодируется в специальный формат. Далее в этом формате осуществляется модуляция тока накачки полупроводникового лазера 4, согласованного с оптическим волокном. Затем измерительная информация в этом формате передается по оптическому волокну 5 в локальный блок, находя-

щийся в операторской зоне, где осуществляется обратное преобразование формата передачи информации и последующее отображение и/или использование данных измерений.

Питание удаленного модуля гибридного оптоэлектронного датчика может осуществляться различными способами.

Для обеспечения пожаровзрывозащиты изделия и стенда при испытаниях наиболее перспективным методом является питание удаленного устройства оптическим излучением, передаваемым по оптическому волокну. Этот метод является второй основополагающей технологией создания гибридных оптоэлектронных ГА с оптическим питанием. Реализации этого метода в гибридных датчиках способствует наличие как минимум одного волоконного световода в конструкции датчика. В системах с оптическим каналом этот световод может использоваться одновременно как для питания удалённого модуля, так и для передачи измерительной информации в обоих направлениях. Применение оптических волокон с потерями, составляющими 0,15 – 0,40 дБ/км, могут обеспечить питание технологического узла, удаленного на расстояние до 100 км [18, 20].

Структурная схема гибридного опто-волоконного датчика взрывоопасных газов (водорода) разработана в Институте радиотехники и электроники РАН имени В.А. Котельникова совместно с ФКП «НИЦ РКП».

Результаты проведённых лабораторных исследований физической модели опто-волоконных датчиков показали возможность разработки обоснованного ТЗ на проведение НИОКР по созданию быстродействующей опто-волоконной системы контроля опасных накоплений взрывоопасных газов повышенной надёжности, ориентированной на их применение в системах аварийной защиты при стендовых испытаниях кислородно-водородных ЖРД и разгонного блока КВТК на стендах ФКП «НИЦ РКП» [42].

3.5. Выводы по главе 3

1. Разработаны ПК с дублированными и троированными подсистемами ИУС для диагностики и аварийной защиты испытаний.

2. Проведенные исследования показали, что суммарное время реакции системы на отклонения параметров за допусковый диапазон (аварийную ситуацию) по каналам давлений составило 54 мс, оборотов – 43 мс и температур – 36 мс, а результирующая надёжность САЗ составила 0,978 при доверительной вероятности 0,995, что удовлетворяет требованиям обеспечения безопасности проведения стендовых испытаний ДУ ракетных блоков.

3. Проблема быстродействия и селективности сигнализаторов СКОН, контролирующих концентрации водорода в двигательном отсеке ДУ при проведении стендовых испытаний блока 12КРБ, была решена применением:

- основной системы с полупроводниковым датчиком контроля опасных концентраций водорода ИПВК1 (разработка МИФИ), которая зафиксировала опасные концентрации водорода в газах ДО с инерционностью 6 с;
- дублирующей системы контроля температуры в ДО датчиком температуры, которая зафиксировала появление водорода с инерционностью до 1 с (без количественной оценки концентраций водорода).

4. Рекомендуется применять в СКОН взрывоопасных газов гибридные волоконно-оптические датчики, обладающие малой инерционностью (не более 2 с) совместно с вышеупомянутыми датчиками ИПВК1, что позволит повысить эффективность СПВП, САЗ и коэффициент охвата аварийных ситуаций.

5. Система контроля опасных накоплений взрывоопасных газов с оптоволоконным датчиком рекомендуется использовать в системах аварийной защиты при стендовых испытаниях кислородно-водородных ЖРД и разгонного блока КВТК.

6. Таким образом применение усовершенствованных СДАЗ на основе современных средств ИТ, ПК и комплекса дополнительных мер безопасности позволяют повысить коэффициент охвата аварийных ситуаций до 0,8 – 0,9 и обеспечить испытания РБ на стенде с увеличенной заправкой бака ДУ водородом.

Глава 4. ПЛАНИРОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ ОТРАБОТКИ СТС С ПРОГНОЗИРОВАНИЕМ ПАРАМЕТРОВ ЭО И ОПТИМИЗАЦИЕЙ ОБЪЕМОВ ИСПЫТАНИЙ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ОТРАБОТКИ

Экспериментальная отработка сложных технических систем (СТС) сводится к последовательным испытаниям по иерархическому признаку по схеме «снизу-вверх», включающие как автономные испытания элементов (систем), так и комплексные испытания группы систем и изделия в целом. Началу отработки соответствуют всесторонние проверки элементов структуры низших уровней с последующим усложнением объектов испытаний и переходом к испытаниям более высокого уровня. Критерии перехода к испытаниям более высокого уровня обычно формируются в виде условий достижения определенного уровня надежности. Знание надежности отдельных элементов позволяет рассчитать надежность системы в целом.

На этапах проектирования учесть все факторы невозможно. Эти факторы определяются на этапах ЭО, включающих наземные автономные, комплексные и летно-конструкторские испытания, с учетом полученных экспериментальных данных.

Поэтому после завершения автономных испытаний отдельных систем переходят к стендовым совместным испытаниям этих систем. При проведении комплексных испытаний реальная надежность системы повышается за счет устранения выявленных источников отказа.

4.1. Прогнозирование параметров экспериментальной отработки на этапах автономной отработки

При создании модели прогнозирования надежности будем считать известными значения коэффициентов запаса по каждому из рассматриваемых параметров. Ими являются те коэффициенты запаса, которые закладываются при проектировании изделия. Задача заключается в том, чтобы обеспечить достижение запрогнозированных уровней избыточности в реальном изделии. Это означает, что нужно либо подтвердить надежность, заданную на этапе проектирования, либо

выявить источники отказа и провести необходимые доработки для достижения требуемого уровня надежности, заданного в проекте. Как показано в [7, 18, 59] моменты окончания испытаний определяются пересечением случайных траекторий \hat{m}_η с граничными кривыми $\eta_{ГР.ВЕРХН}(k)$ и $\eta_{ГР.НИЖН}(k)$ (рис. 4.1).

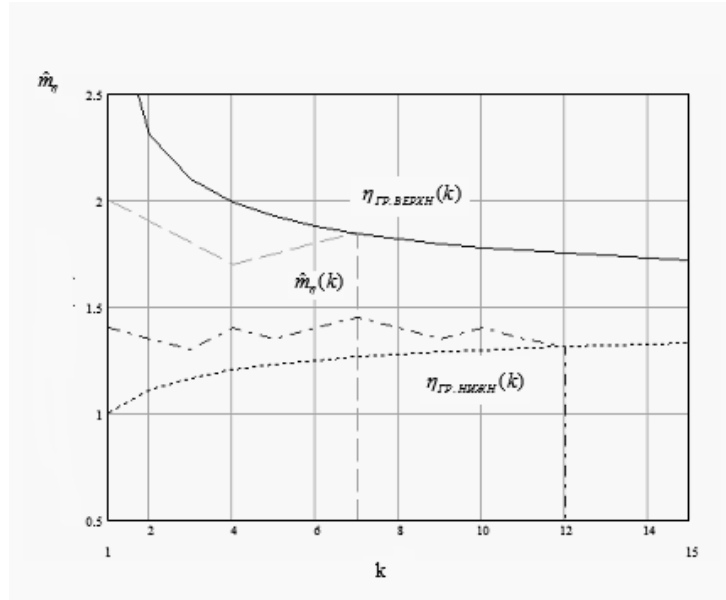


Рис. 4.1. Оценка моментов окончания испытаний

При этом граничные кривые удовлетворяют соотношениям

$$\eta_{гр} = \frac{\eta_{зад}}{1 \pm \frac{t_\gamma}{\sqrt{k}} \sqrt{k_v^2(x_d) + k_v^2(x_{доп})}} ,$$

где $\eta_{зад} = \frac{1}{1 - \arg F^* \{H_{зад}\} k_{v\Sigma}}$; $k_{v\Sigma} = \sqrt{k_v^2(x_d) + k_v^2(x_{доп})}$; $k_v(x_d)$; $k_v(x_{доп})$ — соответственно коэффициенты вариации действующих и допустимых значений параметров; t_γ — квантиль, соответствующий принятому уровню доверительной вероятности γ ; $H_{зад}$ — заданный уровень надежности.

В дальнейшем оценим среднее число пересечений траекторией \hat{m}_η , граничных кривых $\eta_{ГР.ВЕРХН}(k)$ и $\eta_{ГР.НИЖН}(k)$. При решении задачи в качестве нулевой гипотезы примем гипотезу «доверия» — $H_0 : \hat{m}_\eta \geq \eta_{ГР.ВЕРХН}$, предполагающую подтверждение соответствующих требований к надежности.

Очевидно, в случае подтверждения надежности достигается верхняя граничная кривая, т. е. выполняется соотношение

$$\hat{m}_\eta(k) = \eta_{ГР. ВЕРХН}(k). \quad (4.1)$$

Соответственно, при достижении нижней границы выполняется соотношение

$$\hat{m}_\eta(k) = \eta_{ГР. НИЖН}(k). \quad (4.2)$$

Очевидно, вероятность этого события равна $\alpha = 1 - \gamma$, как вероятность браковки правильной гипотезы. Применяя к обеим частям соотношений (4.1) и (4.2) операцию взятия условного математического ожидания, получим

$$M\{\hat{m}_\eta(k) / H_0\} = M\{\eta_{ГР. НИЖН}(k) / H_0\}.$$

Отсюда по формуле полной вероятности получим

$$m_\eta = M\{\eta_{ГР. ВЕРХН}(k) / H_0\} (1 - \alpha) + M\{\eta_{ГР. НИЖН}(k) / H_0\} \alpha.$$

В линейном приближении соотношение можно представить в виде

$$m_\eta = \frac{\eta_{зад}}{1 - \frac{t_\gamma}{\sqrt{k_{cp}}} \sqrt{k_v^2(x_d) + k_v^2(x_{доп})}} (1 - \alpha) + \frac{\eta_{зад}}{1 + \frac{t_\gamma}{\sqrt{k_{cp}}} \sqrt{k_v^2(x_d) + k_v^2(x_{доп})}}, \quad (4.3)$$

где $k_{cp} = M\{k\}$.

Таким образом, задание значения коэффициентов запаса по каждому из рассматриваемых параметров позволяет по соотношению (4.3) определить средний объем испытаний, необходимый для подтверждения требуемых уровней надежности устройства. Характер зависимости $m_\eta(k_{cp})$ представлен на рис. 4.2.

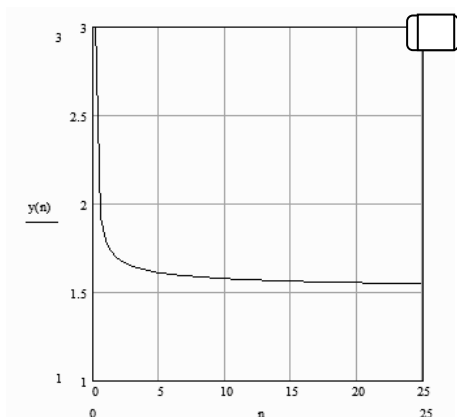


Рис. 4.2. Зависимость математического ожидания коэффициента запаса $m_\eta = y(n)$ от среднего числа испытаний $n = k_{cp}$

Если при проведении ЭО проводятся измерения по нескольким параметрам работоспособности (M), то средний объем испытаний $k_{cp,M}$ будет определяться переходом в область подтверждения надежности всех измеряемых параметров.

При проведении расчетов были приняты следующие исходные данные:

$$k_{v\Sigma} = 0,1; \eta = 1,5; t_\gamma = t; \alpha = 0,05.$$

В рассматриваемом примере среднее число испытаний является аналогом времени безотказной работы устройства для резервированной системы с M включенными элементами. Тогда величина $k_{cp,M}$ может быть оценена

$$k_{cp,M} = k_{cp} \cdot \left(1 + \frac{1}{2} + \frac{1}{3} + \dots + \frac{1}{M}\right), \quad (4.4)$$

где k_{cp} – средний объем испытаний для подтверждения надежности по одному параметру работоспособности, оцениваемый по соотношению (4.3).

Соотношение (4.4) соответствует равенству вероятностных характеристик работоспособности. Разрешая (4.3) относительно k_{cp} , получим

$$k_{cp,1} = \frac{(t_\gamma \cdot k_{v\Sigma})^2}{\left\{ (0,5 - \alpha) \cdot \bar{\eta} + \sqrt{(0,5 - \alpha)^2 \cdot \bar{\eta}^2 + (1 - \bar{\eta})} \right\}^2}, \quad (4.5)$$

где $\bar{\eta} = \frac{\eta_{3AD}}{m_\eta}$; $\eta_{3AD} = \frac{1}{1 - k_{v\Sigma} \cdot t_H}$; $t_H = \arg F^*\{H_{3AD}\}$; $t_\gamma = \arg F^*\{\gamma\}$.

Зависимость k_{cp} от параметра $\bar{\eta}$ для $\alpha = 0,05$ представлена на рис. 4.3.

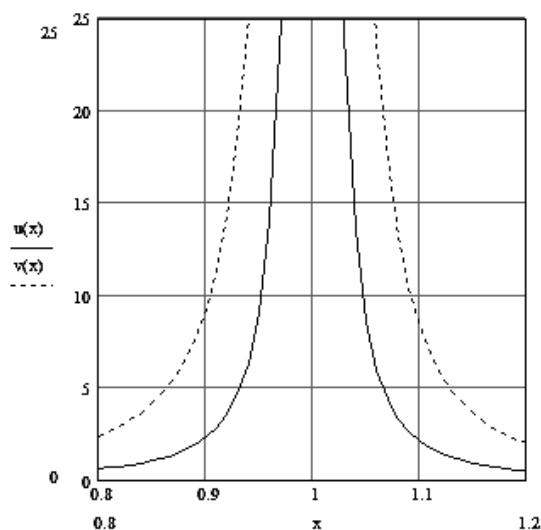


Рис. 4.3. Зависимость среднего числа испытаний $k_{cp}(\bar{\eta}) = u(x)$, соответствующего значению $t_\gamma \cdot k_{v\Sigma} = 0,165$ и среднего числа испытаний $k_{cp}(\bar{\eta}) = v(x)$, соответствующего значению $t_\gamma \cdot k_{v\Sigma} = 0,33$ от коэффициента $\bar{\eta} = x$

Найдем оценку гарантированного объема испытаний, обеспечивающих подтверждение требуемых уровней надежности.

Как было показано выше, для гипотезы H_0 , область ω , лежащая ниже верхней границы $\eta_{гр.верх}(k)$, является критической (рис. 4.4)

$$P\{\hat{m}_\eta \subset \Omega - \omega / H_0\} = 1 - \alpha .$$

Оценим вероятность выполнения этого события после проведения k испытаний

$$\hat{m}_\eta \quad P\{(k) > \eta_{гр.верх}(k)\} = 1 - \alpha = \gamma .$$

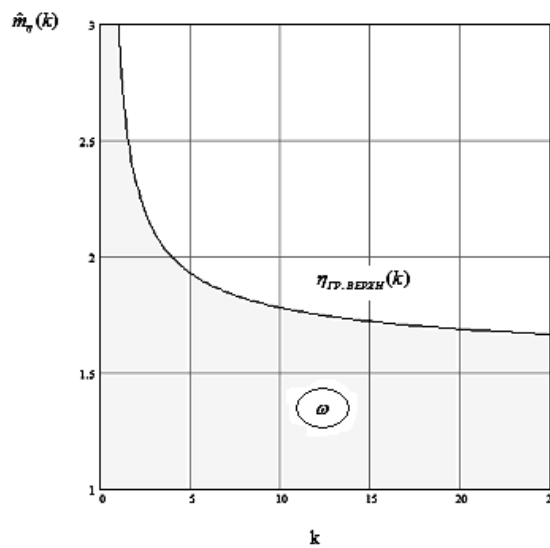


Рис. 4.4. Построение критической области ω

В предположение нормального закона распределения $\hat{m}_\eta(k)$ получим

$$P_k(A) = 1 - P\{\hat{m}_\eta(k) < \eta_{гр.верх}(k)\} = 1 - F^* \left\{ \frac{\eta_{гр.верх}(k) - m_\eta}{\sigma_{\hat{m}_\eta}} \right\} \quad (4.6)$$

После преобразований соотношение (4.6) примет вид

$$P_k(A) = 1 - F^* \left\{ \frac{\left(\frac{\eta_{зад}}{1 - \frac{t_\gamma}{\sqrt{k}} k_{v\Sigma}} \right) - m_\eta}{\frac{m_\eta k_{v\Sigma}}{\sqrt{k}}} \right\} = F^* \left\{ \frac{1 - \frac{\eta_{зад} / m_\eta}{1 - \left(\frac{t_\gamma}{\sqrt{k}} \right) k_{v\Sigma}}}{k_{v\Sigma} / \sqrt{k}} \right\},$$

где $\eta_{\text{зад}} = \frac{1}{1 - \arg F^* \{H_{\text{зад}}\} k_{V\Sigma}}$; $k_{V\Sigma} = \sqrt{k_V^2(x_d) + k_V^2(x_{\text{доп}})}$.

Тогда задание определенного уровня доверия γ позволяет по соотношению

$$P_k(A) = \gamma \tag{4.7}$$

определить уровни надежности изделия, подтверждаемые k испытаниями.

С учетом (4.7), получим

$$F^* \left\{ \frac{1 - \frac{\frac{\eta_{\text{зад}}}{m_\eta}}{\left(1 - \frac{t_\gamma}{\sqrt{k}} k_{V\Sigma}\right)}}{\frac{k_{V\Sigma}}{\sqrt{k}}} \right\} = F^* \{t_\gamma\},$$

где $t_\gamma = \arg F^* \{\gamma\}$.

Разрешая это соотношение относительно m_η , найдем

$$m_\eta = \eta_{\text{зад}} \cdot \left(1 - \frac{t_\gamma}{\sqrt{k}} k_{V\Sigma}\right)^{-2}. \tag{4.8}$$

Характер зависимости m_η от гарантированного числа испытаний $f(n)$ и от среднего числа испытаний $y(n)$ представлен на рис. 4.5.

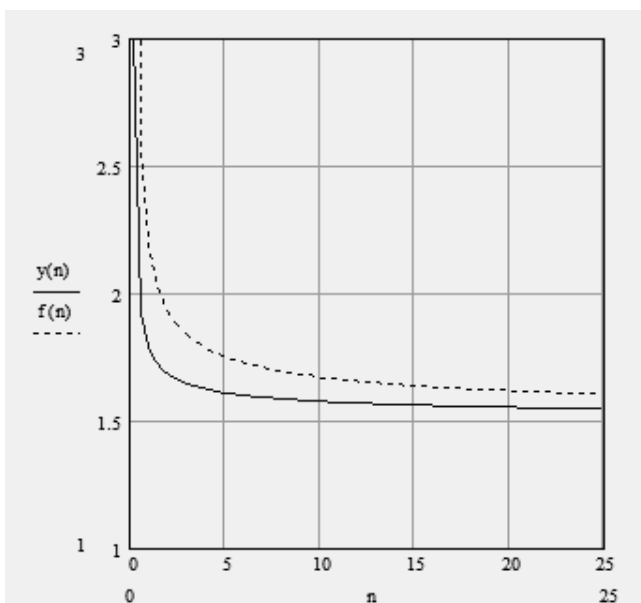


Рис. 4.5. Зависимость $m_\eta = f(n)$ от гарантированного числа испытаний и зависимость $m_\eta = y(n)$ от среднего числа испытаний

Для каждого заданного значения m_η по графику можно оценить средние и гарантированные объемы испытаний, потребные для подтверждения уровня надежности, соответствующего значению $\eta_{зад} = 1,5$.

Общий объем испытаний при проведении комплексной обработки будет определяться числом испытаний, необходимых для подтверждения заданного уровня надежности и количеством отказов, проявившихся при проведении испытаний [35]. Для оценки зависимости подтверждаемых уровней надежности от числа испытаний k воспользуемся соотношением (4.8) для среднего объема испытаний. Для значений $\alpha = 0$ выражение (4.8) примет вид

$$m_\eta \approx \frac{\eta_{зад}}{\left(1 - \frac{k_{v\Sigma} \cdot t_\gamma}{\sqrt{k_{cp}}}\right)}. \quad (4.9)$$

Разрешая соотношение (4.9) относительно $\eta_{зад}$ после проведения k испытаний, найдем

$$\eta_{зад} = m_\eta \left(1 - \frac{t_\gamma}{\sqrt{k_{cp}}} k_{v\Sigma}\right).$$

Раскрывая выражение для H_k , равное

$$H_k = F^* \left\{ \frac{\eta_{зад} - 1}{m_\eta k_{v\Sigma}} \right\},$$

получим

$$H_k = F^* \left\{ \frac{m_\eta - 1}{m_\eta \cdot k_{v\Sigma}} - \frac{t_\gamma \cdot m_\eta k_{v\Sigma}}{m_\eta \cdot k_{v\Sigma} \cdot \sqrt{k_{cp}}} \right\} = F^* \{W\}, \quad (4.10)$$

где $W = \left(\frac{m_\eta - 1}{k_{v\Sigma} \cdot m_\eta} - \frac{t_\gamma}{\sqrt{k_{cp}}} \right)$.

В случае измерения M параметров, предполагая, что по каждому параметру подтверждаются одинаковые уровни надежности, вероятность отказа системы Q_0 будет оцениваться по соотношению

$$Q_0 = \left\{ \int_{-\infty}^{-W} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-0,5U^2} dU \cdot \sqrt{M} \right\}. \quad (4.11)$$

Изменение логарифма вероятности отказа от числа испытаний представлено на рис. 4.6.

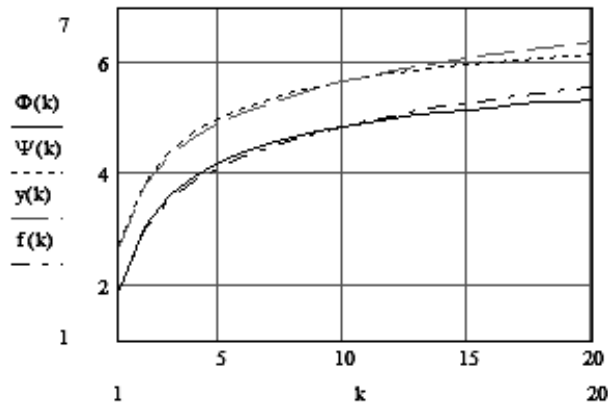


Рис. 4.6. Характер изменения логарифма вероятности отказа $\Phi(k)$ и $\Psi(k)$ по числу испытаний соответственно для различного числа источников отказа $M=10$ и $M=2$

При проведении расчетов были приняты следующие исходные данные: коэффициент вариации $k_{v\Sigma} = 0,1$; коэффициент запаса $m_\eta = 1,5$; доверительная вероятность $\gamma = 0,95$ ($t_\gamma = 1,65$).

На графиках представлены так же аппроксимирующие зависимости

$$y(k) = \ln(k - 0,5) + 3,4 ; f(k) = \ln(k - 0,5) + 2,6$$

соответственно для кривых $\Psi(k)$ и $\Phi(k)$.

Таким образом, изменение вероятности отказа по числу испытаний можно представить в виде

$$Q_0 = \frac{1}{(k - \beta)} \cdot e^{-\alpha}, \quad (4.12)$$

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

Согласно полученным выше результатам аппроксимирующие коэффициенты для $M=10$ будут равны $\alpha = 2,6$; $\beta = 0,5$.

Характер изменения надежности по числу испытаний для рассматриваемого случая представлен на рис. 4.7.

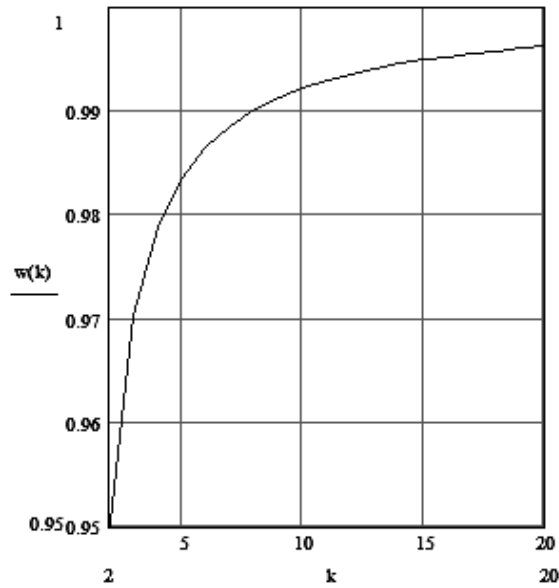


Рис. 4.7. Изменение надежности $W(k)$ по числу испытаний

В заключение отметим [7, 39], что в случае измерения M параметров, учитывая выражение (4.4), суммарный объем испытаний можно оценить по соотношению

$$k_{cp,M} = k \cdot \xi, \quad (4.13)$$

где $\xi = \sum_{i=1}^M \frac{1}{i}$.

4.2. Оптимизация объемов испытаний на различных этапах комплексной обработки

Как отмечалось выше, после обработки отдельных элементов СТС при автономных испытаниях проводят комплексные испытания систем, работающих совместно. Эти испытания проводятся поэтапно. Очевидно затраты на обеспечение надежности при проведении j -го этапа комплексной обработки будут определяться стоимостью проведения испытаний и затратами на устранение обнаруженных неисправностей.

В линейном приближении можно принять

$$C_{ки,j} = c_j \cdot k_j \cdot \xi + A_{0,j},$$

где c_j – удельные затраты на одно испытание; $A_{o,j}$ – прочие затраты с учетом проведения доработок при отказах.

Планирование комплексных испытаний заключается в определении объема испытаний на каждом из этапов ЭО. В результате проведения полного цикла испытаний должны быть удовлетворены требования, предъявляемые к надежности, т. е.

$$H_{ки} = 1 - Q_{Ok}, \quad (4.14)$$

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

Как видно из соотношения (4.14) заданные уровни надежности СТС можно обеспечить при различных сочетаниях вероятностей отказа $q_{ки,j}$ [19, 35 и 36].

При этом конкретные уровни вероятности отказа $q_{ки,j}$, удовлетворяющие дисциплинирующему условию (4.14), целесообразно назначать из условия минимизации суммарных затрат C_{Σ} на проведение ЭО

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

Для рассматриваемого случая функция Лагранжа будет равна

$$L = C_{ки} + \lambda_{от} (Q_{Ok} - Q_{зад}), \quad (4.15)$$

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

Тогда оптимальные уровни числа испытаний k_j и соответствующие им вероятности отказа $q_{ки,j}$ должны удовлетворять соотношению

$$\frac{\partial L}{\partial k_j} = 0. \quad (4.16)$$

Раскрывая выражения для производных, приходим к системе алгебраических уравнений

$$c_j \cdot \xi_j - \lambda_{от} \cdot (e^{-\alpha_j})^2 \cdot \frac{e^{\alpha_j}}{(k_j - \beta_j)^2} = 0, \quad (4.17)$$

где $j = 1, 2, \dots, r$.

Разрешая уравнения относительно вероятностей отказа, получим

$$q_{ки,j} = \left(\frac{1}{\lambda_{от}} \cdot c_j \cdot \xi_j \cdot e^{-\alpha_j} \right)^{0,5}.$$

После подстановки в дисциплинирующее условие будем иметь

$$Q_{зад} = \left(\frac{1}{\lambda_{от}} \right)^{0,5} \cdot \sum_{j=1}^r (c_j \cdot \xi_j \cdot e^{-\alpha_j})^{0,5}.$$

Отсюда

$$q_{ки,j} = (c_j \cdot \xi_j \cdot e^{-\alpha_j})^{0,5} \cdot \frac{Q_{зад}}{\sum_{j=1}^r (c_j \cdot \xi_j \cdot e^{-\alpha_j})^{0,5}}. \quad (4.18)$$

Знание $q_{ки,j}$ позволяет оценить объемы испытаний на различных этапах комплексной отработки

$$k_j = \frac{e^{-\alpha_j} \cdot \sum_{j=1}^r (c_j \cdot \xi_j \cdot e^{-\alpha_j})^{0,5}}{Q_{зад} \cdot (c_j \cdot \xi_j \cdot e^{-\alpha_j})^{0,5}} + \beta_j = \frac{e^{-\alpha_j}}{q_{ки,j}} + \beta_j. \quad (4.19)$$

Работоспособность предложенного выше подхода проиллюстрирована на модельном примере, алгоритм решения представлен на рис. 4.8. При проведении расчетов были приняты следующие исходные данные:

$$H_{зад} = 0,96; (Q_{зад} = R = 0,04); r = 4;$$

$$C := \begin{pmatrix} 2.5 \\ 2 \\ 1.5 \\ 3 \end{pmatrix} \quad A := \begin{pmatrix} 2.6 \\ 3.4 \\ 3 \\ 4 \end{pmatrix} \quad D := \begin{pmatrix} 0.5 \\ 0.3 \\ 0.7 \\ 0.4 \end{pmatrix} \quad M := \begin{pmatrix} 1 \\ 5 \\ 3 \\ 7 \end{pmatrix},$$

где C – матрица стоимостей проведения одного испытания \sqrt{c} ; A – матрица значений коэффициентов аппроксимации $0,5 \cdot \alpha$; D – матрица значений коэффициентов аппроксимации β ; M – матрица числа анализируемых параметров.

При разработке программы были приняты следующие обозначения: F – матрица значений параметров ξ ; W – матрица оптимального уровней вероятно-

стей отказа по этапам ЭО; K – матрица числа испытаний на различных этапах ЭО; Φ, T, B – матрицы промежуточных вычислений.

$$R := 0.04 \quad i := 0, 1..3$$

$$C := \begin{pmatrix} 2.5 \\ 2 \\ 1.5 \\ 3 \end{pmatrix} \quad A := \begin{pmatrix} 2.6 \\ 3.4 \\ 3 \\ 4 \end{pmatrix} \quad D := \begin{pmatrix} 0.5 \\ 0.3 \\ 0.7 \\ 0.4 \end{pmatrix} \quad M := \begin{pmatrix} 1 \\ 5 \\ 3 \\ 7 \end{pmatrix}$$

$$\Phi_i := \sum_{j=1}^{M_{i,0}} \frac{1}{j} \quad F := \begin{pmatrix} 1 \\ 2.283 \\ 1.833 \\ 2.593 \end{pmatrix} \quad \Phi := F^{0.5} \quad \Phi := \begin{pmatrix} 1 \\ 1.511 \\ 1.354 \\ 1.61 \end{pmatrix}$$

$$T := \overrightarrow{(C \cdot \Phi)} \quad T := \begin{pmatrix} 2.5 \\ 3.022 \\ 2.031 \\ 4.831 \end{pmatrix} \quad B := \overrightarrow{(e^{-A})} \quad B := \begin{pmatrix} 0.074 \\ 0.033 \\ 0.05 \\ 0.018 \end{pmatrix}$$

$$W := R \cdot \left| \left(T^T \cdot B \right)^{-1} \right| \cdot \overrightarrow{(T \cdot e^{-A})} \quad K := D + \overrightarrow{(B \cdot (W^{-1}))}$$

$$W := \begin{pmatrix} 0.016 \\ 8.473 \times 10^{-3} \\ 8.495 \times 10^{-3} \\ 7.433 \times 10^{-3} \end{pmatrix} \quad K := \begin{pmatrix} 5.261 \\ 4.239 \\ 6.561 \\ 2.864 \end{pmatrix}$$

Рис. 4.8. Алгоритм проведения расчетов модельного примера

Результаты расчетов по соотношениям (4.14) – (4.19) представлены в табл. 4.1 [7].

Таблица 4.1 – Результаты расчетов надежности СТС, достигаемой на этапах комплексной отработки, и потребного количества испытаний

Номер этапа комплексной отработки	Надежность (H), достигаемая на отдельных 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

Предложенный подход позволяет проводить оптимальное распределение надежности между различными этапами комплексной отработки систем, а также оценивать требуемые объемы испытаний, обеспечивающие удовлетворение требований, предъявляемых к надежности анализируемых систем.

При проведении испытаний типа «успех – отказ» для подтверждения высоких уровней надежности требуется очень большое число испытаний.

Для примера в табл. 4.2 представлены объемы испытаний k и соответствующие им значения нижней границы надежности H_n при безотказных испытаниях ($\gamma = 0,95$).

Таблица 4.2 – Объемы испытаний и нижняя граница надежности безотказной работы H_n

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

Таким образом, для подтверждения нижней границы вероятности безотказной работы (ВБР) $P_n > 0,99$ при доверительной вероятности 0,95 необходимо провести $n = 300$ безотказных испытаний, а для $P_n > 0,999$ более 1000 безотказных испытаний [24, 43].

Очевидно, проведение большого количества испытаний для целого ряда уникальных дорогостоящих объектов не представляется возможным. Для указанных систем объем испытаний, как правило, предопределен возможностями технологической базы, стоимостью или сроками отработки. В связи с этим возникает задача подтверждения высоких уровней надежности при малом числе испытаний.

Трудность статистического подтверждения высокого уровня надежности изделий при малом числе испытаний типа “успех – отказ” заключается в том, что в этом случае в процессе испытания используется минимальная информация о вероятностных свойствах изучаемого объекта и этот недостаток информации нужно компенсировать увеличением количества самих испытаний. В связи с

этим, возникает задача повышения информативности испытаний. В частности, при измерении параметров, определяющих работоспособность устройства, объем испытаний может быть существенно сокращен.

При этом малые объемы испытаний обеспечиваются заданием высоких уровней коэффициентов запаса, закладываемых на этапе проектной разработки.

В случае измерения времени безотказной работы для подтверждения высоких уровней надежности при ограниченных объемах испытаний, требуется обеспечить высокие уровни коэффициента временного запаса, т.е. среднее время безотказной работы должно существенно превышать время работы устройства.

Как отмечалось выше, экспериментальная отработка СТС сводится к последовательным испытаниям по иерархическому признаку по схеме «снизу-вверх», начиная со структур низших уровней с последующим усложнением объектов испытаний и переходом к испытаниям более высокого уровня.

Для иллюстрации приведем статистику испытаний, например, кислородно-водородного двигателя 11Д57 (тяга 392 кН), не имевшего аналогов в отечественном и зарубежном двигателестроении, и его агрегатов и систем на натуральных компонентах.

ЭО включала 900 испытаний агрегатов и систем двигателя на натуральных компонентах топлива и около 600 испытаний двигателя, которые были завершены проведением межведомственных испытаний (МВИ). Объемы отработки агрегатов и систем с учетом этапов комплексной отработки распределились следующим образом:

- автономные испытания насосов горючего составили 15 %, насосов окислителя – 58 % и ТНА с газогенератором – 27 % от всего объема (~ 740) испытаний систем питания;

- автономные испытания газогенератора привода ТНА и газогенератора совместно с камерой сгорания – 150 испытаний [19].

При этом следует отметить, что наибольший объем испытаний приходился на отработку насосных агрегатов на жидком кислороде.

Это вызвано, в первую очередь, влиянием на работоспособность насоса свойств перекачиваемой среды, так как в среде жидкого кислорода возможно возгорание элементов насоса при попадании посторонних предметов в полость ОИ и нарушении зазоров в роторной части насоса (например, при задевании ротора о корпус), способа уравнивания осевой и радиальной сил, параметров уплотнительных систем и др. [7].

4.3. Выводы по главе 4

1. Представлены расчетные модели и алгоритмы для прогнозирования динамики изменения показателей надежности в процессе проведения этапов комплексной ЭО СТС.

2. Разработаны методы оптимизации объемов испытаний на различных этапах комплексной ЭО СТС.

3. Анализ полученных результатов показывает, что для этапов комплексной ЭО, уровни подтверждаемой надежности и объемы испытаний зависят от затрат на проведение испытаний, числа измеряемых параметров и уровней избыточности анализируемых систем. Подтверждение высоких уровней надежности при ограниченных объемах испытаний требует обеспечения высоких уровней коэффициента временного запаса, т.е. среднее время безотказной работы должно существенно превышать время работы устройства.

4. Работоспособность представленных в работе алгоритмов проиллюстрирована на модельных примерах.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе обоснована и предложена технология испытаний криогенных ракетных двигателей с имитацией воздействующих факторов.

Основные результаты проведенной работы:

1. Предложена технология отработки ракетных двигателей, снабженных сопловыми насадками с большой степенью расширения, с поэтапным обеспечением имитации условий эксплуатации:

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

Исследования позволили определить: методику расчета истечения ПС, режимы настройки систем, давления запуска диффузора и рекомендации по технологии проведения стендовых испытаний двигателей типа РД0146Д и 11Д58МФ.

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

3. Предложена параллельно-секционная компоновка баллонов в ВСП, обеспечивающая уменьшение неравномерной выработки компонента из системы до 10 %, технология заправки системы криогенными компонентами в три этапа (захлаживание и заправка, выдержка и дозаправка), методика построения ЭУ с насосными СП компонентов и питания ГГ привода ТНА от испытуемых 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 захлаживаая, заправки, запуска и испытания, ПК для оптимизации про-

цессов выхода из НшС (например, кавитационного срыва насоса) с применением алгоритмов наддува баков.

6. Быстродействие и селективность СКОН, контролирующих концентрации водорода в отсеках ДУ при испытаниях блока 12КРБ, обеспечивались применением полупроводниковых датчиков контроля концентраций водорода и датчиков контроля температуры в двигательном отсеке ДУ.

Применение в СКОН дополнительно опто-волоконных датчиков с инерционностью до 2 с, усовершенствованных СДАЗ на основе современных ИТ и ПК, позволяют повысить эффективность СПВП, СДАЗ и коэффициент охвата аварийных ситуаций при испытаниях до 0,8-0,9.

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

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.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

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 и предстартовом захолаживании РМ 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.
8. Абрамович, Г.Н. Прикладная газовая динамика / Г.Н. Абрамович – М.: Наука, 1969. – 824 с.

9. Авдучевский, В.С. Надежность и эффективность в технике: Справочник в десяти томах. Экспериментальная отработка и испытания [Текст]. / В.С. Авдучевский [и др.] – М.: Машиностроение, 1989. 6 т.

10. Азатян, В.В. Эффективные методы химического управления воспламенением и детонацией газовых смесей водорода с воздухом и кислородом / В.В. Азатян, А.Г. Галеев // Актуальные проблемы ракетно-космической техники : материалы II Всерос. науч.-техн. конф. – г. Самара, 12-16 сент. 2011. – СамНЦ РАН, 2011. - С. 124 – 127.

11. Александровская, Л.Н. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем / Л.Н. Александровская [и др.]: Учеб. пособие. – М.: Логос, 2003. – 736 с.

12. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин – М.: Машиностроение, 1989. - 533 с.

13. Альтшуль, А.Д. Гидравлические сопротивления / А.Д. Альтшуль – М.: Недра, 1982. – 248 с.

14. Бершадский, В.А. Стратегия уменьшения опасности стендовых испытаний ракетных двигательных установок [Текст] / В.А. Бершадский, А.Г. Галеев // Авиакосмическая техника и технология. 2004. № 2. С. 38 – 45.

15. Бершадский, В.А. Основы технологии стендовых испытаний двигательных установок жидкостных ракет: Автономная отработка / В.А. Бершадский, А.И. Коломенцев – М.: Изд-во МАИ, 2014. – 216 с.

16. Бершадский, В.А. Основы технологии стендовых испытаний двигательных установок жидкостных ракет: Комплексная отработка / В.А. Бершадский, А.И. Коломенцев – М.: Изд-во МАИ, 2016. – 164 с.

17. Бизяев, Р.В. Системная технология диагностирования стендовых изделий РКТ / Р.В. Бизяев – М.: Изд-во МАИ, 1997. – 142 с.

18. Валюхов, С.Г. Высокооборотные лопастные оседиагональные насосы / С.Г. Валюхов, Ю.В. Демьяненко, В.И. Петров – Воронеж: Изд-во Воронежского государственного университета. 1996. – 264 с.

19. Васильев, А.А. Многотопливные системы. Инициирование и оптимизация / А.А. Васильев // Научно-практическая конференция «Аэродинамика, термодинамика, горение в ГТД и ПВРД. – Новосибирск. 23 – 25 июня 2015 г. НГУ, 2015.

20. Васильев, А.П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. [Текст]. В 2 кн. Кн.1. Учеб. для авиац. спец. Вузов. / А.П. Васильев [и др.]; Под ред. В.М. Кудрявцева. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1993. - 703 с.

21. Водород. Свойства, получение, хранение, транспортирование, применение / Под ред. Д.Ю. Гамбурга, В.П. Семенова. – М.: Химия, 1989. - 672 с.

22. Волков, В.Т. Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей твердого топлива / В.Т. Волков, Д.А. Ягодников – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 438 с.

23. Высокооборотные лопаточные насосы / Б.И. Боровский [и др.]; Под ред. Б.В. Овсянникова, В.Ф. Чебаевского. – М.: Машиностроение, 1975. – 336 с.

24. 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, А.Д. Поляхов, Г.Г. Сайдов // 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.

25. 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., г. Москва, 01-31 окт. 2015г. – МГОУ, 2015. - С. 91-94.

26. 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., г. Москва, 16-20 нояб. 2015г. – МАИ, 2015. - С. 476 – 479.

27. Галеев, А.В. Компоновка и заправка ВСП КРТ для испытаний камеры сгорания ЖРД / А.В. Галеев // Гагаринские чтения: материалы XLII Междунар.

молодёжной науч. конф., г. Москва, 12-15 апр. 2016г. – МАИ, 2016. – Том 2. - С. 116-117.

28. 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., г. Москва, 14-18 нояб. 2016г. – МАИ, 2016. - С. 174 – 176.

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

30. Галеев, А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок / А.Г. Галеев – г. Пересвет: Изд-во ФКП «НИЦ РКП», 2010. – 178 с.

31. Галеев, А.Г. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей / А.Г. Галеев – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 2006. - 92 с.

32. Галеев, А.Г. О проблеме отработки и обеспечения безопасности ракетных двигательных и энергетических установок на водородном топливе [Текст] / А.Г. Галеев // Полет. 2009. С. 7-13.

33. Герман Р. Сверхзвуковые входные диффузоры. Перевод с англ. под ред. Г.Н. Абрамовича. – М.: Физматгиз. 1960. – 292 с.

34. Горохов, В.Д. Разработка КБХА жидкостных ракетных двигателей и установок в период 2001 – 2011 гг. / В.Д. Горохов [и др.] // Космонавтика. 2012. № 1-2. С. 8 -23.

35. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования / М.В. Добровольский; Под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 488 с.

36. Дрегалин, А.Ф. Общие методы теории высокотемпературных процессов в тепловых двигателях / А.Ф. Дрегалин, А.С. Черенков – М.: «Янус-К», 1997. – 328 с.
37. Жуковский, А.Е. Испытания жидкостных ракетных двигателей. Учеб. пособие для авиац. специальностей вузов [Текст] / А.Е. Жуковский [и др.]; под ред. В.Я. Левина. – М.: Машиностроение, 1992. – 352 с.
38. Золотов, А.А. Методы оценки и обеспечения безопасности ракетно-космической техники при разработке / А.А. Золотов, Ю.А. Матвеев, С.К. Шаевич – М.: Изд-во МАИ, 2002. - 96 с.
39. Золотов, А.А. Выбор проектных решений ЛА с учетом согласования массы, надежности и ресурса многоразовых систем / А.А. Золотов, В.К. Вараев – М.: Изд-во МАИ. 2000. – 102 с.
40. Идельчик, И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И.Е. Идельчик; Под ред. М.О. Штейнберга. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 464 с.
41. Исследования течения в сопле двигателя РД0146 и в трактах различных ГДТ на экспериментальной установке Ц16ВК. НТО. НИЦ ЦИАМ, 2011.
42. Испытательные комплексы и экспериментальная отработка ЖРД. / А.Г. Галеев [и др.], под ред. Н.Ф. Моисеева. – М.: Машиностроение, 2012. - 368 с.
43. Информационно-управляющие системы для стендовых испытаний ЖРД и двигательных установок. / В.А. Лисейкин [и др.] – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2012. – 406 с.
44. Кесаев, Х.В. Надежность двигателей ЛА. / Учебник для студентов втузов / Х.В. Кесаев, Р.С. Трофимов – М.: Машиностроение, 1982. – 137 с.
45. Козлов, А.А. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок / А.А. Козлов, В.Н. Новиков, Е.В. Соловьев – М.: Машиностроение, 1988. - 352 с.
46. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. Учебник для студентов вузов по специальности “Авиационные двигатели и энергети-

ческие установки” / Г.Г. Гахун [и др.]; Под общ. ред. Г.Г. Гахуна. – М.: Машиностроение, 1989. – 342 с.

47. Космонавтика: энциклопедия. / Гл. ред. В.П. Глушко. – М.: Сов. энциклопедия, 1985. – 528 с.

48. Костюк, В.В. Теплообмен и гидродинамика в криогенных двигательных установках / В.В. Костюк, В.П. Фирсов – М.: Наука. 2015. - 319 с.

49. Кучкин, В.Н. Теоретические основы разработки испытательного оборудования для наземной отработки ракетно-космической техники / В.Н. Кучкин, К.В. Кучкин, Г.Г. Сайдов – М.: Машиностроение, 2014. – 359 с.

50. Луарсабов, К.А. Лётные испытания жидкостных ракетных двигателей / К.А. Луарсабов, Л.В. Пронь, А.В. Сердюк – М.: Машиностроение, 1978. – 192 с.

51. Меньшиков, В.А. Методы мониторинга надежности ракетно-космических систем / В.А. Меньшиков, Б.И. Сухорученков – М.: НИИ КС, 2006. – 342 с.

52. Методология экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний и устройства испытательных стендов. / А.Г. Галеев [и др.]. Электронная монография. – г. Киров: Изд-во МЦНИП, 2015. – 436 с.

53. Методы отработки научных и народно-хозяйственных ракетно-космических комплексов. / В.Ф. Грибанов [и др.], под ред. Н.Ф. Грибанова. – М.: Машиностроение, 1995. – 352 с.

54. Галеев, А. В. Разработка программного обеспечения тренажера для обучения специалистов в области эксплуатации РКС / А.В. Галеев, Е.В. Гусев, В.В. Родченко и др. // Этап 2 по договору №48730-06100 от 31.10.2014 г. с ФГУП ЦНИИмаш, НИР «Магистраль». НТО. МАИ. 2015.

55. Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многоразовой ракетно-космической системы [Текст] / А.И. Кузин [и др.] // Авиакосмическая техника и технология. 2010. №1. С. 19 – 55.

56. Овсянников, Б.В. Теория и расчет агрегатов питания ЖРД / Б.В. Овсянников, Б.И. Боровский – М.: Машиностроение. 1989. – 376 с.

57. Основы испытаний летательных аппаратов: Учеб. для вузов. / Е.И. Кринецкий [и др.]; под ред. Е.И. Кринецкого. – М.: Машиностроение. 1989. – 312 с.
58. Партола. И.С. / Расчетно-экспериментальная отработка двигательных установок третьей ступени ракет космического назначения «Ангара» [Текст] / И.С. Партола // Вестник МАИ. 2011. №3. т. 18.
59. Петров, В.И. Кавитация в высокооборотных лопастных насосах / В.И. Петров, В.Ф. Чебаевский – М.: Машиностроение. 1982. – 192 с.
60. Пригожин, В.И. Опыт применения водорода в ОАО КБХА при проведении испытаний жидкостных ракетных двигателей, их агрегатов и энергоустановок [Текст] / В.И. Пригожин, А.И. Коваль, А.Р. Савич // Альтернативная энергетика и экология. 2008. № 3. С. 87 – 94.
61. Прикладные методы и алгоритмы обеспечения надежности и безопасности технических систем на этапе их разработки и эксплуатации / А.А. Золотов [и др.] – М.: Изд-во МАИ, 2013. – 204 с.
62. Проектирование испытательных стендов для экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники. / А.Г. Галеев [и др.]. Монография. – М.: Издательство МАИ, 2014. - 432 с.
63. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. / С.В. Мосолов [и др.]; под ред. академика РАН А.С. Коротева. – М.: Машиностроение, 2008. – 512 с.
64. Расчетные исследования в обеспечение подтверждения возможности использования для испытаний двигателя РД0146Д с укороченным НСРО (с диаметром сопла 1250 мм) с ГДТ и парожеткторным трактом. ТО. ФКП «НИЦ РКП», 2012.
65. Результаты стендовых испытаний изделия 1И12КРБ на комплексе ВКС-106 НИИХМ. Итоговый технический отчет. № ИТО. 106А.ЛАИ.665.2002, НИИХМ, 2002.
66. Родченко, В.В. Основы проектирования наземных систем обеспечения / В.В. Родченко, В.М. Караштин, А.Г. Катков – М.: Издательство МАИ, 1998. – 312 с.

67. Российские жидкостные ракетные двигатели на экологически чистых компонентах топлива для разгонных блоков ракет-носителей / В.И. Морозов [и др.] // Альтернативная энергетика и экология. 2008. № 3. С. 42 – 54.
68. Седов Л.И. Методы подобия и размерностей в механике. – М.: Наука. 1987. – 428 с.
69. Справочник по теплофизическим основам глубокого охлаждения / М.П. Малков [и др.]; Под ред. проф. М.П. Малкова. – М.: Госэнергоиздат. 1973. – 342 с.
70. Филин, Н.В. Жидкостные криогенные системы / Н.В. Филин, А.Б. Буланов – Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1995. – 247 с.
71. Фирсов, В.П. Захолаживание кислородно-водородного двигателя и расходных магистралей разгонного блока 12КРБ [Текст] / В.П. Фирсов [и др.]. Научно-технические разработки КБ «Салют». – М.: Воздушный транспорт. 2006. С. 362 – 373.
72. Фирсов, В.П. Комплект математических моделей ПГСР криогенного разгонного блока. Научно-технические разработки ОКБ-23 [Текст] – КБ «Салют» / В.П. Фирсов, В.А. Гордеев – М.: Воздушный транспорт. 2006. С. 320 – 331.
73. Чернышев, А.В. Проектирование стендов для испытаний и контроля бортовых систем летательных аппаратов / А.В. Чернышов – М.: Машиностроение, 1983. – 384 с.
74. Шишков, А.А. Высотные испытания реактивных двигателей / А.А. Шишков, Б.М. Силин – М.: Машиностроение, 1985. – 208 с.
75. Экологические проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую природную среду. Справочное изд. / Под общей ред. В.В. Адушкина, С.И. Козлова и А.В. Петрова. – М.: Изд-во "Анкил", 2000. – 436 с.
76. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев [и др.]; Под ред. Н.В. Холодкова. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 336 с.
77. Эксплуатация испытательных комплексов ракетно-космических систем / А.Г. Галеев [и др.]; Под ред. д-ра техн. наук А.Н. Перминова. – М.: Изд-во МАИ. 2007. – 260 с.

78. Эксплуатация стартовых комплексов ракетно-космических систем / А.Г. Галеев [и др.]; Под ред. д-ра техн. наук А.Н. Перминова. – М.: Изд-во МАИ. 2007. – 348 с.

79. Яковлев, И.А. Испытания космических электроракетных двигательных установок / И.А. Яковлев – М.: Машиностроение, 1981. – 168 с.