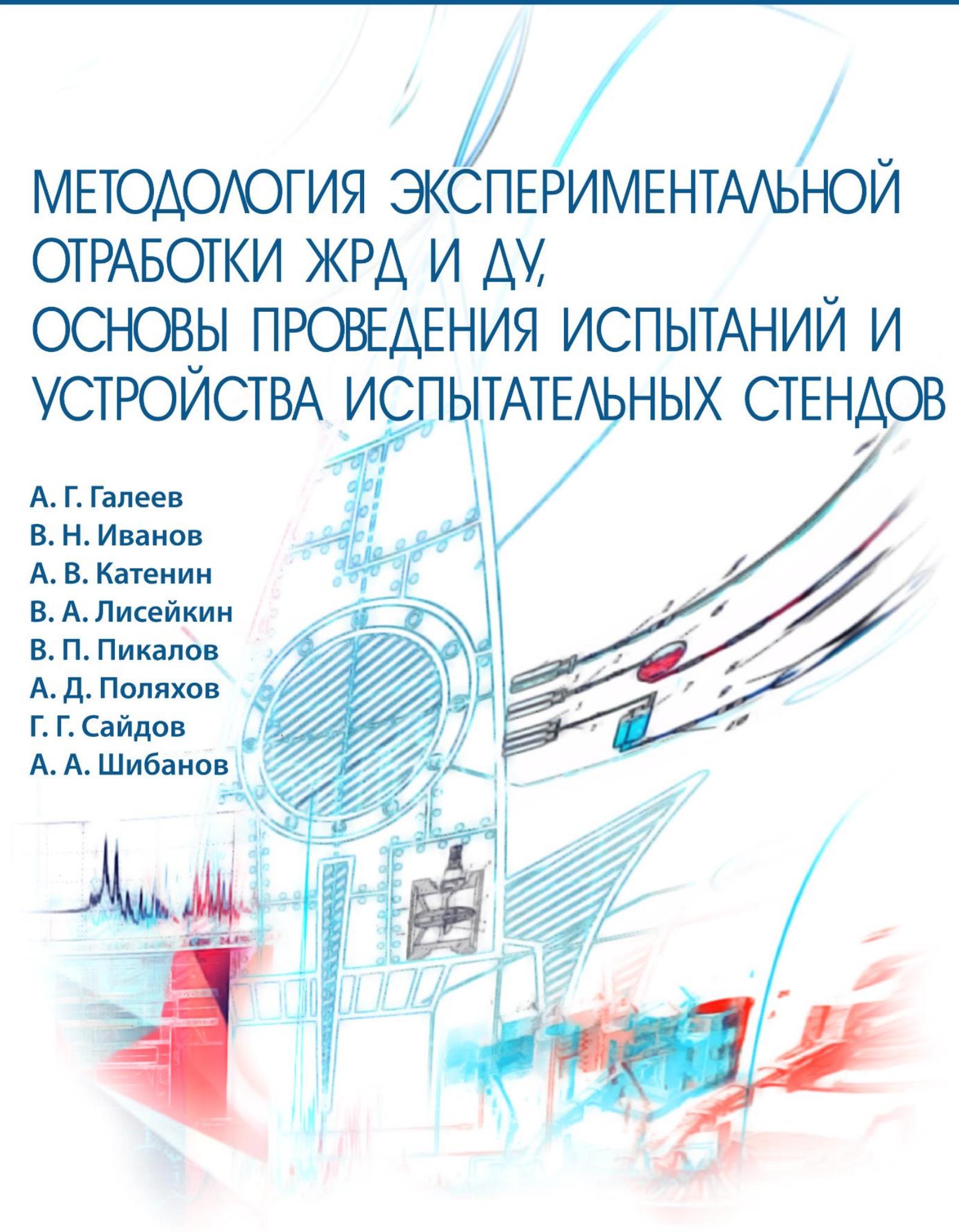


МЕТОДОЛОГИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ЖРД И ДУ, ОСНОВЫ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И УСТРОЙСТВА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ

А. Г. Галеев
В. Н. Иванов
А. В. Катенин
В. А. Лисейкин
В. П. Пикалов
А. Д. Поляхов
Г. Г. Сайдов
А. А. Шибанов



Федеральное казенное предприятие
«Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности»



А. Г. Галеев
В. Н. Иванов
А. В. Катенин
В. А. Лисейкин
В. П. Пикалов
А. Д. Поляхов
Г. Г. Сайдов
А. А. Шибанов

МЕТОДОЛОГИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ЖРД И ДУ, ОСНОВЫ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И УСТРОЙСТВА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ

Монография

Киров, 2015

УДК 629.7.454.2
ББК 39.62
М545

Рецензент:

чл.-корр. РАН, доктор техн. наук, профессор О.М. Алифанов

М545 Методология экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний и устройства испытательных стендов: монография [Электронный ресурс] / А.Г. Галеев, В.Н. Иванов, А.В. Катенин, В.А. Лисейкин, В.П. Пикалов, А.Д. Поляхов, Г.Г. Сайдов, А.А. Шибанов. – Электрон. текст. дан. (1 файл 9,7 Мб). – Киров: МЦНИП, 2015. – 436 с. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).– ISBN 978-5-00090-054-3. – Загл. с этикетки диска.

Приведены общие принципы экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проектирования и расчетов испытательных стендов и их систем, методы и технологии испытаний ракетных двигателей, разгонных блоков и ступеней ракет-носителей и их систем, информационно-управляющих и информационно-измерительных систем и систем аварийной защиты и диагностики испытаний. Рассмотрены основные воздействующие факторы, определяемые условиями эксплуатации объекта исследования, и их имитация при экспериментальной отработке, схемы двигательных установок ракетно-космических систем, функционирующих на различных компонентах ракетных топлив, а также испытательных стендов и экспериментальных установок для их отработки. Показаны перспективы развития и создания средств выведения и космических аппаратов. Рассмотрены экологические проблемы испытательных комплексов, двигательных и энергетических установок ракетных и транспортных систем. Рассмотрена методология численного моделирования устойчивости процессов в камерах сгорания ЖРД и оценки параметров этих процессов при испытаниях. Для специалистов, занятых в испытаниях двигателей, двигательных установок ракетно-космической техники и проектировании и эксплуатации испытательных стендов. Может быть полезной аспирантам и студентам высших учебных заведений аэрокосмического направления.

ISBN 978-5-00090-054-3

© А.Г. Галеев, В.Н. Иванов, А.В. Катенин, В.А. Лисейкин, В.П. Пикалов, А.Д. Поляхов, Г.Г. Сайдов, А.А. Шибанов, 2015
© ФКП «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности», 2015
© МЦНИП, 2015

Содержание

Введение.....	7
Глава 1. Испытания. Современная испытательная практика. Тенденции в развитии систем испытательных комплексов	12
1.1. Обзор предметной области.....	13
1.2. Пути повышения качества стендовых испытаний объектов РКТ.....	43
Выводы по главе 1	57
Список литературы к главе 1.....	58
Глава 2. Принципы и особенности экспериментальной отработки ЖРД и ДУ ракетно-космических систем	61
2.1. Основные требования, предъявляемые к двигателям и ДУ, и особенности схемных решений.....	62
2.2. Принципы и особенности экспериментальной отработки ЖРД и ДУ ракетно-космических комплексов.....	73
2.3. Проблемы обеспечения надежности и повышения безопасности эксплуатации ДУ РКС	88
Выводы по главе 2	98
Список литературы к главе 2.....	100
Глава 3. Основы устройства и безопасной эксплуатации испытательных комплексов для отработки ЖРД и ДУ	102
3.1. Основы устройства испытательных комплексов для отработки ЖРД и ДУ	103
3.2. Основные системы испытательного стенда для обеспечения испытаний.....	106
3.3. Системы имитации условий эксплуатации.....	135

3.4. Экологические нормы и технология испытаний ЖРД и ДУ при использовании различных компонентов ракетного топлива	157
3.5. Правила эксплуатации, диагностики и аттестации испытательных систем испытательных стендов	186
Выводы по главе 3	192
Список литературы к главе 3.....	193
Глава 4. Стендовые информационно-измерительные и управляющие системы, системы аварийной защиты, применяемые при экспериментальной отработке ЖРД и ДУ	196
4.1. Информационно-измерительные системы.....	199
4.2. Информационно-управляющие системы	207
4.3. Особенности построения систем аварийной защиты для стендовых испытаний ЖРД и ДУ	225
4.4. Программное обеспечение ИУС	240
4.5. Исполнительные элементы и датчико-преобразующая аппаратура	254
4.6. Типовые алгоритмы управления технологическими системами стенда.....	268
Выводы по главе 4	292
Список литературы к главе 4.....	293
Глава 5. Диагностика высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД	295
5.1. Диагностические модели камеры сгорания как потенциально автоколебательной системы.....	299
5.2. Концепция запасов динамической устойчивости.....	327
5.3. Импульсные возмущающие устройства	336
5.4. Процедура оценки устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания	342

5.5. Примеры оценки устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД	354
Выводы по главе 5	361
Список литературы к главе 5.....	363
Глава 6. Методы физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД.....	365
6.1. Два альтернативных подхода к разработке методологии моделирования высокочастотной неустойчивости горения в ЖРД	368
6.2. Общие требования, предъявляемые к разработке физических моделей	372
6.3. О параметрических критериях устойчивости.....	385
6.4. Основные физические представления, критерии и приёмы, которыми следует руководствоваться при подготовке и проведении испытаний форсунок в составе модельных камер сгорания с низким внутрикамерным давлением.....	390
6.5. Процедура оценки устойчивости рабочего процесса в модельных камерах сгорания и форма представления экспериментальных данных.....	397
6.6. Опыт применения разработанных методов физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД.....	401
Выводы по главе 6	422
Список литературы к главе 6.....	423
Заключение.....	425
Список сокращений	429
Список обозначений.....	434

ВВЕДЕНИЕ

Монография представляет дальнейшее развитие серии книг [1.7, 1.8, 1.13, 1.15, 1.31], вышедших в издательстве «Машиностроение» и обобщающих накопленный в ФКП «НИЦ РКП» опыт экспериментальной отработки (ЭО) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) (далее – ДУ) ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ), а также тепловакуумных испытаний космических аппаратов (КА) с имитацией натуральных условий эксплуатации.

В настоящее время ракетно-космическая техника (РКТ) развивается бурными темпами, она имеет ряд особенностей, которые связаны с проблемой обеспечения надежности функционирования на всех этапах жизненного цикла (ЖЦ) изделия, включающего этапы создания и эксплуатации. ЭО, подтверждение надежного функционирования элементов РКТ и их прочности требует больших затрат времени и финансовых ресурсов. Основными условиями проведения экспериментальной отработки РКТ являются наличие комплекса испытательных стендов, испытательной техники, методов и методик проведения испытаний и опытных испытателей.

В монографии рассматриваются актуальные вопросы ЭО изделий РКТ, устройства и безопасной эксплуатации испытательных стендов и моделирования всех этапов отработки и эксплуатации РКТ.

ЭО сложных технических объектов является важнейшим этапом их создания и во многом определяющим эффективность всего жизненного цикла КА. Системные, комплексные подходы к решению научных и прикладных проблем, доминирующие в настоящее время в различных областях науки и техники, безусловно, являются ключевыми и при создании современных испытательных систем. Поэтому именно во взаимной увязке и с учетом

взаимовлияния рассматриваются важнейшие вопросы проектирования и эксплуатации испытательных стендов и ЭО объектов РКТ.

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

Наибольшее распространение в РКТ получили ЖРД и ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ). В представленной монографии рассмотрены в основном вопросы, связанные с испытаниями маршевых ЖРД и ДУ.

Испытательный стенд (ИС) – это техническое устройство для установки объекта испытания в заданное положение, создания воздействий, сбора информации и осуществления управления процессом испытаний и объектом испытаний.

Сложность ИС постоянно возрастает. Это объясняется многими причинами:

- увеличением сложности объекта испытания (ДУ, КА), что приводит к необходимости контроля все большего числа параметров;
- увеличением уровня, длительности приложения и усложнением спектра нагрузок, действующих на объект испытания в полете, которые необходимо имитировать в процессе наземных испытаний с целью приближения условий наземных испытаний к полетным;
- ужесточением экологических требований к испытательным стендам, исключающих техногенное воздействие на окружающую среду и обеспечивающих безопасность испытаний.

Все чаще встречаются случаи, когда степень сложности стендов сопоставима со степенью сложности испытываемых систем ДУ и КА.

В книге изложены также основы и технические решения по построению информационно-измерительных и управляющих систем для регулирования процессов и определения характеристик и параметров систем РКТ, систем диагностики и аварийной защиты испытаний для предотвращения аварийных (нештатных) ситуаций. Изложены методы проведения диагностики высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД и методология оценки устойчивости процессов горения в ЖРД при стендовых огневых испытаниях и в модельных условиях.

Издание состоит из шести глав и рассматривает актуальные проблемные вопросы методологии экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний и устройства испытательных стендов, проектирования и расчетов испытательных стендов и их систем.

В главе 1 «Испытания. Современная испытательная практика. Тенденции в развитии и модернизации испытательных комплексов» приведен обзор предметной области, рассмотрены технические и научные проблемы ЭО, программно-целевого планирования, ресурсного обеспечения, управления и хозяйственной деятельности, а также научно-методического аппарата теории испытаний.

Глава 2 «Принципы и особенности экспериментальной отработки ЖРД и ДУ ракетно-космических систем» является основной для понимания рациональной организации процесса экспериментальной отработки, состоящей из этапов наземных и летных испытаний. Соответствующая организация ЭО – залог решения проблемы сокращения сроков и стоимости разработки РКТ (двигателей, двигательных установок РБ и РН и КА).

Глава 3 «Основы устройства и безопасной эксплуатации испытательных комплексов для отработки ЖРД и ДУ» посвящена:

- вопросам устройства и расчета систем ИС, обеспечения имитации гидродинамического и теплового подобия систем ИС и объекта испытания, высотных условий с применением сложного и уникального оборудования – теплообменных и гидравлических систем, барокамер, выхлопных диффузоров и эжекторных установок;

- обеспечению экологической безопасности;
- применению имитационного моделирования для исследования процессов в системах ИС и обеспечению настройки режимов испытаний.

В главе 4 «Стендовые информационно-измерительные и управляющие системы, системы аварийной защиты, применяемые при экспериментальной отработке ЖРД и ДУ» приведены основные технические решения для построения информационно-измерительных и управляющих систем (ИИУС) и систем аварийной защиты (САЗ) и анализ развития стендовых систем автоматизации испытаний.

Глава 5 «Диагностика высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД» раскрывает опыт практического использования методов активной и пассивной диагностики высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД и демонстрирует достаточно высокую эффективность последних.

Глава 6 «Методы физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД» обосновывает перспективное направление физического моделирования высокочастотной неустойчивости (ВЧН) процессов в камерах сгорания ЖРД.

Работа над разделами монографии выполнялась в соответствии со следующим разделением.

Введение – А.Г. Галеев, А.В. Катенин, Г.Г. Сайдов.

Глава 1 – А.В. Катенин, А.Д. Поляхов, Г.Г. Сайдов.

Глава 2 – А.Г. Галеев.

Глава 3 – А.Г. Галеев.

Глава 4 – В.А. Лисейкин.

Глава 5 – В.Н. Иванов, В.П. Пикалов.

Глава 6 – В.П. Пикалов, А.А. Шибанов.

Заключение – А.Г. Галеев, А.В. Катенин, Г.Г. Сайдов.

Авторы выражают искреннюю благодарность чл.-корр. РАН доктору техн. наук, профессору О.М. Алифанову за ценные замечания, высказанные при рецензировании монографии.

ГЛАВА 1.

ИСПЫТАНИЯ.

СОВРЕМЕННАЯ

ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ

ПРАКТИКА.

ТЕНДЕНЦИИ В РАЗВИТИИ

СИСТЕМ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ

КОМПЛЕКСОВ

1.1. ОБЗОР ПРЕДМЕТНОЙ ОБЛАСТИ

ФКП «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности» (ранее НИИхиммаш) – головной отраслевой институт в сфере наземной экспериментальной отработки ЖРД, ДУ ступеней РН и РБ, проведения тепловакуумных испытаний КА с имитацией воздействующих факторов космического пространства, а также климатических испытаний объектов РКТ, созданный в 1949 году, проводит теоретические и экспериментальные исследования в обеспечение создания и ЭО ЖРД и ЖРДУ различной тяги на всех основных типах ракетных топлив.

Основные направления деятельности ФКП «НИЦ РКП»:

- экспериментальная отработка ЖРД, ДУ и их агрегатов, работающих на высококипящих и криогенных компонентах топлива в условиях, максимально приближенных к натурным;
- тепловакуумные испытания космических аппаратов в условиях, максимально приближенных к космическим;
- наземная отработка элементов и оборудования наземной космической инфраструктуры и стартовых комплексов;
- научно-исследовательские работы, связанные с проблемами экспериментальной отработки ракетно-космической техники;
- совершенствование наземной испытательной базы, научного и методологического обеспечения испытаний, оценки качества и достаточности отработки РКТ;
- разработка и создание ИИУС и САЗ для обеспечения стендовых испытаний объектов РКТ.

Связь направлений деятельности, оборудования, созданной инфраструктуры и подразделений предприятия показана на рис. 1.1.

Объект испытаний включает ЖРД, ДУ, ступеней РН и РБ, КА, наземное и технологическое оборудование технических (ТК) и стартовых комплексов.

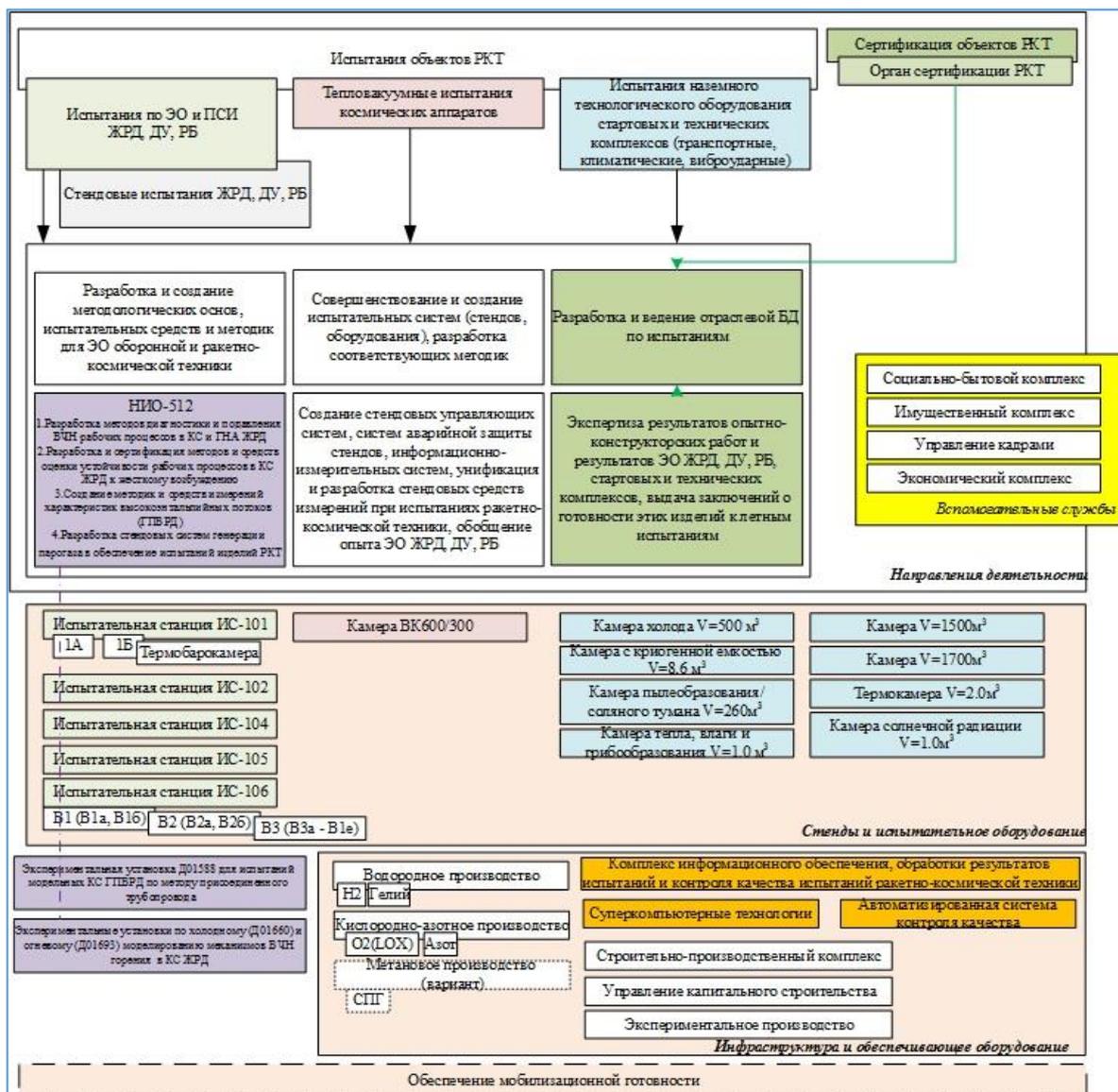


Рис. 1.1. Направления деятельности ФКП «НИЦ РКП»

Предмет испытаний включает:

- 1) для ЖРД, ДУ, РН и РБ – рабочие процессы в КС ЖРД и системах стендового оборудования, а также результаты их оценки;
- 2) для КА – рабочие процессы в КА и стендовом оборудовании (камере) при проведении тепловакуумных испытаний (ТВИ);
- 3) для наземного и технологического оборудования ТК и СК – соответствующие рабочие процессы в объектах испытаний и стендовом оборудовании.

Границы исследования (предметной области) – методология наземной экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний и устройства испытательных стендов (вопросы ТВИ КА и испытаний наземного и технологического оборудования СК и ТК рассматриваются в меньшей степени).

На рис. 1.2 -1.4 приведены структурная схема испытаний при создании ракетных двигателей на стадии опытно-конструкторских работ и серийного производства ракетных двигателей. В [1.7] также подробно изложены цели испытаний ЖРД, выполняемые в процессе опытно-конструкторских работ, регламентированные в ГОСТ В 15.210, показаны состав и виды испытаний, проводимых при отработке ЖРД и ЖРДУ, а также основные теоретические сведения.

Экспериментальная база (ЭБ) ракетно-космической промышленности (РКП) столкнулась с новыми вызовами [1.25]. Сегодня это физическое и моральное старение, технологическая отсталость, проблемы поддержки научных школ, сохранение и обновление кадрового потенциала и многое другое.

Другой не менее важный аспект, но, к сожалению, не часто упоминаемый – мотивация субъектов испытательной практики, а также её связь с практическими результатами деятельности субъектов РКП. Также мало изучен вопрос – как правильно использовать указанный фактор.

Заказчик или уполномоченный орган от заказчика, разработчик, изготовитель, эксплуатирующее предприятие, испытатель, контролирующая инстанция – вот, пожалуй, и весь основной перечень субъектов-участников процесса создания и эксплуатации РКТ.

Организационные основы и все практические навыки работы в отрасли базируются не только на правилах и приёмах, отработанных в 60-70-е годы прошлого века, но и на научно-технических заделах той же давности. В тоже время, экономическая база, формы взаимодействия, способы и принципы управления РКП претерпели значительные изменения.

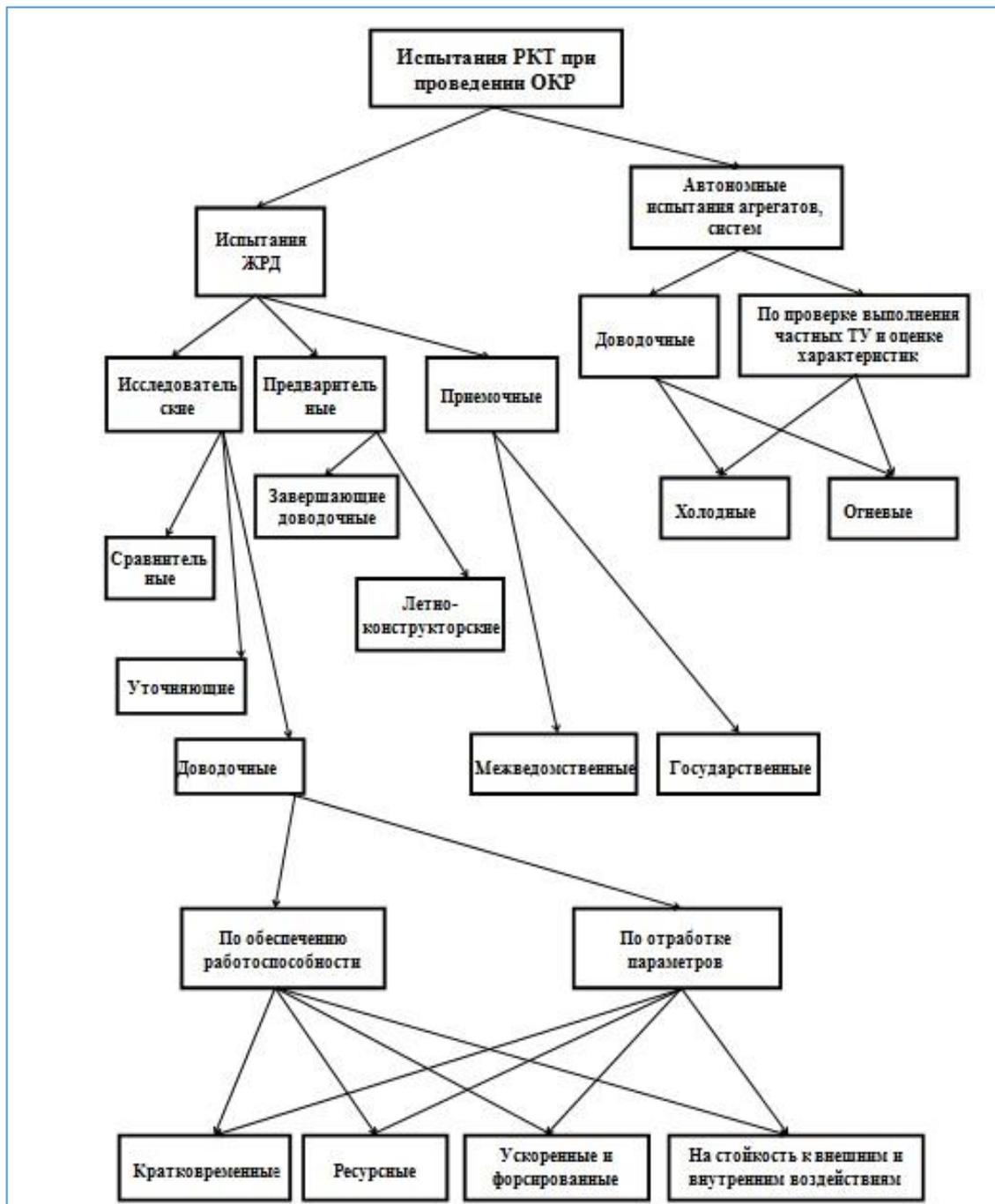


Рис. 1.2. Структурная схема испытаний при создании ракетных двигателей на стадии опытно-конструкторских работ

В средствах массовой информации часто необоснованно выдвигается тезис о том, что Роскосмос крайне неэффективно ведёт финансовую политику. Однако специалисты, люди со значительным опытом практической и административной работы, убеждены в том, что на предприятиях с низким бюджетом нельзя получить эффективные высокотехнологические результаты.



Рис. 1.3. ОСИ ЖРД

При некоторых безусловных плюсах хозяйственной, да и в целом экономической самостоятельности, безусловный результат, по крайней мере последних 20-25 лет работы, заключается в том, что, только восстановив вертикальные и горизонтальные связи, на принципах жесткой ответственности и соподчиненности, нам удастся восстановить достаточно быстро тот потенциал, которым отрасль обладала 30-40 лет назад.

Хозяйственная экономическая самостоятельность предприятий должна иметь вспомогательный характер в тех видах деятельности и только на тех участках работы, где они соответствующим образом обусловлены.

Обратимся к рассмотрению всей испытательной практики в последние годы. Провальные проекты, сдвинутые вправо сроки, рост аварийности, потеря научных школ и технологий – все это говорит о том, что «ручное управление», которое мы старательно забываем, далеко не изжило себя.

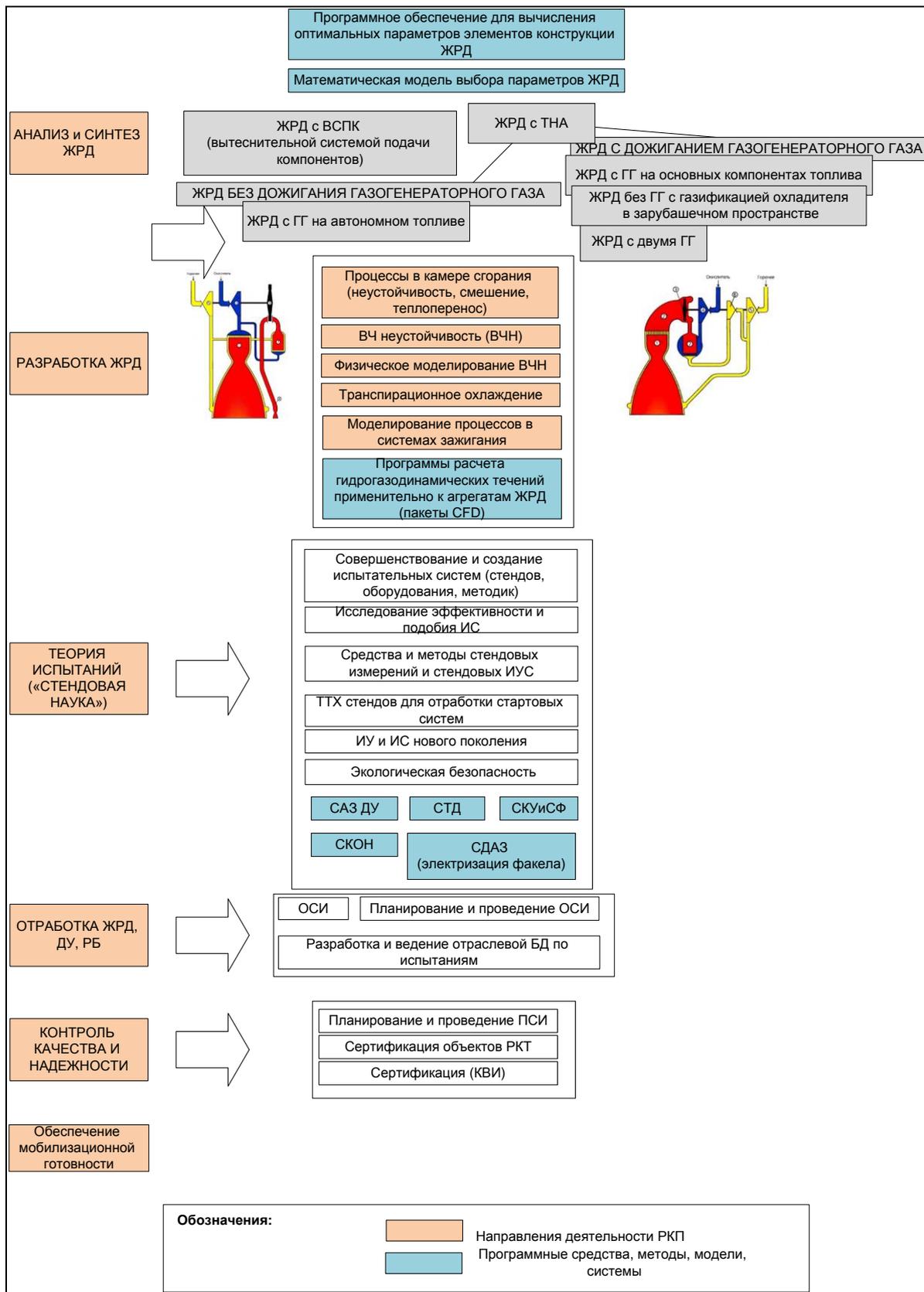


Рис. 1.4. Карта технологий ЭО ЖРД

Да и само сочетание слов «ручное управление» во многом лукаво. Действительно, рыночные механизмы и способы управления предприятиями целесообразны и эффективны, но только там, где существует соответствующая среда и нормативная база.

Известный экономист П.Г. Бунич в недавнем прошлом предупреждал, что непроработанное «насаждение» рыночных способов в отношении сектора «оборонки» сыграет роль «троянского коня». Что, собственно, во многом и происходит.

Ограниченное число объектов управления, ограниченное число различных проектов, отсутствие всего того, что составляет основу рынка, позволяет высказать не совсем «модный» тезис о том, что сейчас нашу отрасль, а еще более понятное здесь – экспериментальную базу следует отреставрировать под жесткую строгую вертикаль управления, если хотите – под модель мобилизационной экономики.

Так что же можно предложить взамен? Опять вызывающее у большинства изжогу жесткое администрирование?

Отнюдь нет. Более уместным здесь представляется построение в отрасли единой системы информационной, технологической, метрологической и контролирующей политики, которая обеспечит единую координацию и согласованную работу всей отрасли.

Так в чем же состоит технико-экономическая основа данного предложения? Мы считаем, что необходимо внедрение в самое ближайшее время базовой платформы из норм и правил, обеспечивающих «сбор» отрасли в единую жестко управляемую научно-техническую структуру, основанную на принципах единообразия технологической, научной, информационной и кадровой политики. В переложении на отраслевую экспериментальную базу можно представить образно данный посыл в виде остроконечной пирамиды (рис. 1.5).

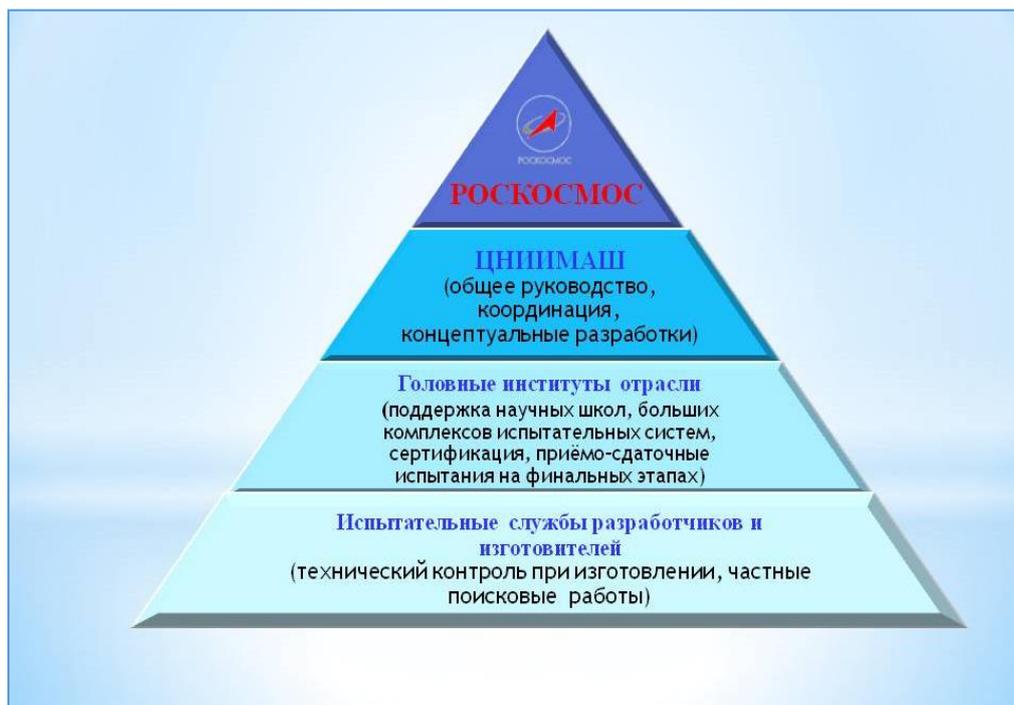


Рис. 1.5. Принцип организации отраслевой экспериментальной базы

Все то, что касается политики и регламентов, о которых говорилось выше, имеет в отрасли по каждому из направлений соответствующие наработки.

В качестве примера приведем данные по формированию и поддержке единого информационного пространства. Его основу составляет цифровая база данных (знаний), соответствующие средства коммуникации и подсистемы, а также программные продукты.

По каждому из выше названных направлений наличествуют соответствующие научно-технические заделы. Одним из направлений, обеспечивающих повышение качества изделий РКТ, несомненно, является широкое внедрение инновационных информационных технологий. Основной методологии, положенной в основу информационных технологий, должна стать система информации о техническом состоянии и надёжности изделий РКТ, которая позволит своевременно обеспечить достоверными сведениями, необходимыми для выполнения работ по повышению уровня технического состояния, качества и надёжности изделий и система менеджмента качества предприятий, участвующих в создании, производстве и эксплуатации изделий ЖРД.

При этом информационные потоки в системе информации должны обеспечивать максимальную оперативность проведения работ по обеспечению оценки уровня качества и надёжности изделий.

Информационные потоки должны включать в себя телеметрическую информацию о результатах испытаний, проводимых на испытательных базах отрасли и предприятий – разработчиков изделий. При этом телеметрическая информация должна сопровождаться обязательными дополнительными информационными документами об изделии на безвозмездной основе, которые определяют особенности создания и производства изделий, порядок сбора, нормативную документацию.

Информационные документы представляются предприятиями создания изделий (в частности, ЖРД) на протяжении ЖЦ и должны стать основой для формирования единой базы данных доступной для всех участников создания объектов ракетно-космической техники. Проект структуры и необходимой информации для формирования базы данных представлен на рис. 1.6.

Создаваемая база данных должна обеспечивать конфиденциальность информации, государственную или коммерческую тайну в соответствии с законами или нормативными правовыми актами РФ.

Основополагающим фактором системы информации должно быть единое информационное пространство. Структурная схема единого информационного пространства, ядром которого должен стать информационно-аналитический центр, представлена на рис. 1.7.

Информационно-аналитический центр посредством внешних каналов связи связан с головными НИИ заказчика, ГНИО по направлению работ, головными предприятиями разработчиками, предприятиями разработчиками составных частей изделий, головными предприятиями изготовителями изделий, предприятиями изготовителями составных частей изделий и эксплуатирующими организациями. Конфиденциальность информации обеспечивается системой криптографической защиты.

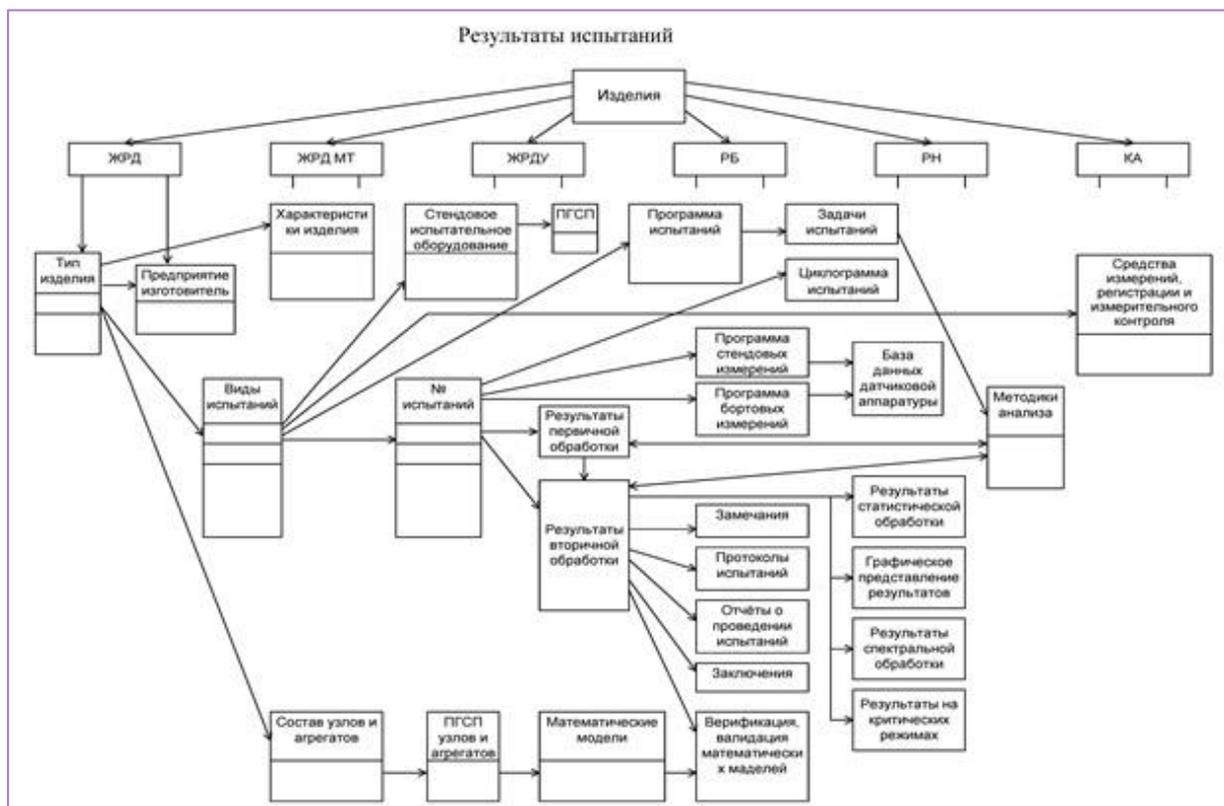


Рис. 1.6. База данных по результатам испытаний и дополнительным информационным документам

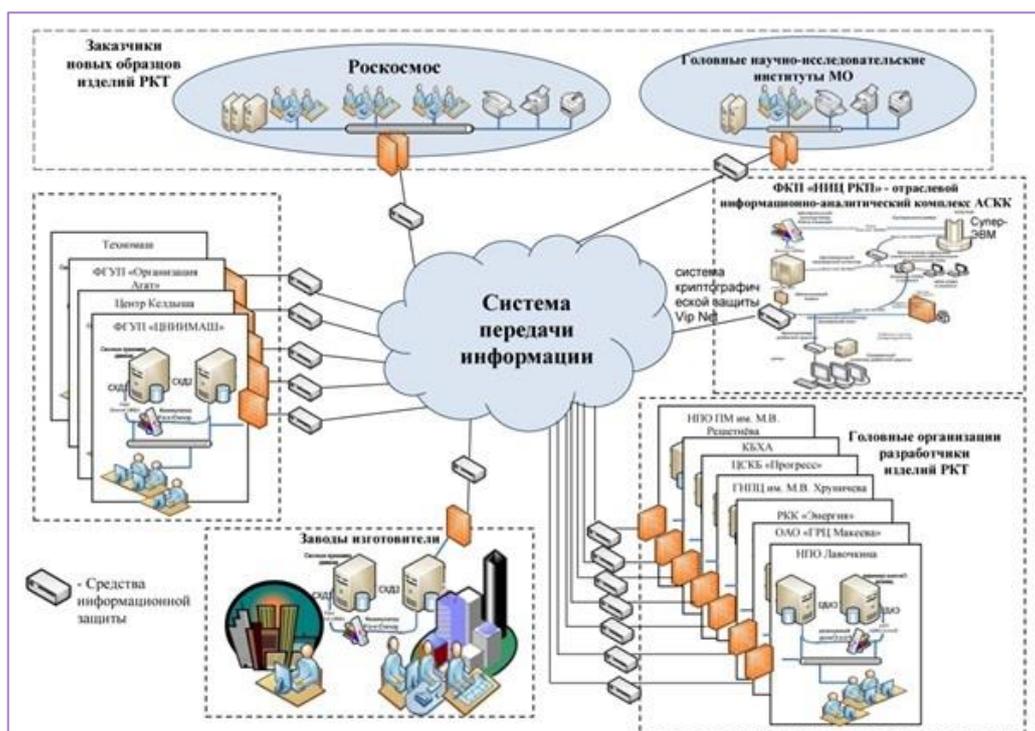


Рис. 1.7. Структурная схема единого информационного пространства

1.2. Технические и научные проблемы экспериментальной отработки

Цели развития отрасли сформулированы в Федеральной космической программе (ФКП) и других госпрограммах. Они также корректируются текущими политическими решениями в соответствии с актуальными вызовами. Проблемы верхнего уровня – организационные и целеполагания.

При построении эффективной системы испытаний к определяющим следует отнести планирование работ, постановку целей, информационное сопровождение испытаний. На любом этапе испытаний не избежать пристального изучения и уточнений в вопросах их информационного обеспечения. Еще 10–15 лет назад информационную составляющую экспериментальных работ определяли эмпирические данные, которые, собственно, и являлись первичной информацией. В настоящее время информационные потоки, способы их получения, анализа и визуализации существенно усложнились.

Актуальность и сложность задач, возлагаемых на существующие и перспективные космические ракетные комплексы, обусловили резкое возрастание объемов информации, поступающей в испытательные центры отрасли (НИЦ РКП, ЦНИИмаш, центры управления полетами, комплексы испытательных стендов разработчиков и заводов-изготовителей, технические и стартовые комплексы космодромов) как при проведении испытаний, так и при штатной эксплуатации космических средств, усиление “жесткости” временных и других ресурсных ограничений на процесс принятия решений. Одновременно необходимо сокращать расходы на разработку техники, обеспечивающей выполнение задач испытаний. В таких условиях качество принимаемых решений зачастую зависит [1.7]:

- от адекватности измерительной информации, получаемой в процессе испытаний ракетно-космической техники, реальному его состоянию;
- своевременности получения и достоверности такой информации;
- возможности своевременной выдачи необходимой разовой команды, циклограммы и контроля их прохождения и выполнения;

- наличия возможности смоделировать поведение объекта испытания как в условиях неопределенности, так и при выдаче тех или иных управляющих воздействий;
- наличия исчерпывающей справочной информации по контролируемому объекту, в том числе с учетом предыстории его проектирования, изготовления, доработки, испытаний и эксплуатации;
- полноты обработанной измерительной информации и вида ее представления, например, в удобном для пользователя мнемоническом 2D- и 3D-формате.

Качество системы информационного обеспечения в значительной мере определяется уровнем автоматизации решения задач мониторинга испытаний объектов ракетно-космической техники. В связи с этим серьезным препятствием для дальнейшего повышения эффективности функционирования системы информационного обеспечения является отсутствие единых унифицированных программных средств оценивания состояния объектов испытания, их отдельных узлов и агрегатов.

В настоящее время достаточно приемлемо решены лишь вопросы первого этапа мониторинга состояния информационного обеспечения – первичной обработки используемых для этого отдельных видов измерительной информации (телеметрической, баллистической, командно-программной, навигационной и пр.) без их системной интеграции. Такая обработка включает выбор необходимых значений измеряемых параметров из общего потока измерений, сжатия данных, отбраковки, дешифрирования, привязки ко времени.

Вопросам автоматизации второго этапа – вторичной обработки или анализа измерительной информации, хотя и уделялось серьезное внимание, но за последние 20-25 лет нельзя отметить сколько-нибудь значительных сдвигов, приведших к кардинальному решению проблемы. Для отдельных элементов ракетно-космической техники существуют версии специального программного обеспечения автоматизированного анализа измерительной информации. Однако временные и трудовые затраты на разработку этих

версий столь велики, а лежащие в их основе методы (и алгоритмы) столь уникальны, что их разработка нецелесообразна, а они сами неприемлемы для широкого круга потребителей (испытательных центров, центров управления полетами, комплексов испытательных стендов разработчиков и заводов-изготовителей, стартовых комплексов, технических комплексов и др.), обеспечивающих как процессы проведения испытаний, так и непосредственно управление разнотипными космическими ракетными комплексами. Указанные недостатки усугубляются еще и тем, что каждый из вышеназванных потребителей информационного обеспечения имеют в своем составе разнообразный по назначению, составу, принципам построения и изготовления широкий спектр программно-аппаратных средств сбора измерительной информации и выдачи команд, в большинстве своем морально и физически устаревших.

Все это обусловлено тем, что в настоящее время недостаточно полно проработаны подходы к оцениванию состояний объекта испытаний на основе унифицированного комплекса программно-алгоритмических средств сбора, интеграции, обработки и анализа измерительной информации. Для таких средств отсутствуют:

- унифицированные информационные технологии сбора, формализации, верификации и коррекции всех необходимых для информационного обеспечения испытаний данных и знаний;
- информационные технологии организации вычислений в составе распределенной системы информационного обеспечения, создания полной системы разнородных математических моделей, адекватных процессам и явлениям испытаний ракетно-космической техники;
- интеллектуальные технологии обеспечения удобного для пользователя интерфейса и диалога с информационной системой, а также отображения (представления) обработанных данных с помощью средств когнитивной (интеллектуальной) графики.

Кроме того, отсутствует единая для всех потребителей автоматизированная базы данных и знаний обо всех этапах жизненного цикла ракетно-космической техники от проектирования до вывода из эксплуатации, что

является основным недостатком существующей системы информационного обеспечения. Это приводит к низкой оперативности получения информации о качестве функционирования и надежности ракетно-космической техники, особенно при возникновении нештатных (аварийных) ситуаций и низкому уровню достоверности и объективности оценки технического состояния и надежности ракетно-космической техники и входящих в ее состав элементов из-за ограниченного доступа ко всей имеющейся у предприятий-разработчиков, изготовителей ракетно-космической техники информации о причинах имеющих замечаний, отказов и аварий, эффективности проведенных доработок, направленных на устранения этих причин.

Указанные недостатки существующей системы информационного обеспечения не позволяют заказывающим организациям оперативно и эффективно осуществлять контроль по вопросам обеспечения безопасной эксплуатации ракетно-космической техники и повышения ее надежности.

Таким образом, в настоящее время особую важность для решения задач информационного обеспечения испытаний ракетно-космической техники приобретает создание унифицированной программной платформы – базового программного комплекса, состоящего из средств сбора, интеграции, обработки и анализа измерительной информации, а также интеллектуальных информационных технологий, обеспечивающих решение задач квалиметрии и кластеризации диагностических образов испытаний ракетно-космической техники [1.7].

В состав унифицированной программной платформы должны входить:

- комплекс программ взаимодействия с источниками сбора измерительной информации;
- комплекс программ подготовки исходных данных и знаний о состоянии объектов испытаний (построение формальной модели объекта испытаний, ее верификация, проверка полноты, корректировка и пр.);

- комплекс программ анализа измерительной информации о состоянии объектов испытаний и формирования рекомендаций по управлению ими;
- комплекс программ имитационного моделирования состояний объектов испытаний;
- комплекс программ архивирования результатов обработки измерительной информации и ее анализа;
- комплекс программ учебно-тренировочных средств, включающих программы обучения и тренировки персонала;
- комплекс программ информационно-справочного обеспечения испытаний ракетно-космической техники, а также обеспечения проведения обучения и тренировки персонала;
- комплекс средств отображения информации коллективного пользования;
- комплекс средств доступа к трактам информационного взаимодействия с потребителями информации.

Интеллектуальные информационные технологии должны включать:

- унифицированные информационные технологии сбора, формализации и коррекции всех необходимых для мониторинга испытаний данных и знаний;
- информационные технологии организации вычислений в составе информационно-вычислительной распределенной среды системы информационного обеспечения, создания полной системы разнородных математических моделей, достаточно адекватных контролируемым процессам и явлениям функционирования объектов РКТ и ориентированных на реализацию в существующей программно-аппаратной среде;
- интеллектуальные технологии обеспечения удобного для пользователя интерфейса и диалога с информационной системой и отображения (представления, визуализации) обработанных данных с помощью средств когнитивной (интеллектуальной) графики.

На этапе планирования испытаний уже сегодня нередко проводятся виртуальные испытания на основе компьютерного моделирования, которые позволяют получать на самом предварительном этапе представительную информацию об объекте и условиях проведения натуральных испытаний. Использование этого приема открывает возможность на реальной основе оптимизировать программу различных видов физических испытаний, что существенно снижает экономические и временные затраты на их реализацию. Внедрение в процессы испытаний так называемых информационно-диагностических комплексов (ИДК) создает принципиально новые условия для использования и получения информации как в ходе испытаний, так и на всех этапах обеспечения жизненного цикла объектов испытаний [1.2].

Сегодня немалое внимание в различных областях науки и техники уделяется суперкомпьютерным технологиям. Суперкомпьютеры терафлопного класса с быстродействием 10^{12} операций в секунду уже не редкость в научных учреждениях и в лабораториях высокотехнологичных предприятий. Однако, как это часто бывает, при интенсивном развитии тех или иных научных или прикладных направлений, увлечение техническими возможностями суперкомпьютеров затмевает ту простую мысль, что суперкомпьютер – это только высокотехнологичный инструмент с большими потенциальными возможностями, но не более того. И логика его применения должна основываться на необходимости реализации следующей последовательности обязательных шагов, которые представлены на рис. 1.8.

Так каким же путем идти, и кто имеет преимущества в развитии суперкомпьютерных технологий?

Опыт использования суперкомпьютеров у нас в стране и за рубежом показывает, что определенные преимущества здесь имеют коллективы, располагающие мощными теоретическими и экспериментальными базами. Без экспериментальной проверки и отработки математических моделей суперкомпьютерные технологии не более чем полуфабрикат, интересный разве что в познавательном и обучающем плане.

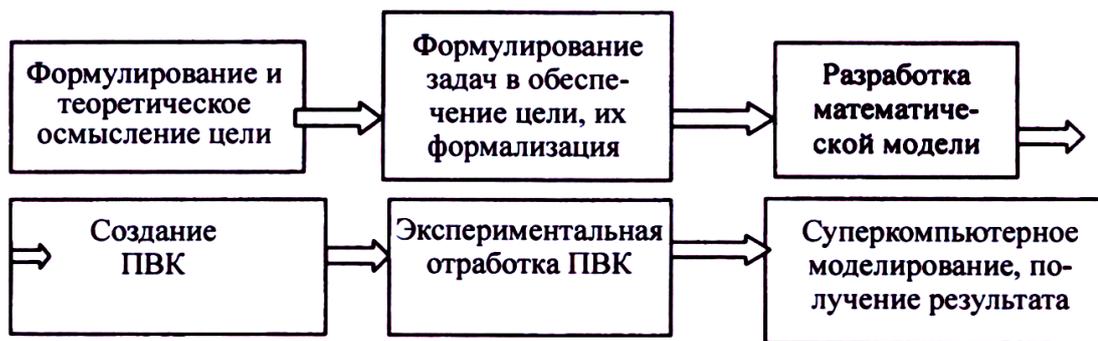


Рис. 1.8. Логика применения программно-вычислительного комплекса (ПКВ)

Перспективным направлением в развитии суперкомпьютерных технологий в ракетно-космической отрасли мы считаем, прежде всего, создание на основе суперкомпьютеров информационно-диагностических комплексов в совокупности с системами хранения цифровых баз данных и баз знаний (рис. 1.9).

Основой ИДК является центр высокопроизводительных вычислений на базе супер-ЭВМ с развитой системой хранения данных, связанный внутренними каналами связи с существующими интегрированными информационно-измерительными и управляющими системами испытательных стендов, средствами метрологического обеспечения и автоматизированными рабочими местами пользователей. Центр высокопроизводительных вычислений должен обеспечить внедрение численного моделирования и инженерного анализа с применением супер-ЭВМ для решения широкого спектра наукоемких задач при проектировании и испытаниях изделий РКТ в целях прогнозирования их работоспособности и безопасности при стендовых и летных испытаниях. Численное моделирование и инженерный анализ обеспечивается использованием современных методов математического моделирования, основанных на решении полной системы уравнений, описывающих процессы ЖРД и систем испытательного стенда в трехмерной постановке.

При создании ИДК должны быть обеспечены унификация и универсализация базовых систем комплекса и их адаптация к задачам

пользователей. Необходимо предусмотреть перспективное наращивание информационных ресурсов комплекса, расширение круга пользователей и классов решаемых задач, разработать комплексную систему информационной безопасности и конфиденциальности для пользователей информационными ресурсами ИДК на всех этапах создания и эксплуатации образцов РКТ [1.7].

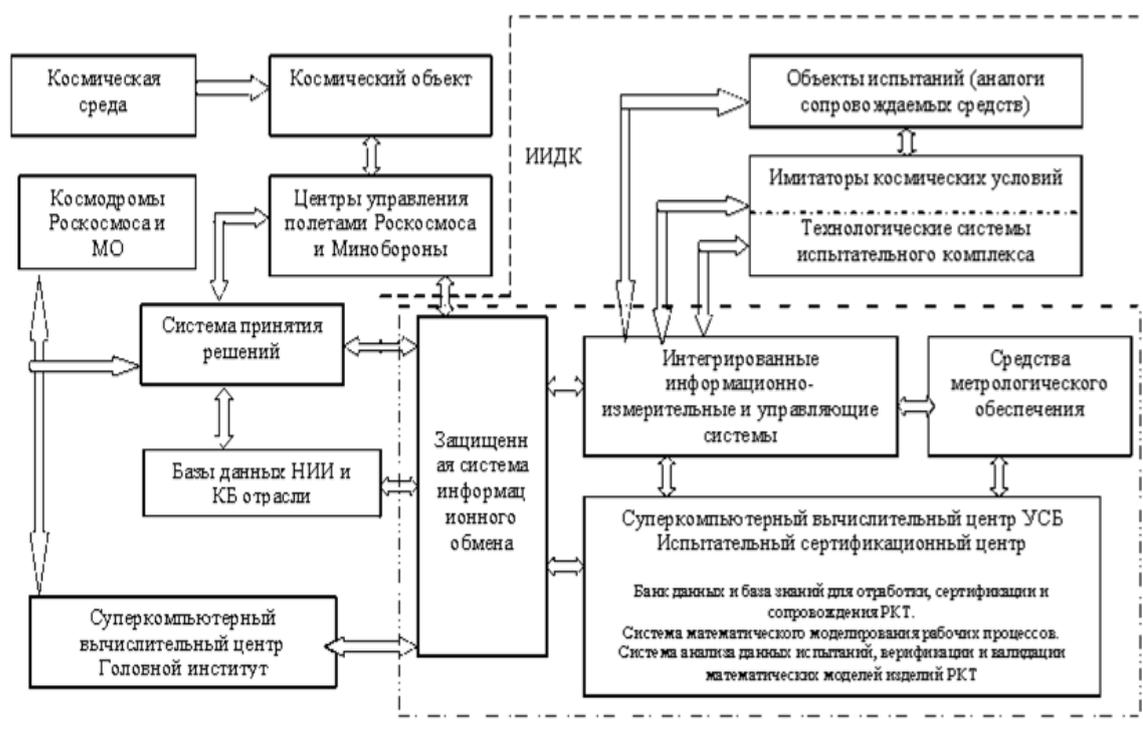


Рис. 1.9. Структурная схема организации интеллектуализированного информационно-испытательного диагностического комплекса (ИИДК) для испытаний (сертификации) и сопровождения эксплуатации космических систем

Сегодня перед Федеральным космическим агентством ставятся следующие задачи:

- 1) парировать тенденции к снижению качества изделий РКТ и к росту аварийности на фоне реорганизации организаций Роскосмоса;
- 2) существенно сократить сроки обоснования, проектирования, разработки, строительства РКТ (один из способов – замена части промежуточных этапов создания образцов РКТ и испытаний

«цифровыми объектами» и математическим моделированием), что вызвано, в частности, неснижением темпов развития РКП России по сравнению с основными зарубежными странами;

- 3) приступить к реализации научных программ (НП) «Изучение дальнего космоса», при этом комплексировать ведущиеся проекты Роскосмоса по привлекаемым ресурсам и создаваемым изделиям РКТ (например, ставится задача максимально использовать задел по лунной программе, по созданным системам РН «Энергия» или ЯРД) с целью рационального расходования средств и уменьшения рисков.

Для НИЦ РКП, кроме того, важно решить собственные проблемы ЭО, порожденные, в частности, материальным и моральным износом стендового оборудования ведущего (единственного) испытательного центра Роскосмоса по ЖРД и ДУ ступеней РН и РБ, а также пополнения кадровым потенциалом.

Автоматизация ради автоматизации – порочный путь, ведущий к бюджетным растратам и технологическому отставанию. В области ЖРД помимо ФКП и других законодательных документов направление развития отрасли регламентируются техническими нормативными документами.

Ведущей организацией Роскосмоса в области ракетного двигателестроения является ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», которая определяет перспективы развития отечественных космических средств выведения (рис. 1.10) [1.19]. Образцы РКТ, планируемые к созданию и проведению их стендовой отработки, представлены на рис. 1.11.

На следующем уровне условно представляемой структурной схемы целей и задач (ССЦР) разумно расположить технические и научные проблемы и, ниже, способы их решения.

К актуальным техническим проблемам относятся:

- совершенствование и автоматизация отраслевой оценки качества объектов РКТ;
- создание и внедрение на базе ИДК, рассмотренной в [1.7], автоматизированной системы контроля качества (АСКК) ЖРД;

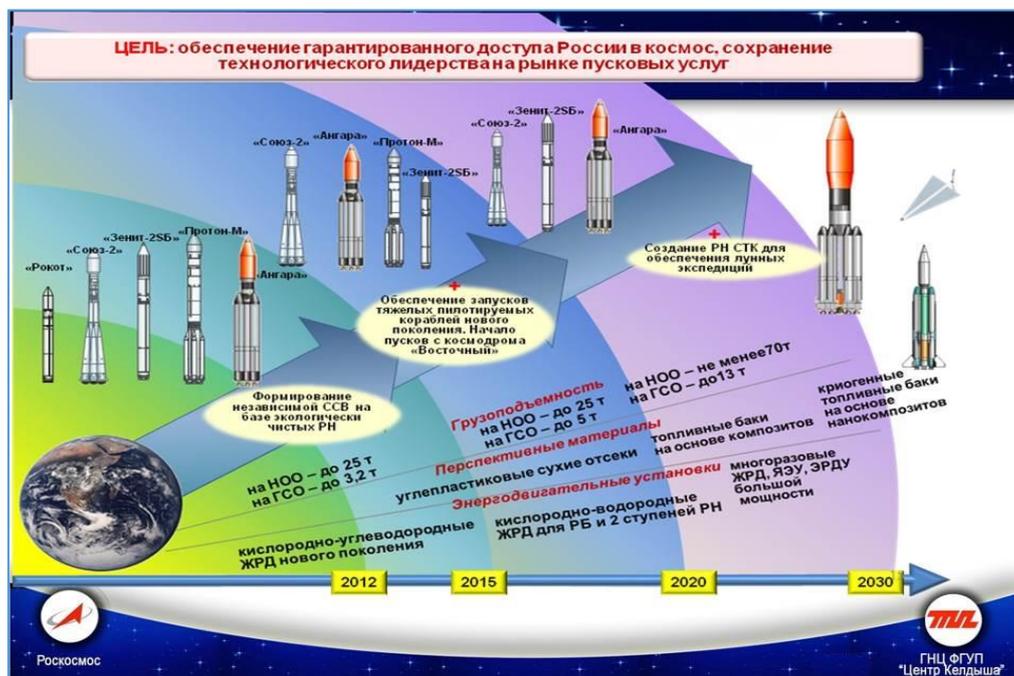


Рис. 1.10. Перспективы развития отечественных космических средств выведения

№	Название ДУ, ЖРД, КА	Двигатель	Компоненты топлива	Место испытаний
1	II ступень РН «Ангара 1.2 »	РД-0124	Керосин-кислород	ИС-102 НИЦ РКП
2	РН по ОКР «Сармат», ХСИ первой и ОСИ второй ступени	-	Гептил-амил	ИС-101 НИЦ РКП
3	РБ «Двина-КВТК»	РД0146Д	Водород-кислород	ИС-106 НИЦ РКП
4	РБ КВСТК для РН сверхтяжелого класса	РД0146	Водород-кислород	ИС-106 НИЦ РКП
5	РД0146Д высотные и ресурсные испытания	РД0146	Водород-кислород	ИС-106 НИЦ РКП
6	РД0120 ресурсные и приемосдаточные испытания	РД0120	Водород-кислород	ИС-106 НИЦ РКП
7	РД0162, РД0164 ресурсные и приемосдаточные испытания	РД0162, РД0164	СПГ - кислород	ИС-106 НИЦ РКП
8	РД193, РД175 ресурсные и приемосдаточные испытания	РД193, РД175	Керосин-кислород	ОАО «Энергомаш»
9	ДУ КА «Луна-Глоб», и др.	КТД С5.154.0000 ДМП 255У.487.00	Гептил-амил	ИС-101 НИЦ РКП
10	I ступень РН сверхтяжелого класса	РД-171	Керосин-кислород	УКСС (космодром «Восточный»)
11	II ступень РН сверхтяжелого класса	РД-0120	Водород-кислород	УКСС (космодром «Восточный»)
12	РН сверхтяжелого класса	РД0162, РД0164	СПГ - кислород	ИС-102 НИЦ РКП, УКСС

Рис. 1.11. Образцы РКТ, планируемые к созданию и проведению их стеновой отработки

- автоматизация сбора и анализа информации о техническом состоянии наземного технологического оборудования технических и стартовых комплексов, заправочных, заправочно-нейтрализационных станций РН и КА на космодромах Роскосмоса для оценки их готовности к летным испытаниям;
- внедрение более совершенных и информационных устройств в системах аварийной защиты испытаний ЖРД, усовершенствованных систем контроля опасных накоплений взрывоопасных газов, управления, сбора и анализа информации об объектах испытаний (в частности, на основе бесконтактных преобразователей – датчиков магнитного поля (ДМП), радиоизотопных или оптоволоконных датчиков);
- модернизация существующей ЭБ отрасли для испытаний и ЭО ракетных двигателей нового поколения и ДУ ступеней РН среднего и сверхтяжелого классов (СТК) на компонентах сжиженный природный газ (СПГ) и жидкий кислород, требующая создания соответствующей инфраструктуры получения, транспортировки, хранения и подачи СПГ на ИК, а также создание комплекса стенд-старт на космодроме Восточный для обеспечения ОСИ и летных испытаний РН СТК и ее блоков.

Указанные научные проблемы связаны с отсутствием на предприятии и в отрасли единой и практичной в использовании методологии, включающей нотацию, программные средства, практику, подготовленный персонал, которая поддерживает системноинженерное мышление в управлении ЖЦ сложных технических систем (INCOSE, SEMAT, ISO 15288, ISO 42010, ISO 15926, ISO 81346, OMG Essence) и требуют совершенствования нормативных документов (ГОСТ РВ, РК), не в полной мере отвечающих современным и перспективным требованиям разработки технических заданий (ТЗ), эскизных и технических проектов (ЭП и ТП), а также другой документации и, в частности, артефактов проектирования, на разных этапах ЖЦ, которые, в свою очередь, в соответствии с издержками вызывают дублирование, трату ресурсов и затрудняют внутриведомственное и внешнее взаимодействие с контрагентами.

Кроме того, обеспечение ЭО вновь создаваемых ЖРД и ДУ требует:

- проведения НИОКР по совершенствованию технологии наземных испытаний с имитацией штатных условий эксплуатации;
- адаптации ИДК, систем контроля качества и нормативной документации к изменившимся условиям;
- разработки технического облика и структуры новых автоматизированных систем управления рабочими процессами, контроля качества и сбора информации;
- поиска прорывных технологий в РКП и сохранение задела по ключевым вопросам ЭО ЖРД и ДУ.

Автоматизация отраслевой оценки качества объектов РКТ. Сегодня ФКП «НИЦ РКП» предлагает инновационное решение для автоматизированной оценки качества объектов РКТ. На первом этапе предлагается создать автоматизированную систему контроля качества (АСКК) ЖРД.

Опытный образец АСКК ЖРД обеспечит:

- сбор и хранение данных, формирование по единым образцам, их обработку и анализ, систематизацию, поиск и отображение результатов обработки данных;
- сравнение полученных значений, обработанных данных с приемосдаточными показателями изделий и соответствия параметров на изделия, заданным в технических требованиях или технических условиях;
- подтверждение достаточности и полноты отработки изделий;
- создание базы знаний по конкретному изделию;
- создание целостной системы контроля качества изделий РКТ.

На рис. 1.12 показана концепция построения автоматизированного комплекса контроля и управления рабочими процессами ЖРД в ФКП «НИЦ РКП», которая является подсистемой отраслевой системы.

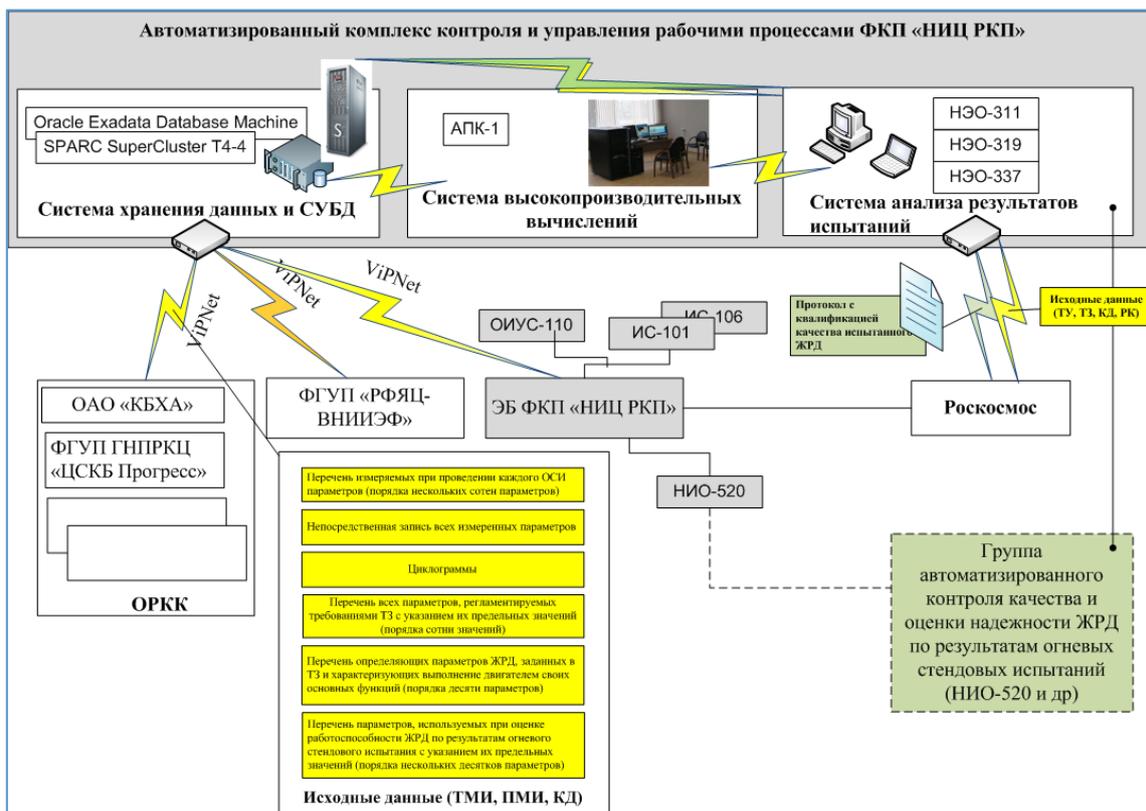


Рис. 1.12. Концепция автоматизированного комплекса контроля и управления рабочими процессами ФКП «НИЦ РКП»



Рис. 1.13. База данных (знаний) АСКК ЖРД

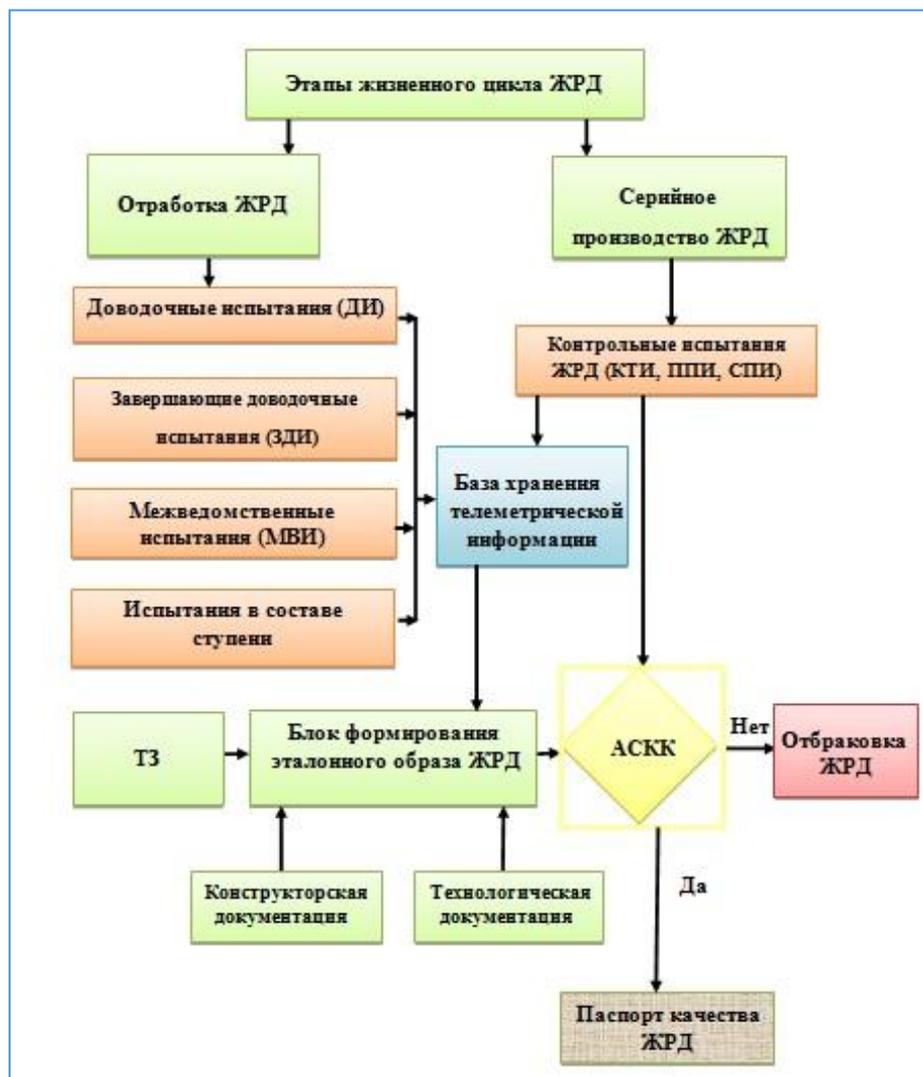


Рис. 1.14. Структурная схема АСКК ЖРД при наличии информации об отработке изделия на всех этапах жизненного цикла

На рис. 1.13 и 1.14 приведены схема базы данных (знаний) АСКК ЖРД и структурная схема АСКК ЖРД при наличии информации об отработке изделия на всех этапах жизненного цикла.

Для оценки готовности систем космодромов Плесецк, Байконур и Восточный к летным испытаниям необходимо также обеспечить автоматизацию сбора и анализа информации о техническом состоянии наземного технологического оборудования технических и стартовых комплексов, заправочных, заправочно-нейтрализационных станций РН и КА с созданием соответствующей автоматизированной системы.

Мероприятия по обеспечению качества и развития тенденции по снижению аварийности испытаний объектов РКТ. В условиях реформирования РКП, когда происходят изменения в управлении отраслью, её структуре, с одновременным перераспределением функций между Роскосмосом и Объединенной ракетно-космической корпорацией (ОРКК), указанные вопросы по предотвращению дальнейшего снижения качества и развития тенденций к росту аварийности объектов РКТ приобретают критическое значение и являются недопустимыми.

Внимание к проблеме качества РКТ в переходный период реформирования отрасли и в дальнейшем особенно важно, когда ещё имеется возможность чётко определить задачи и границы ответственности Роскосмоса и ОРКК при создании РКТ, а также полномочия предприятий для их функционирования в новых условиях хозяйствования и партнёрских отношений.

Существующие системы контроля качества базируются на действующей в отрасли нормативной документации (ГОСТы и ОСТы). Несмотря на их эффективность в прошлом, в настоящее время они требуют адаптации к изменяющимся условиям. В РКП, как высокотехнологической отрасли, уже давно назрела необходимость использования автоматизированных процедур проектирования, производства и контрольных испытаний с оценкой качества изделий РКТ с целью обработки больших массивов информации и принятия по результатам её обработки объективных решений по качеству РКТ.

Нельзя сказать, что данная постановка задачи в космической отрасли является новой. Её решению посвящено немало исследований в ведущих предприятиях отрасли [1.2, 1.3, 1.20]. Так, например, ещё в 1998 г. в монографии А.К. Недайводы [1.20] с системных позиций были изложены технологические основы, методы и средства обеспечения качества изделий РКТ, представлена концептуальная модель системы управления качеством изделий РКТ, предполагающая автоматизированную обработку данных. Очень перспективным является подход, при котором результаты контрольно-технологических испытаний (КТИ) конкретного экземпляра

ЖРД сравниваются с идеальной моделью функционирования ЖРД данного типа [1.17]. Тем не менее, несмотря на усилия, предпринимаемые предприятиями отрасли, общего перелома в тенденции значительного уменьшения аварийности в отрасли добиться не удалось.

Опираясь на теоретические результаты исследований в области сложных динамических диссипативных систем, некоторые специалисты приводят вполне определённые доводы, показывающие, что в случае, когда такая система (в нашем случае – создающая РКТ) находится в неустойчивом состоянии, усилия и затраты на средства прогнозирования траектории её функционирования (контроль качества), будут несопоставимо большими, чем когда система находится в стационарном состоянии.

Т.е. развитие систем контроля качества является необходимым, но недостаточным условием снижения тенденции аварийности. Для эффективной её работы необходимо, чтобы сама система создания РКТ находилась в стационарном состоянии.

Хотя приведенные ниже рассуждения могут носить несколько общий характер, невозможно отрицать, что за ними лежат фундаментальные физические законы. В их основе лежат результаты работ учёных, посвятивших себя исследованию сложных динамических систем: И. Пригожина, В.И. Арнольда, Н.Н. Семёнова и многих других [1.4, 1.24].

В кратком изложении их основные положения заключаются в следующем. Для любой сложной технической системы действуют фундаментальные физические законы эволюции от прошлого к будущему. Изолированная система эволюционирует к равновесному состоянию, связанному с исчезновением порождающих её причин и характеризующимся максимальной энтропией. Однако система может находиться в «стационарном состоянии», при котором энтропия системы не изменяется. Изменение энтропии со временем связано с взаимодействием вкладов двух типов: «поток энтропии», зависящим от обмена системы с окружающей средой, и «производством энтропии», обусловленным необратимыми процессами внутри самой системы. В стационарном состоянии положительное производство энтропии компенсируется

отрицательным потоком энтропии, т.е. активность, производящая энтропию и ведущая фактически к деградации системы, постоянно нивелируется за счёт обмена с окружающей средой. Состояние равновесия соответствует частному случаю, когда и поток, и производство энтропии обращаются в нуль.

Что происходит, когда интенсивности потока отрицательной энтропии недостаточно для поддержания системы в стационарном состоянии? Дальнейшие рассуждения связываются с качественно отличными типами функционирования систем, возникающими на вполне определённых интенсивностях потоков отрицательной энтропии, поддерживающих активность, связанную с производством энтропии. А именно речь идёт о неравновесных «диссипативных структурах». Неравновесные связи и ограничения допускают возникновение новых состояний систем, свойства которых резко контрастируют со свойствами равновесных состояний. По теореме о минимальном производстве энтропии, сформулированной И. Пригожиным, стационарное состояние соответствует минимальному производству энтропии, совместимому с данной связью. Однако стоит переступить порог неустойчивости, как ситуация меняется. При этом неравновесная связь уже не «объясняет» производство энтропии, ибо такие системы производят её больше, чем это следует из теоремы. Неравновесная связь даёт лишь необходимое условие для возникновения сильно неравновесного порядка.

Сильно неравновесные ситуации приводят к таким понятиям, как чувствительность к начальным условиям. Чувствительность связывает то, что физики традиционно разделяли – определение системы (её составом, отношением с окружающей средой, взаимодействием между компонентами и теми следствиями, к которым эти взаимодействия приводят) и вычисление активности (производство энтропии) системы в зависимости от её удалённости от равновесия. От того насколько система далека от равновесия, зависит, как следует описывать отношения системы с окружающей средой.

Понятие неустойчивости также связано с проблемой чувствительности, на этот раз – чувствительности системы к своим собственным флуктуациям. Системами, в которых неконтролируемые флуктуации могут усиливаться и играть решающую роль, невозможно управлять по своему усмотрению. К числу таких систем относятся и сильно неравновесные системы. Таким образом, неустойчивость означает, что флуктуации могут перестать быть просто «шумом» и превратиться в фактор, направляющий глобальную эволюцию системы. То же событие, та же флуктуация могут быть вполне пренебрежимыми, если система устойчива, и стать весьма существенными, если система под действием неравновесных связей переходит в неравновесное состояние.

В критических пороговых точках (в точках бифуркации), поведение системы становится неустойчивым и может эволюционировать к нескольким альтернативам, переход к которым носит вероятностный характер и никакое «приращение знания» не позволит определённо предсказать, какую альтернативу изберёт система. Чтобы увеличить интервал времени, в течение которого можно предсказать траекторию движения системы, необходимо увеличивать точность, с которой задано начальное состояние. Причём, как показывает теория затраты на усилия в сторону увеличения прогнозных возможностей носят экспоненциальный характер.

Разумеется, можно изменить данное положение вещей, не увеличивая наше знание о системе, а существенно трансформируя саму систему.

Данные теоретические положения приведены с целью показать, что фундаментальные законы действуют и на жизненные циклы РКТ. Создание, производство и эксплуатация изделия РКТ, является сложнейшей динамической системой, функционирование которой определяется сотнями тысяч переменных и десятками тысяч связей между её элементами, в подавляющем большинстве нелинейными. То, что данная система является диссипативной не вызывает сомнений, при отсутствии надлежащего потока отрицательной энтропии она деградирует. Причём достаточно быстро. В качестве примера можно привести проект создания комплекса «Энергия-Буран», в котором на сегодня технология, оснастка,

кооперация изготовителей узлов и элементов, квалифицированные научно-технические кадры, знающие как это делать и т.д., во многом утеряны.

Для того, чтобы данная система функционировала как хорошо отлаженный механизм, необходимы, как это было в первые десятилетия таких проектов, как «Союз» и «Протон» мощные вливания отрицательной энтропии, выраженные финансовыми, кадровыми, технологическими, научными и т.п. ресурсами. Учитывая огромное внимание со стороны государства к ракетной технике на этапе её создание этого было в избытке. Неудивительно, что долгие годы системы, определяющие производство и эксплуатацию этих носителей, находились в стационарном состоянии.

Со временем, а особенно в последние годы этот поток значительно ослабел. Это связано как с объективными, так и с субъективными причинами (роль космических исследований в политике государства значительно снизилась). Объективные причины, связаны с оттоком квалифицированных кадров, отсутствием мотивации у научных кадров, изменениями в технологии и материалах, накапливающимися модернизациях, приводящих к изменениям входных условий функционирования системы.

Снижение потока отрицательной энтропии и объективное изменение начальных условий (проектам уже более 50 лет) привели к тому, что из стационарного состояния, системы изготовления изделий РКТ перешли неустойчивое положение. Как было показано выше, для неустойчивых, чувствительных к начальным условиям систем никакие усилия в области повышения эффективности контроля качества, целью которых как раз и является уточнение начальных условий, не решат проблему полностью.

Во-первых, контроль качества изделий РКТ охватывает только малую часть входных параметров, во-вторых, поскольку система уже вошла в неустойчивое, чувствительное к малейшим изменениям начальных условий, то любой фактор (по большей части человеческий – неправильно установили датчик, перелили топливо в баки при заправке, не сняли фаски с отверстий и т.п.) может привести к непредсказуемым последствиям.

Ещё одним фактором, изначально приводящим систему в неустойчивое состояние, являются сроки разработки. Прежние носители разрабатывались очень быстро. От начала проектирования до начала эксплуатации проходило несколько лет (3-5). За это время начальные условия не претерпевали существенных изменений. Растягивание сроков разработки (яркий пример проект «Ангара» – разработка тянется уже 20 лет) приводит к существенному изменению начальных условий - работы начинаются при одном уровне науки и техники, а заканчиваются при другом. В условиях существенно ограниченного потока отрицательной энтропии, данное обстоятельство делает систему изначально неустойчивой. Решения морально устаревают, не успев воплотиться в жизнь.

Ситуация в НПО «Энергомаш» достаточно стабильна благодаря тому, что оно разработало и производит одну линейку двигателей. Стабильные финансовые вливания, благодаря продаже РД-180 в США (по крайней мере, до последнего времени), научно-технический задел выдающей двигательной школы, относительно небольшие кооперационные связи позволяют оставаться системе производства двигателей в достаточно стабильном состоянии. На предприятии должным образом налажена система контроля качества продукции, дополненная автоматизированным сравнением результатов испытаний двигателя с его идеальной моделью.

Таким образом, рассмотренный вопрос требует серьезной научно-методической проработки. При этом следует учесть следующее:

1. Как сложная диссипативная динамическая система, система производства изделий РКТ имеет ограниченный период существования, определяемый фундаментальными законами природы.
2. Для большего периода стабильного существования система должна создаваться за время относительно неизменных входных условий и поддерживаться гарантированным уровнем ресурсов (отрицательной энтропией).

3. Рост отказов означает, что система близка к неустойчивому состоянию, при котором никакие системы контроля не помогут. Они эффективны лишь в условиях стабильного состояния системы.
4. Подобно другим областям науки и техники, производство и сами изделия РКТ должны периодически обновляться и быть подчинены целям, интересным для учёных, инженеров и самому обществу.

1.2. ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБЪЕКТОВ РКТ

При наземной отработке ЖРД, ДУ разгонных блоков и ступеней РН безопасность испытаний и предотвращение нештатных ситуаций обеспечивается системой аварийной защиты, которые в современных ИУС охватывают до 60 % аварийных ситуаций [1.7].

В настоящее время к САЗ предъявляются следующие требования: возможность управления исправным и аварийным двигателем; высокая скорость, надежность и эффективность срабатывания; применение цифровых информационных технологий, стандартных алгоритмов и универсальной аппаратуры, минимизация массы системы. При этом САЗ должна обеспечивать для многодвигательных установок коэффициент охвата аварийных ситуаций не менее 0,9 при вероятности отсутствия ложных команд не менее 0,995.

Принципы построения и основные пути совершенствования САЗ ЖРД и ДУ с целью увеличения быстродействия аппаратуры и коэффициента охвата аварийных ситуаций будут подробно рассмотрены в главе 4. При этом следует отметить, что традиционные методы исследования характеристик рабочего процесса в КС и ГГ ЖРДУ не в полной мере удовлетворяют современным и перспективным требованиям, могут вносить возмущения в рабочий процесс и не всегда пригодны для создания системы управления и

САЗ, мгновенно реагирующей на изменения рабочего процесса. С целью устранения указанных недостатков в последнее время разрабатываются нетрадиционные и особенно бесконтактные методы диагностики, основанные, например, на электрофизических и электромагнитных явлениях, поскольку их параметры в значительной степени зависят от качества рабочих процессов и состояния проточной части ЖРД.

Первое упоминание об использовании электрофизических параметров продуктов сгорания (ПС) реактивной струи турбореактивного двигателя (ТРД) приведено в работе [1.2], в которой рассматриваются исследования процессов повышенного износа и разрушений ТРД электростатическим методом. Указанные исследования проводились в технологическом институте ВВС США (Air Force Institute of Technology) с 1970 года. В течение десяти лет были созданы наземная и бортовая системы диагностики работы ТРД.

Электростатический метод диагностики применительно к оценке качества функционирования ЖРДУ был развит в работах [1.3 – 1.5]. Предпосылкой использования данного метода диагностики явился тот факт, что процессы горения большинства встречающихся на практике топливных композиций протекают при достаточно высокой температуре (3000 ...4000 К). В связи с этим во фронте пламени имеют место процессы ионизации, а в продуктах сгорания присутствуют как положительно, так и отрицательно заряженные частицы – ионы.

По своей природе сопровождающие процессы горения электрические явления подразделяются на собственные и внешние. Причем первые обусловлены естественным, а вторые – искусственным разделением заряженных частиц в пламени. Собственные электрогазодинамические процессы возникают вследствие различной подвижности ионов и электронов, что приводит к диффузионному разделению зарядов и к образованию в пламени электрического поля [1.1]. В процессе обтекания содержащим ионы потоком элементов газодинамического тракта ЖРД на границе раздела «ионизированный газ» – «стенка» образуется слой определенным образом ориентированных ионов, обуславливающий

соответствующее перераспределение ионной структуры поверхностного слоя в материале стенки, в результате чего последняя электризуется и приобретает некоторый потенциал.

Существенным недостатком электростатического метода является нарушение целостности конструкции проточной части для установки электростатического зонда, поэтому для разработки перспективных САЗ целесообразно использовать бесконтактные методы на основе измерения параметров поверхностных электромагнитных полей [1.5, 1.6]. В НПО «Измерительная техника» были разработаны датчики магнитного поля, позволяющие диагностировать рабочие процессы в ЖРД бесконтактным способом.

В рамках проведения НИР в ОАО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко» была проведена серия огневых испытаний на модельной установке 11Д520.Э.722-4288 с вводом частиц АМг-6 для исследования процесса разгара лопаток турбины ТНА двигателя РД191.

Проведённые с помощью датчиков магнитного поля (ДМП) с частотой опроса до 20 кГц измерения параметров амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) магнитного поля после экспериментального подтверждения могут стать малоинерционным диагностическим признаком возникновения нештатных ситуаций, в первую очередь, процессов разгара газового тракта турбонасосного агрегата. При этом не потребуется нарушения конструктива газовых трактов ЖРДУ.

Для исследования процесса возникновения разгара лопаток осуществляется подача частиц в трубопровод окислителя. В качестве инициаторов возгорания используются частицы из сплава АМг-6 с размером частиц 0,16...0,2 мм. Выбор порошка АМг-6 обусловлен тем, что из сплавов на основе алюминия изготавливаются отдельные элементы конструкции ЖРД, в частности корпус турбонасосного агрегата и топливные баки ракеты. Кроме того, частицы этого сплава, попадая в высокотемпературный поток, могут воспламеняться, оставляя при этом светящиеся треки. Тем самым, представляется возможным получить информацию, подтверждающую наличие в газовом потоке частиц конденсированной фазы.

Ввод частиц осуществляется в трубопровод подачи окислителя перед смесительной головкой специальным пневмоуправляемым устройством. Масса частиц, загружаемых в устройство, составляет 150 мг. Момент впрыска частиц задается в соответствии с циклограммой испытания.

Поскольку вводимый в рабочее тело ЖРД порошок имитирует двухфазный поток, образованный в результате прогара элементов конструкции ЖРД, то, очевидно, что в реальных условиях массовая доля частиц должна быть невелика. Поэтому основное внимание уделено организации стабильной подачи при минимальных расходах.

Измерения параметров магнитных полей и их спектральный анализ осуществляются в соответствии с блок-схемой (рис. 1.15).

Регистрация сигнала осуществлялась от двух датчиков ДМП1 и ДМП2 на штатную аппаратуру АРБП (полоса пропускания до 16 кГц). Вторичная обработка проводилась с использованием программного продукта WinPos.

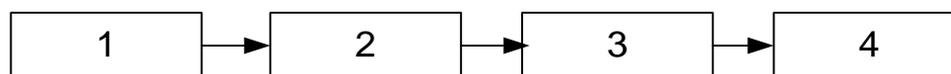


Рис. 1.15. Блок-схема измерения параметров магнитных полей:

- 1 – малозумящий индуктивный датчик (ДМП);
- 2 – преобразователь сигнала;
- 3 – аппаратура регистрации быстроменяющихся процессов (БМП);
- 4 – аппаратный комплекс обработки сигналов

В результате были зафиксированы следующие результаты по ДМП1 (рис. 1.16) и ДМП2 (рис. 1.17).

В ходе данного испытания возгорание образцов не произошло, незначительные изменения на графиках вызваны изменением температуры во время работы установки. В качестве результата данного испытания можно рассматривать получение фонового сигнала.

Было проведено испытание на возгорание образцов в среде генераторного газа (давление и температура 670⁰С) с вводом частиц из сплава АМг-6 массой 150 мг и размером частиц 0,16...0,2 мм со временем впрыска ~ 10 с на 50...60 с.

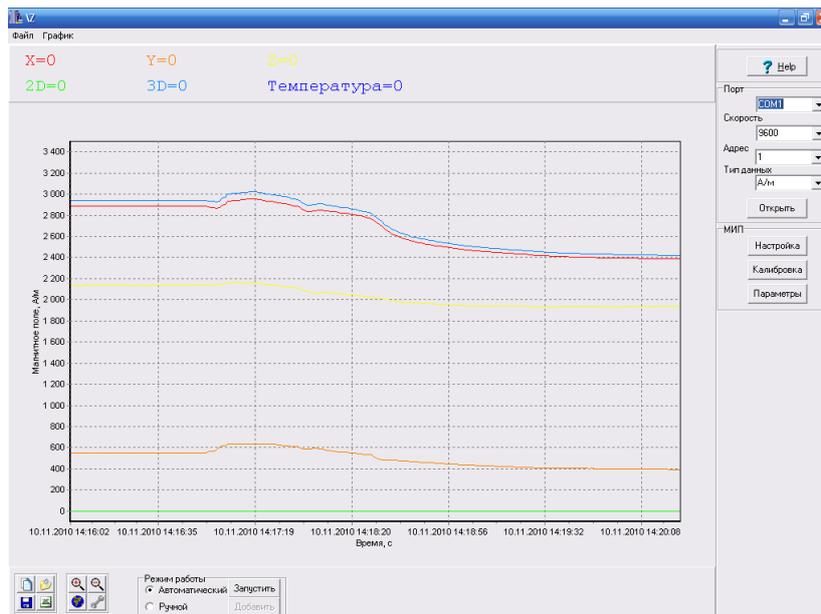


Рис. 1.16. Результаты по ДМП1

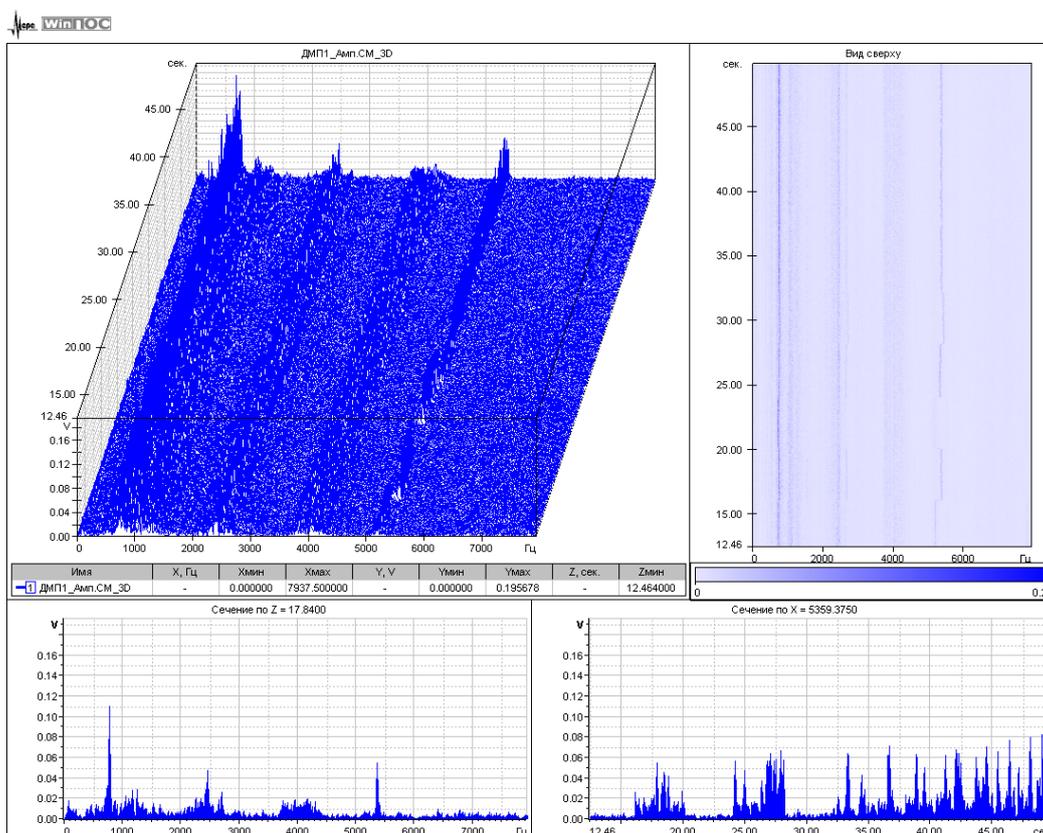


Рис. 1.17. Результаты по ДМП2

В результате были зафиксированы следующие результаты по ДМП1 (рис. 1.18).

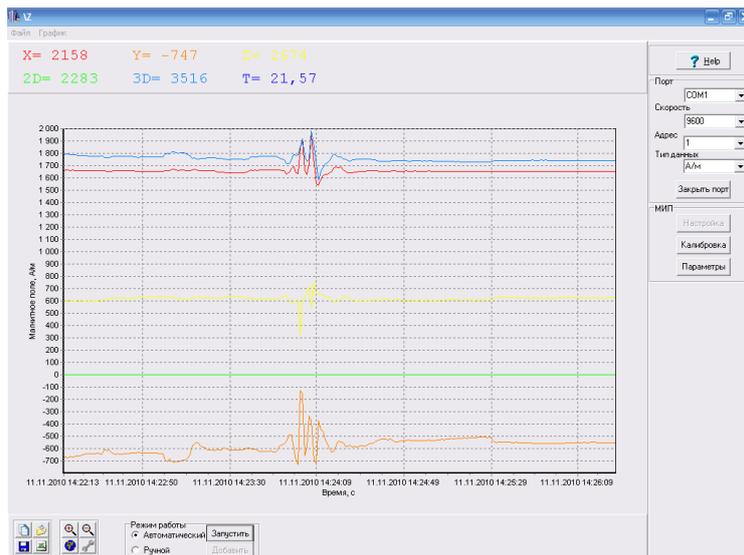


Рис. 1.18. Результаты ввода частиц в среду генераторного газа

На рис. 1.19 приведена временная зависимость сигнала, полученного с ДМП2. Здесь следует отметить нарастание амплитуды сигнала на интервале времени 50-60 с, обусловленное, по-видимому, процессом ввода частиц.

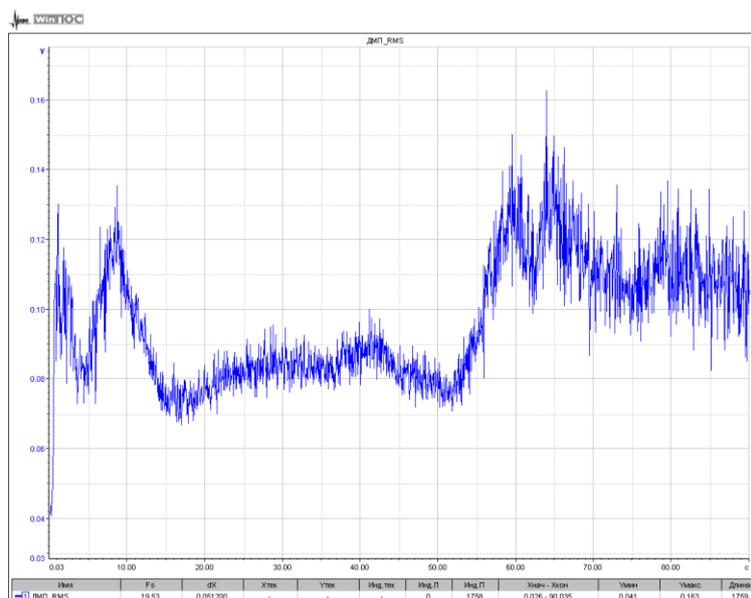


Рис. 1.19. Сигнал с ДМП2 во времени

На рис. 1.20 представлен трёхмерный спектр сигнала с ДМП2. Здесь интенсивность магнитного поля увеличивается в связи с пролётом разогретых частиц в интервале времени с 55 с по 60 с, что можно объяснить пролётом разогретых частиц. Пик интенсивности магнитного поля

наблюдается на частоте 4628 Гц, что соответствует началу разгара образцов на 59 с.

На рис. 1.21 представлены два спектра. Синим цветом изображен суммарный спектр сигнала на временном интервале 48-49 с. (до ввода частиц), зелёным цветом представлен спектр сигнала, соответствующий процессу разгара образцов, в интервале 59-60 с.

Видно, что на частоте 4629 Гц в интервале времени 59-60 с амплитуда сигнала ДМП2 возросла более чем в 7 раз.

Результаты проведённых экспериментов показали, что при моделировании нештатного развития рабочего процесса в газовом потоке (вызванного пролетом горячих частиц) из-за изменений характеристик ионизации газового потока происходит изменение АЧХ магнитного поля на металлической поверхности газового тракта.

Указанные эксперименты проводились при условии использования в качестве топлива углеводородного горючего – керосина.

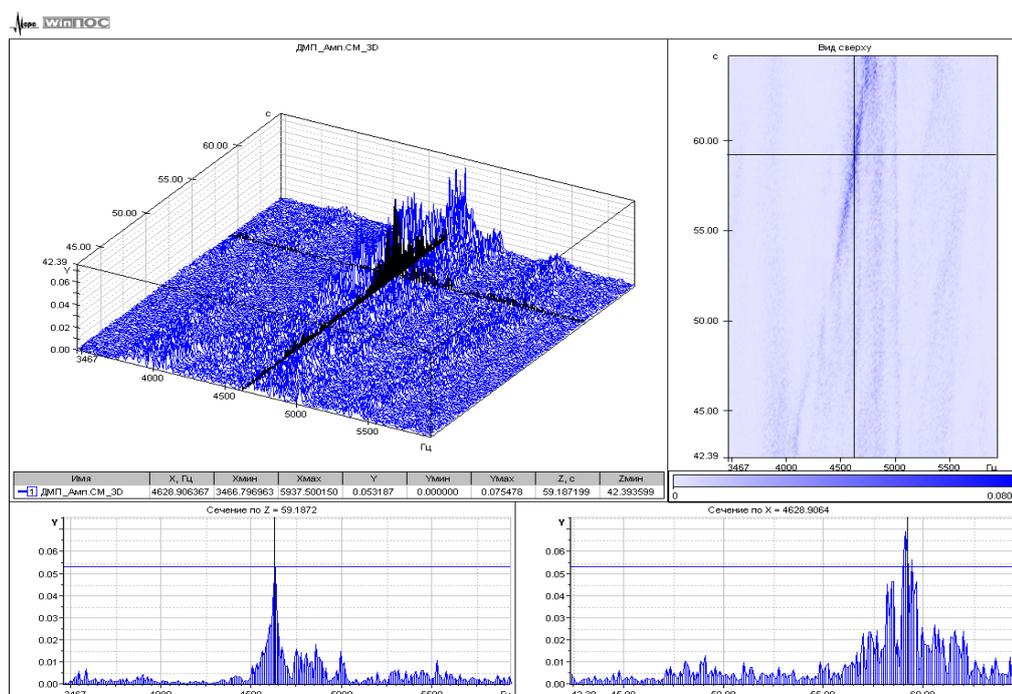


Рис. 1.20. Трёхмерный спектр сигнала с ДМП2

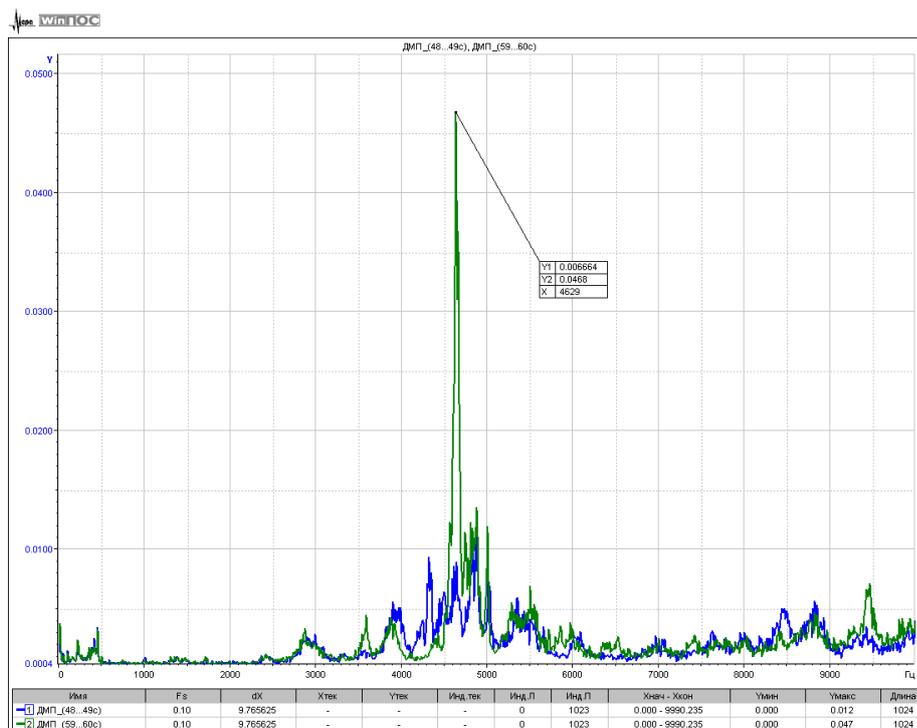


Рис. 1.21. Спектры до ввода частиц и при прогаре

При огневых стендовых испытаниях на стенде В-1 ФКП «НИЦ РКП» экспериментальных образцов кислородно-водородного ЖРД КВД1 проводились подобные исследования, которые показали эффективность применения ДМП в ИУС испытательного стенда для выявления аномальных явлений, связанных с появлением повышенного уровня вибраций на корпусе ТНА и камере сгорания, при функционировании двигателя [1.7].

Это обстоятельство позволяет сделать вывод о возможности использования САЗ бесконтактных ДМП для диагностики режимов работы двигателя. Целесообразно продолжить проведение дальнейших экспериментов по определению основных характеристик ДМП применительно к конкретному объекту испытаний, например, кислородно-водородному ЖРД РД0146.

Системы контроля опасных накоплений взрывоопасных газов. Из работ [1.7 и 1.8] известно, что основными причинами аварийных ситуаций при стендовых испытаниях ЖРД и ДУ, использующих в качестве компонентов топлива жидкие водород и кислород, являются:

- конденсация и накопление твердых кристаллов воздуха или кислорода в жидком водороде, приводящем к последующему образованию пожаро-взрывоопасных смесей кислорода в водороде при газификации продукта;
- образование пожаро-взрывоопасных смесей при утечках или выбросах водорода в окружающем пространстве испытательного стенда, в отсеках стенда или объекта испытания (или коммуникациях изделия).

Аварийная ситуация в первом случае возникает, как правило, при многократном использовании системы с водородом, в результате чего происходит накопление твердого осадка кислорода, например, в емкостях стендовых хранилищ. Второй случай чаще встречается при стендовых испытаниях кислородно-водородных ЖРД и ДУ. В условиях испытательных стендов, насыщенных электрическими системами, системами высокого давления и дожигания, вероятность воспламенения или детонации (взрыва) водородно-воздушных смесей очень велика.

Поэтому важным является оснащение ДУ ракетных блоков системами пожаровзрывопреждения (СПВП). В свою очередь основным элементом СПВП является подсистема контроля опасных накоплений (СКОН) взрывоопасных газов (водорода и кислорода). Следует при этом отметить, что основным недостатком большинства применяемых датчиков (сигнализаторов) СКОН является большая инерционность и малая селективность (могут реагировать на присутствие других газов, например, промышленные водородные полупроводниковые сигнализаторы типа ГА могут реагировать на присутствие кислорода и гелия и обладают значительной инерционностью (до 30 с)).

Проблема быстрого действия и селективности сигнализаторов СКОН, контролирующих концентрации водорода в двигательном отсеке блока 12КРБ при проведении стендовых испытаний, была решена применением двух систем:

- основной системы с применением полупроводниковых датчиков контроля опасных концентраций водорода (разработки МИФИ),

- дублирующей системы контроля температуры в двигательном отсеке датчиком температуры, которая фиксировала появление водорода с инерционностью до 1 с (без количественной оценки концентраций водорода).

С учётом обобщения опыта отработки ЖРД, ДУ с ЖРД и ступеней РН на жидких водороде и кислороде были сформулированы основные требования к перспективным газоаналитическим датчикам водорода и кислорода, которые являются основным элементом СКОН, реализующей, в том числе, и контроль утечек водорода и кислорода.

Таковыми требованиями являются: широкий диапазон измерения концентраций водорода при утечках – от микропримесей до 100 % объема; сохранение метрологических характеристик при нахождении чувствительного элемента ГА в 100 % – й газовой водородной среде в течение определенного времени; быстрый возврат в рабочее состояние; нечувствительность к электромагнитным помехам, селективность к целевому компоненту – водороду на фоне технологических газов, в первую очередь, к гелию; стабильность метрологических характеристик при переменных атмосферно-климатических условиях, вибрационно-акустических, тепловых и ударных воздействиях на датчики [1.3].

Одно из главных требований – максимальное быстродействие (инерционность менее 1...2 с), так как СКОН является составной частью СПВП, которая должна оперативно и эффективно реагировать на аварийный выброс в атмосферу помещения испытательного стенда или отсеки изделия водорода и воздействовать на этот выброс таким образом, чтобы исключить или снизить вероятность взрыва водородно-воздушной смеси.

Рассмотренные в работе [1.4] варианты отечественных и зарубежных систем контроля опасных накоплений применяются в энергетике, нефтехимии, телекоммуникации и характеризуются, в первую очередь, низким быстродействием за счёт циклического опроса измерительных каналов и недостаточного быстродействия собственно датчиков системы.

Кроме того, указанные промышленно выпускаемые системы контроля опасных накоплений обладают низкой помехозащищённостью, не позволяющей их применение в составе стендовых информационно-управляющих систем. Целесообразно использовать гибридную технологию построения быстродействующих высоконадёжных оптоэлектронных стендовых систем контроля опасных накоплений.

В основе гибридной технологии лежит использование микроэлектронных датчиков с волоконно-оптическими линиями связи, заменяющих кабельные интерфейсы RS 485, применяющиеся в промышленных СКОН [1.10]. Технология волоконно-оптических линий связи хорошо отработана и налажен вот уже более четверти века их промышленный выпуск. Преимущества оптического волокна в качестве среды передачи состоят в том, что оптические волокна являются нечувствительными к любого рода электромагнитным помехам, что позволяет осуществлять помехоустойчивую передачу данных на большие расстояния.

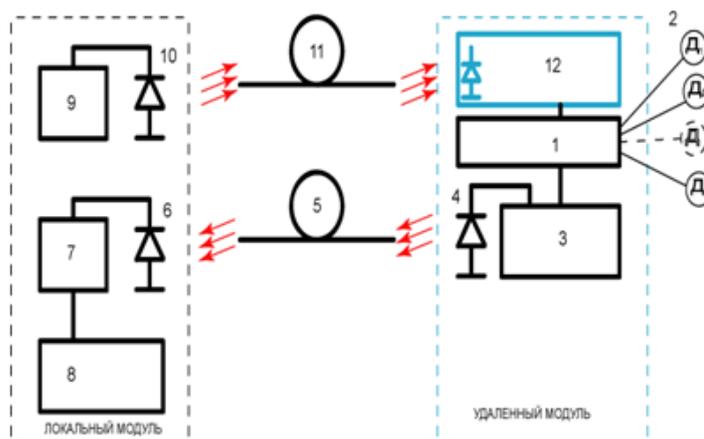
Кроме того, оптические волокна не являются источником электромагнитных помех, что позволяет с успехом применять их в средах, характеризующихся сложной электромагнитной обстановкой. Так как оптические волокна создаются на основе диэлектрических материалов (синтетический кварц или полимер), применение оптических волокон позволяют осуществить полную гальваническую развязку между зоной измерения и операторской зоной. Это позволяет также производить измерения в загазованных зонах и установках высоких электрических напряжений. Наконец, при соблюдении определённых ограничений, оптические волокна, в отличие от проводных соединений, не могут служить источником воспламенения или взрыва, так как возможность возникновения искры при эксплуатации оптических волокон исключена.

В свою очередь, применение в зоне измерений элементов микроэлектроники, включая разнообразные датчики, также обладает рядом весомых преимуществ. Промышленно и массово выпускаются газоанализаторы (ГА), обладающие приемлемыми характеристиками по точности, чувствительности, селективности. Однако агрегатирование

рассмотренных выше ГА в распределённую по площади объекта (стенда) СПВП, а также связь бортовой газоаналитической системы РН с операторской зоной представляет серьёзные трудности. Гибридные системы позволяют применять в своем составе самые последние достижения современной электроники, благодаря чему технология производства измерений может быть исключительно гибкой. Алгоритм модуляции информационного сигнала может быть как самым простым (в случае амплитудной модуляции), так и очень сложным (в случае мультиплексного цифрового сигнала). Измерения могут быть мгновенными, средними, пиковыми и любыми другими в зависимости от конкретной измерительной задачи.

Сочетание преимуществ оптических волокон и элементов микроэлектроники в составе гибридных оптоэлектронных датчиков позволяют этим датчикам успешно конкурировать с «чисто» волоконными датчиками [1.10].

Принципиальная схема такого датчика изображена на рис. 1.22.



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 лазер; 12 – блок фотовольтаического преобразователя

Рис. 1.22. Принципиальная схема гибридного опто-волоконного датчика

В представленном датчике удаленный модуль принимает сигналы с датчиков, представляющих собой традиционные чувствительные элементы [1.4]. 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, находящийся 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. В рамках решаемых задач по обеспечению пожаро-взрывозащиты изделия и стенда при испытаниях одним из наиболее перспективных методов осуществления питания 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 питанием по оптическому волокну этот световод может использоваться одновременно как для питания удаленного 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 [1.4, 1.10]. В Институте радиотехники и электроники РАН имени В.А. Котельникова совместно с ФКП «НИЦ РКП» разработана физическая модель оптоэлектронного датчика для контроля взрывоопасных газов (например, водорода или метана) по гибридной технологии на основе инфракрасного светодиода с длиной волны излучения в области 3,3 мкм [1.22]. Структурная

схема гибридного волоконно-оптического датчика взрывоопасных газов (водорода или метана) приведена на рис. 1 23.

Гибридный волоконно-оптический датчик углеводородных газов (метана)

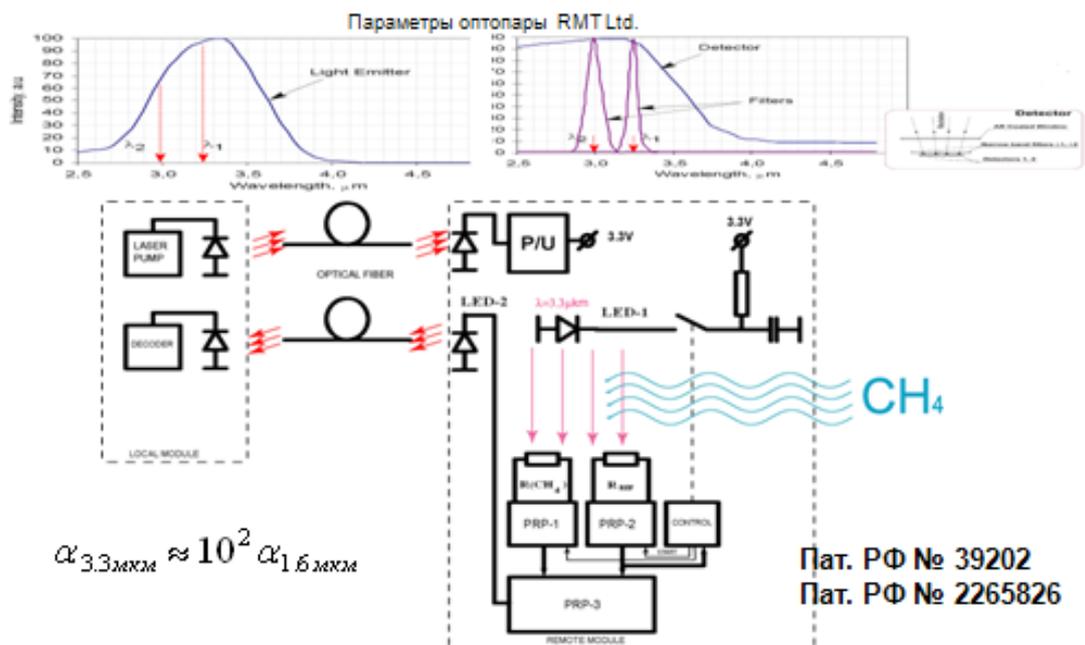


Рис. 1.23. Структурная схема гибридного волоконно-оптического датчика (ГВОД) контроля опасных накоплений взрывоопасных газов

Результаты проведённых лабораторных исследований физической модели волоконно-оптических датчиков показали возможность разработки обоснованного ТЗ на проведение НИОКР по созданию быстродействующей волоконно-оптической системы контроля опасных накоплений взрывоопасных газов повышенной надёжности, ориентированной на их применение в системах аварийной защиты при стендовых испытаниях кислородно-водородного ЖРД РД0146Д и разгонного блока КВТК на стендах ФКП «НИЦ РКП».

Таким образом, проведенные исследования по применению гибридных волоконно-оптических датчиков, обладающих малой инерционностью, в системах контроля опасных накоплений взрывоопасных газов позволяют повысить эффективность САЗ и коэффициент охвата аварийных ситуаций.

Выводы по главе 1

1. Отраслевая экспериментальная база должна быть испытательной системой, единство и функциональная совместимость в которой обеспечивается информационным единообразием и совместимостью подсистем. Процессы проектирования, изготовления и подготовки к приёмо-сдаточным испытаниям – безусловная прерогатива разработчика и изготовителя.
2. Значительная часть отраслевой экспериментальной базы должна состоять в виде испытательных служб соответствующих предприятий. Обеспечение принципов независимости аудитора научно-технического уровня от процедур и квалификации персонала становится доминирующим. Модератором экспериментальной отработки на этом этапе должны выступать головные институты отрасли с безусловным лидерством ЦНИИмаша.
3. Вся экспериментальная база Роскосмоса целесообразна в виде двух подсистем: на верхнем уровне – в виде испытательных центров головных институтов Роскосмоса, отвечающих за общую научно-техническую политику, координацию и методическое обеспечение работ, а также приёмо-сдаточные испытания; а на нижнем уровне – в виде испытательных служб предприятий разработчиков и изготовителей, входящих в Объединённую ракетно-космическую корпорацию.
4. Решение задач обеспечения возросших требований к качеству и надёжности ЖРД может быть основано на повышении информативности каждого проведенного огневого стендового испытания, достигаемой существенным увеличением количества как регистрируемых, обрабатываемых, анализируемых и оцениваемых конструктивных параметров двигателей, так и режимных параметров рабочих процессов в них. Общее количество таких параметров может достигать до нескольких сотен, включать в себя отражающие различные по своей природе физические характеристики как

измеряемые непосредственно, так и получаемые расчетным путем, что требует привлечения электронных вычислительных средств терафлопсного класса. ФКП «НИЦ РКП» предлагает открыть ОКР «АСКК» на создание автоматизированной системы контроля качества ЖРД как подсистемы отраслевой системы контроля качества объектов РКТ.

5. Интеграция и перестройка отраслевых ресурсов в составе единой испытательной системы позволит получить значительный прирост основных показателей качества ее работы, в частности, эффективности (степени удовлетворения заданным требованиям).
6. Подтверждена возможность использования в САЗ бесконтактной диагностики с помощью датчиков магнитного поля для выявления аномальных явлений, связанных с повышенным уровнем вибраций на корпусе ТНА и камере сгорания, и гибридных волоконно-оптических датчиков для контроля опасных накоплений взрывоопасных газов, а также целесообразность проведения дальнейших экспериментов по определению основных характеристик ДМП и ГВОД применительно к конкретному объекту испытаний, например, кислородно-водородному ЖРД РД0146.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ К ГЛАВЕ 1

1. Агроскин В.В., Левенчук А.И. Системноинженерное мышление в управлении жизненным циклом. Материалы к курсу «Системноинженерное мышление в управлении жизненным циклом», http://techinvestlab.ru/systems_engineering_thinking пев. 28.08.2014.
2. Александровская Л.Н., Круглов В.И., Кузнецов А.Г., Кузнецов В.А., Кутин А.А., Шолом А.М. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем. – М.: Логос, 2003.
3. Альбрехт А.В., Арзуманов Ю.Л., Баталин Н.Н. / Оптимальное управление качеством сборки агрегатов изделий РКТ // Научно-технические разработки КБ «Салют». 2009-2011 гг. (вып.3); под общ.ред. д-ра техн. наук, проф. Ю.О. Бахвалова. – М.: Машиностроение – Машиностроение-Полёт, 2012. 512 с.: ил.
4. Волков В.Т., Ягодников Д.А. Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007.
5. Волков Е.Б. Ракетные двигатели. – М.: МО СССР, 1969.

6. Волков Е.Б., Головков Л.Г., Сырицын Т.А. Жидкостные ракетные двигатели. – М.: Воениздат, 1970.
7. Галеев А.Г., Денисов К.П., Ищенко В.И., Лисейкин В.А., Сайдов Г.Г., Черкашин А.Ю. Испытательные комплексы и экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 2012.
8. Галеев А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок, Пересвет: Изд-во ФКП «НИЦ РКП», 2010.
9. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Введение в теорию, расчет и проектирование. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014.
10. Дорофеев А.А. Ядерные ракетные двигатели и энергетические установки. Введение в теорию, расчет и проектирование. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2013.
11. Калинин В.А., Ягодников Д.А. Технология производства ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011.
12. Катенин А.В. Перспективные НИОКР ФКП «НИЦ РКП», открытый семинар «Современное состояние и проблемы экспериментальной базы РКП», 23 – 25 июля 2014 г., пос. Абрау-Дюрсо.
13. Кучкин В.Н., Кучкин К.В., Сайдов Г.Г. Теоретические основы разработки испытательного оборудования для наземной отработки ракетно-космической техники. – М.: Машиностроение, 2014.
14. Кучкин В.Н. Экспериментальная база наземных испытаний ЖРД и ДУ РН, РБ, КА. Направление развития, открытый семинар «Современное состояние и проблемы экспериментальной базы РКП», 23 – 25 июля 2014 г., пос. Абрау-Дюрсо.
15. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Сайдов Г.Г., Тожокин И.А. Информационно-управляющие системы для стендовых испытаний ЖРД и двигательных установок. – М.: Машиностроение, 2012.
16. Макаров А.А. Наземные испытания ракетно-космической техники, Опыт отработки ракетной и ракетно-космической техники в 2000-2004 гг., Пересвет: Изд-во ФКП «НИЦ РКП», 2004.
17. Мартиросов Д.С., Рахманин В.Ф. / Методы функциональной диагностики ЖРД на основе математических моделей рабочих процессов и измеряемых параметров // «Полет», № 2, 2002
18. Моисеев В.А., Тарасов В.А., Колмыков В.А., Филимонов А.С. Технология производства жидкостных ракетных двигателей. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008.
19. Мосолов С. В. Перспективы развития отечественного двигателестроения для космических средств выведения, Открытый семинар «Современное состояние и проблемы экспериментальной базы РКП», 23 – 25 июля 2014 г., пос. Абрау-Дюрсо.
20. Недайвода А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники. – М.: Машиностроение – Машиностроение-Полёт, 2012. 512 с.: ил.

21. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1964.
22. Печуров С.А. Англо-саксонская модель управления в военной сфере: история и современность. – М.: Ком. Книга, 2005. – 232 с.
23. Положение РК-11-КТ. Выписка. – М.: Роскосмос, 2011, <http://portal.tpu.ru/portal/page/portal/www> рев. 28.08.2014.
24. Пригожин И., Стенгерс И. Время, хаос, квант. К решению парадокса времени. Пер. с английского Ю.А.Данилова. 3-е изд. – М.: Эдиториал УРСС, 2001. – 240 с.
25. Сайдов Г.Г. Проблемные вопросы, сохранение и развитие испытательной базы отрасли для отработки РКТ в условиях реформирования РКП, Открытый семинар «Современное состояние и проблемы экспериментальной базы РКП», 23 – 25 июля 2014 г., пос. Абрау-Дюрсо.
26. Сайдов Г.Г., Поляхов А.Д., Катенин А. В. / Повышение качества наземной отработки изделий ракетно-космической техники, // Конференция «Вопросы образования и науки: теоретический и методический аспекты», Тамбов, 2014.
27. Сафронов А.В. / Метод расчета струй продуктов сгорания при старте. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. ЦНИИмаш, 2006.
28. Сборник трудов Координационного совета по испытаниям РКТ, г. Пересвет, Изд-во ФКП «НИЦ РКП». 2011.
29. Сборник трудов Координационного совета по испытаниям РКТ, 2013, Часть 1. г. Пересвет, Изд-во ФКП «НИЦ РКП». 2012.
30. Шибанов А.А., Пикалов В.П., Сайдов Г.Г. Методы физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в жидкостных ракетных двигателях. – М.: Машиностроение, 2013.
31. Шолом А.М. Научные основы технологии лабораторно-стендовых сертификационных испытаний систем и агрегатов ЖРДУ, Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук, МАИ, 1999.

ГЛАВА 2.

ПРИНЦИПЫ И ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ЖРД И ДУ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

2.1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ДВИГАТЕЛЯМ И ДУ, И ОСОБЕННОСТИ СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ

Ракетно-космическая система является сложной технической системой, под которой понимается комплекс взаимодействующих элементов, находящихся в функциональной взаимосвязи и рассматриваемых как простейшие звенья в ее структурной схеме. Космический летательный аппарат (ЛА) представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов (систем), в которых происходят разнообразные процессы: гидрогазодинамики, теплообмена и термомеханики. Основной системой ЛА является двигательная установка (рис. 2.1), обеспечивающая выполнение его функциональных задач. ДУ состоит из следующих подсистем:

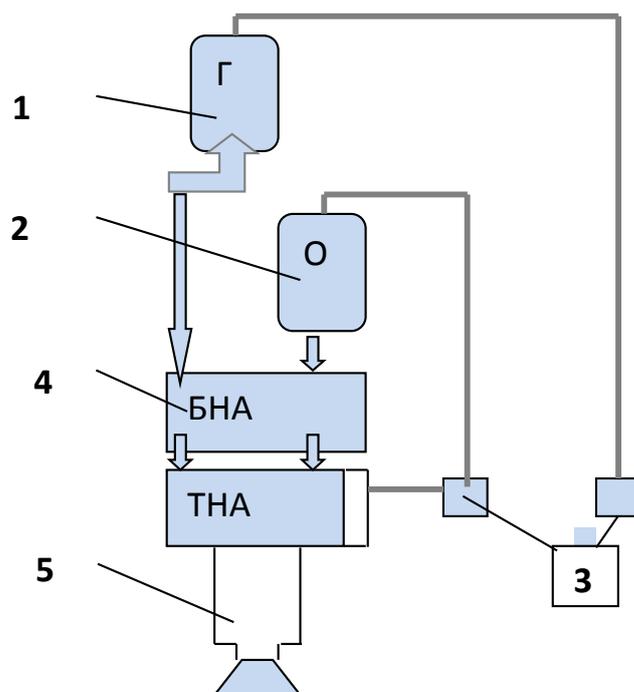


Рис. 2.1. Структурная схема двигательной установки:

1 – бак горючего (“Г”) с магистралями питания; 2 – бак окислителя (“О”) с магистралями питания; 3 – блоки наддува баков; 4 – бустерный насосный агрегат; 5 – двигатель с ТНА

- бустерного насосного агрегата;
- баков горючего и окислителя с магистралями питания и заправки;
- систем наддува, в частности, горячим газом, отбираемым из двигателя;
- двигателя с турбонасосным агрегатом (ТНА).

Наиболее напряженным элементом ЖРДУ является двигатель, который требует проведения длительного этапа отработки с целью обеспечения заданной надежности.

Типы ракетных двигателей определяются используемой в них энергией: химической (ЖРД, которые, в свою очередь, подразделяются на маршевые ЖРД, ЖРДМТ и РДТТ, электрической (электроракетные двигатели) и ядерной (ядерные ракетные двигатели). Наибольшее распространение в РКТ получили ЖРД и РДТТ [2.1, 2.2].

В данной главе будут рассмотрены в основном вопросы, связанные с испытаниями маршевых ЖРД и ДУ. Жидкостные ракетные двигатели могут работать не только в атмосферных условиях, но и в условиях вакуума в составе первых и верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков. ЖРД многообразны и классифицируются по различным признакам:

- по назначению: двигатели ЛА и двигатели ракетно-космических комплексов (маршевые, вспомогательные, корректирующие, тормозные и др.). В качестве корректирующих в основном применяют ЖРДМТ с тягой до 300 Н;
- по применяемому топливу: двигатели, работающие на высококипящих (температура кипения $T_{\text{кип}} > 300 \text{ K}$), низкокипящих ($T_{\text{кип}} < 300 \text{ K}$), криогенных ($T_{\text{кип}} < 120 \text{ K}$) и тиксотропных (с добавками металлов в виде мелкодисперсного порошка, например, алюминия в гидразине – продукт «Люминал») компонентах топлива;
- по типу системы подачи топлива: двигатели с вытеснительной и двигатели с насосной подачей топлива;
- по числу возможных включений: двигатели одноразового включения и многоразового включения;

- по числу использования: двигатели однократного и многократного применения.

Основные характеристики ЛА зависят от свойств и особенностей применяемого на нем двигателя, поэтому к двигателю предъявляются очень жесткие требования.

Общими требованиями, предъявляемыми к двигателям, являются следующие:

- двигатель должен развивать возможно больший удельный импульс тяги и скорость ЛА в конце активного участка траектории (так называемая характеристическая скорость) согласно формуле К.Э. Циолковского составляет (без учета силы тяжести и сопротивления воздуха):

$$v_a = I_y \cdot \ln \frac{m_0}{m_k}, \quad (2.1)$$

где I_y – удельный импульс тяги, отношение тяги двигателя к суммарному массовому секунднему расходу топлива, м/с; \ln – натуральный логарифм отношения массы ЛА в момент старта m_0 к массе ЛА в конце активного участка траектории m_k ;

- двигатель должен обладать высокой надежностью работы. Надежность двигателя в значительной мере определяет надежность ЛА, поэтому при создании ЛА необходимо предусматривать резервирование критичных с точки зрения работоспособности систем (узлов) двигателя;
- собственная масса двигателя должна быть возможно меньшей при данной тяге, что равнозначно требованию минимальной удельной массы двигателя $\gamma_{0в}$. С этой точки зрения стремятся к повышению давления в камере сгорания, что способствует снижению $\gamma_{0в}$;
- эксплуатация двигателя должна быть безопасной и по возможности несложной, а его конструкция – простой по технологии изготовления и дешевой [2.13].

К двигателям боевых ЛА предъявляются также следующие требования: пуск двигателя должен производиться в течение короткого промежутка времени, а хранение аппарата с двигательной установкой, подготовленным к пуску (заправленным компонентами топлива), должно быть достаточно длительным.

К двигателям КА предъявляются дополнительные требования, вытекающие из специфики их работы в условиях разреженной среды и невесомости.

Определенные требования к двигателям, зависящие от их назначения, предъявляются и в области регулирования параметров, автоматизации работы и контроля.

Одновременно выполнить все требования на одинаково высоком уровне обычно невозможно, так как эти требования часто противоречивы. Например, чтобы выполнить первое из основных требований к двигателям – увеличить удельный импульс, необходимо повышать давление во всех элементах двигателя и применять высокоактивные компоненты топлива. Но, повышая давление и используя топлива с плохими эксплуатационными качествами, трудно обеспечить высокую надежность и простую эксплуатацию двигателя [2.2, 2.19].

В зависимости от назначения двигателя и условий его работы в каждом конкретном случае определяются наиболее важные требования, которые и выполняются прежде всего.

Схемы двигателей отличаются в первую очередь системой подачи компонентов топлива. Системы подачи компонентов топлива разделяются на вытеснительные и насосные.

При вытеснительной системе подачи топлива баки во время работы двигателя постоянно находятся под давлением, превышающим давление в камере сгорания. Поэтому ДУ с вытеснительной системой используется при невысоких давлениях в камере.

Наиболее распространенной является насосная система подачи топлива. Эта система с разгруженными баками, т. е. баками, находящимися под

невысоким давлением. Повышение давления компонентов обеспечивается работой насосов, приводимых газовой турбиной. Рабочим телом для газовой турбины турбонасосного агрегата служит газ повышенного давления и умеренной температуры, который вырабатывается в газогенераторе (ГГ) либо в тракте охлаждения камеры.

Двухкомпонентный ГГ, работающий с избытком горючего (коэффициент избытка окислителя в ГГ $\alpha_{гг} < 1$), называется восстановительным; ГГ, работающий с избытком окислителя ($\alpha_{гг} > 1$) – окислительным. Продукты газогенерации с избытком горючего имеют обычно большее значение газовой постоянной R . К тому же они не являются агрессивной средой по отношению к элементам конструкции турбины и позволяют реализовать более высокую температуру, чем продукты газогенерации с избытком окислителя. Так, в восстановительном газогенераторе привода ТНА вырабатывается газ с температурой до 1200 К, а в окислительном газогенераторе – газ с температурой до 800 К.

В зависимости от дальнейшего использования рабочего тела турбины двигатели разделяют на работающие без дожигания или с дожиганием генераторного газа. На рис. 2.2 представлены соответствующие схемы двигателей [2.15, 2.24].

В двигателях (рис. 2.2, а), работающих по схеме без дожигания, продукты газогенерации после их срабатывания в газовой турбине направляются на выхлоп в атмосферу, или в какое-либо устройство, расположенное вне камеры сгорания и предназначенное для использования запаса энергии, заключенного в газе (рулевые сопла, в топливные баки для наддува и др.). При выбросе этого газа имеют место существенные потери из-за нестехиометрического сжигания топлива. С ростом давления в камере сгорания растут и относительные потери энергии с газами после турбины, поскольку возрастают необходимые давление подачи, мощность ТНА и расход рабочего тела для привода турбины.

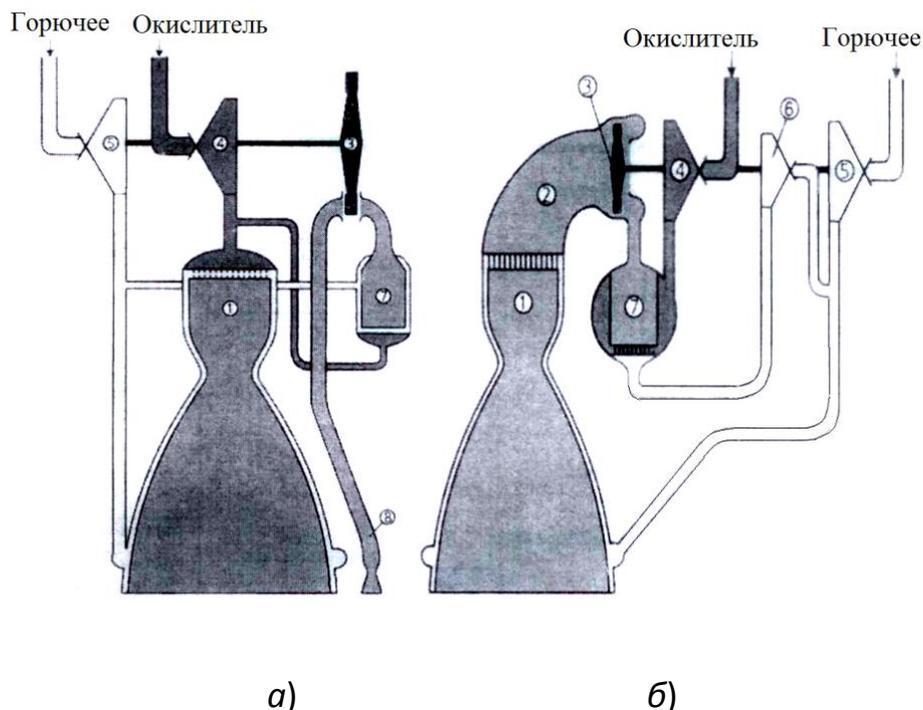


Рис. 2.2. Схемы ЖРД с насосной системой подачи без дожигания (а) и с дожиганием (б) продуктов газогенерации:

1 – камера сгорания; 2 – газовод; 3 – турбина; 4 – насос окислителя; 5 – насос горючего; 6 – генераторный насос горючего; 7 – газогенератор; 8 – газовод рулевых агрегатов

В двигателях, работающих по схеме с дожиганием (рис. 2.2, б), продукты газогенерации после их срабатывания в газовой турбине ТНА поступают в камеру сгорания, где происходит их догорание при оптимальном соотношении компонентов топлива. В этом случае отсутствуют характерные для двигателя без дожигания потери тяги за счет нерационального расходования компонентов на привод турбины. Различают два типа схем с дожиганием генераторного газа: «газ-жидкость» и «газ-газ». Схема «газ-жидкость» была показана на рис. 2.2, б, где газогенератор работает при $\alpha_{гр} \gg 1$ и газ после турбины поступает в камеру. Вторым компонентом – горючее в этом случае поступает в камеру в жидком виде.

Логическим развитием схемы с дожиганием является схема с использованием всего расхода компонентов топлива для генерации рабочего тела, схема «газ-газ». Это схема с двумя газогенераторами, один из которых выполнен с избытком горючего ($\alpha_{гр} \ll 1$), второй с избытком

окислителя ($\alpha_{gr} \gg 1$) и соответственно с двумя турбинами. Камера сгорания двигателей такой схемы работает на полностью газифицированных компонентах. Схема двигателя “газ-газ” показана на рис. 2.3, которая позволяет достигнуть максимальных значений давления в камере сгорания или при заданном уровне давления в камере предельно уменьшить давление в газогенераторе, следовательно, и потребные напоры насосов [2.13].

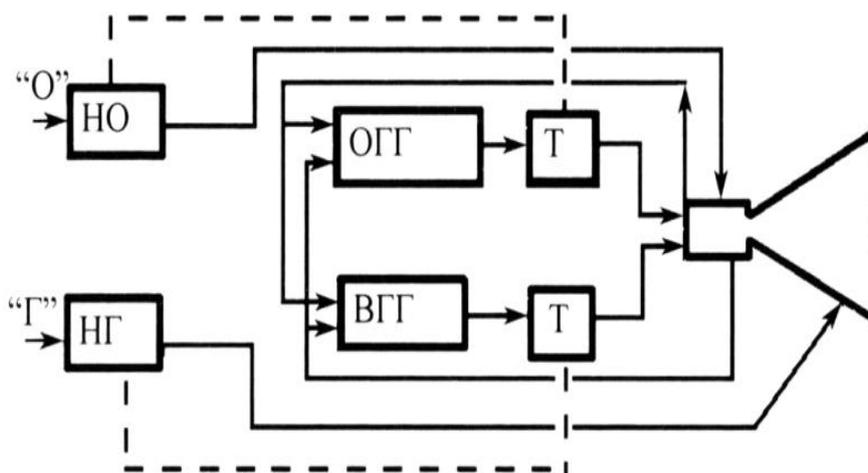


Рис. 2.3. Структурная схема ЖРД с дожиганием газифицированных компонентов топлива в камере:

НО – насос окислителя; НГ – насос горючего; ОГГ – окислительный газогенератор; ВГГ – восстановительный газогенератор; Т – турбина; ---- роторная связь НО и НГ с соответствующей турбиной

К выбору топливной пары ЖРД. В табл. 2.1 приведены свойства некоторых топливных композиций ЖРД и результаты термодинамических расчетов, полученных по универсальной программе «Астра» [2.8, 2.10].

Из теории [2.14] известно, что вид применяемой топливной композиции при заданной системе подачи и заданных значениях тяги, давлений в камере сгорания и в выходном сечении сопла (p_k и p_a) влияет на характеристическую скорость ЛА значениями удельного импульса тяги и плотности топлива, причем в разной степени, поэтому возникает

необходимость в комбинированном оценочном параметре. Таким параметром является выражение $I_{\gamma} \rho_T^c$, где c - показатель, определяющий влияние плотности топлива ($c = 0,7$). Максимуму характеристической скорости соответствует максимальное значение выражения $I_{\gamma} \rho_T^c$.

Таблица 2.1 – Основные свойства некоторых топлив ЖРД

Окислитель	Горючее	k_m	T_k, K	$I_{\gamma,п}, м/с$	$\beta_{кс}$ м/с
Жидкий кислород	Жидкий водород	6	3564	4541	2322
	Этиловый спирт (92%)	1,73	3548	3500	1731
	Керосин	3,07	3831	3599	1761
	НДМГ	1,92	3736	3720	1818
	СПГ (с содержанием метана до 97%)	3,0	3631	3795	1857
Жидкий фтор	Жидкий водород	13,2	4859	4809	2515
	Гидразин	2,13	4290	3925	2124
	Аммиак	2,7	4569	4122	2203
	НДМГ	4,55	4150	3778	1872
Азотная кислота	Керосин	4,83	3207	3117	1589
	НДМГ	3,36	3200	3224	1657
Азотный тетраоксид	Керосин	4,41	3561	3308	1652
	НДМГ	2,64	3565	3403	1734
	Гидразин	1,29	3306	3425	1792
Перекись водорода (90%)	Керосин	7,24	2812	3128	1612
	НДМГ	2,12	2751	3220	1693

Примечание: Расчеты проводились при соотношении $F_a/F_{кр}=70$, $p_k=10$ МПа и равновесном процессе расширения газов в сопле. Обозначения: НДМГ – несимметричный диметилгидразин; СПГ – сжиженный природный газ; k_m – соотношение массовых секундных расходов компонентов топлива; T_k – температура продуктов сгорания в камере сгорания; $I_{\gamma,п}$ – удельный импульс тяги в пустоте; $\beta_{кс}$ – удельный (расходный) импульс давления.

На первой ступени ракеты желательно применение компонентов топлива с повышенной плотностью (жидкий кислород – керосин, жидкий кислород – сжиженный природный газ, азотный тетраоксид – несимметричный диметилгидразин и др.). Для последующих ступеней влияние плотности уменьшается, а влияние удельного импульса тяги возрастает. Поэтому для верхних ступеней оптимальным является применение топлива O_2+H_2 , несмотря на чрезвычайно малую плотность жидкого водорода ($\rho = 71$ кг/м³).

Запуском ДУ называют режимы работы двигателя от первой команды на его включение до выхода на основной режим работы. При запуске в камере и газогенераторе возникают нестационарные процессы смешения и горения, от параметров которых зависят эксплуатационные характеристики и надежность ДУ. Наибольшее количество отказов ДУ (по зарубежным данным до 86 %) происходят на режимах запуска. Поэтому обеспечение надежного запуска является сложным и ответственным этапом проектирования и доводки двигателя [2.13].

Одной из важнейших характеристик топлива является период задержки воспламенения (τ_3), который для самовоспламеняющихся компонентов топлива определяется временем от соприкосновения их до момента появления пламени. Время τ_3 самовоспламеняющихся компонентов топлива зависит от природы топлива, соотношения компонентов топлива, начальной температуры, последовательности поступления компонентов топлива с заданным коэффициентом избытка окислителя α .

При использовании несамовоспламеняющихся компонентов топлива теплота, необходимая для нагрева, испарения и развития экзотермических предпламенных реакций в камере, подводится от внешнего источника зажигания. Тогда воспламенение характеризуется наименьшей температурой, при которой развивается процесс самовоспламенения, и периодом задержки этого процесса. Начальное воспламенение несамовоспламеняющегося топлива происходит в местах, где температура паров топлива близка к температуре их самовоспламенения, а состав близок к стехиометрическому соотношению.

Для большинства топливных пар время пребывания продуктов сгорания в камере τ_{II} составляет несколько миллисекунд. Мгновенное воспламенение топлива - крайне редкое событие, поэтому $\tau_3 > \tau_{II}$. Если $\tau_3 > \tau_{II}$, то для плавного запуска $m_{ПУСК}$ должен быть меньше номинального значения m , что достигается так называемым

программированием запуска. Оно может быть плавным или ступенчатым (рис. 2.4).

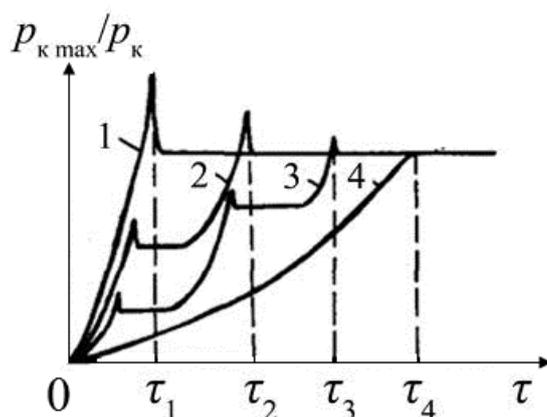


Рис. 2.4. Изменение $p_{k \max}/p_k$ при различных методах регулирования запуска:

1 – непрограммируемый (пушечный) запуск; 2 – запуск в две ступени; 3 – запуск в три ступени; 4 – плавный регулируемый запуск

Регулирование режимов запуска является сложным процессом, так как расходы компонентов при этом изменяются от нуля до номинального значения за короткий промежуток времени. Наиболее часто при запуске камеры сгорания или газогенератора в процессе автономных стендовых испытаний ограничиваются регулированием p_k , а k_m задают в определенном диапазоне, например, для камеры сгорания с кислородно-водородным топливом $k_{m \text{ зап}} \leq 4$ при $k_{m \text{ ном}} = 6 \dots 6,5$. Этим исключаются забросы температуры газа, которые могут привести к возможным прогарам или пролизам форсуночных полостей и стенок камеры.

При насосной системе подачи компонентов топлива ступенчатое регулирование p_k на запуске можно обеспечить:

- изменением режима работы (числа оборотов) питающих насосов, например, путем перенастройки газогенераторного привода;
- введением регулирующих органов (регуляторов расхода) на входе в камеру по магистралям питания окислителем и горючим при постоянной настройке насосного агрегата.

Для зажигания несамовоспламеняющихся компонентов топлива в схеме ЖРД вводят различные устройства зажигания: пиротехнические, химические, каталитические, электрические, термоакустические и др. [2.11].

Уменьшение забросов давления в камере сгорания и газогенераторе ЖРД в процессе запуска для топливных пар на базе окислителей в виде жидкого кислорода и азотного тетраоксида, как правило, обеспечивается проведением запуска с опережением подачи окислителя. Исключения составляют кислородно-водородные ЖРД, в которых запуск в основном проводится с опережением подачи горючего (водорода). Это вызвано особенностями водородных ЖРД, главным из которых является применение восстановительной схемы газогенераторного привода ТНА.

Запуск камеры сгорания и газогенератора кислородно-водородного двигателя, как правило, при автономных испытаниях проводится с опережением подачи водорода и сопровождается выбросами и образованием взрывоопасных смесей водорода с воздухом и кислородом. Поэтому для обеспечения безопасности испытаний на стенде необходимо:

- минимизировать выбросы водорода в атмосферу;
- вводить специальные устройства для воспламенения и дожигания водорода в процессе испытания.

В процессе комплексных испытаний ДУ и автономных испытаний двигателей и их основных узлов (например, камеры сгорания) параметры систем подачи изменяются по командам систем регулирования кажущейся скорости (РКС) и синхронного опорожнения баков (СОБ), которые подаются на соответствующие исполнительные органы двигателя или стенда [2.10].

В большинстве случаев согласно ТЗ на двигатель диапазоны регулирования тяги (давления в камере) и соотношения компонентов топлива составляют $\pm 6\%$, которые в процессе экспериментальной отработки двигателя и его систем изменяются, как правило, в более широком диапазоне и составляют $\pm 10-15\%$.

2.2. ПРИНЦИПЫ И ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ЖРД И ДУ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

При разработке современных 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 сложной технической системы, двигательной установки ракетно-космических комплексов, в первую очередь, сводится, в основном, к рациональной организации процесса экспериментальной отработки.

Испытание можно характеризовать как экспериментальное определение количественных и качественных свойств объекта испытаний в результате воздействия на него различных факторов при его функционировании.

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

Общими для всех отраслей машиностроения являются:

- испытания машин новых конструкций, которые предназначены 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, которые позволяют изучить влияние на работу машин различных факторов, слабо поддающихся предварительной оценке и расчетам, и накопить опытный материал для дальнейшего совершенствования машин.

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

Испытания РКК представляют собой сложную и многообразную систему мероприятий и являются основным источником достоверной информации для обоснования принимаемых решений при проектировании и создании новых образцов [2.13].

Основными условиями испытаний РКК являются:

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

На практике поиск оптимального варианта конструкции летательного аппарата 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 пути проведения экспериментальной отработки РКК. Первый делает основной упор на проведение большого числа летных испытаний с целью подтверждения правильности принятых технических решений и внесения изменений в конструкцию по результатам каждого летного испытания. 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 летных испытаний, малая информативность каждого из них. Так, по программе «Атлас»

потребовалось провести более 150 испытательных пусков, по программе «Титан» – более 30 и по программе «Восток» с учетом предшествующих модификаций более 30.

Второй путь предусматривает обеспечение отработки ракетно-космической техники 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, двигательных установок и ступеней ракет-носителей). В результате при летной отработке РН «Сатурн-1В» и «Сатурн-5» было проведено всего пять летных пусков. Уже шестая ракета «Сатурн-5», а не тринадцатая, как предусматривалась планом, могла быть использована для решения основной задачи по высадке экспедиции на Луну.

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 МТКС.

Испытания следует считать естественным продолжением проектных и исследовательских работ, которые заканчиваются созданием опытных образцов. Работоспособность двигательной установки оценивается только на основании результатов испытаний [2.4].

Так, для подтверждения нижней границы вероятности безотказной работы (ВБР), равной $P_n > 0,99$ при доверительной вероятности 0,95, необходимо провести $n = 300$ безотказных испытаний, а для $P_n > 0,999$ – $n = 1000$ безотказных испытаний.

Первым этапом испытаний сложной технической системы (например, ЖРД или ДУ) 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 тактико-технических характеристик, составляющих основной объем доводочных испытаний (ДИ) при создании двигательной установки (60...70 %). Объем завершающих доводочных испытаний (ЗДИ) составляет до 10...25 %. Оработка сложных технических систем (двигательных установок и летательных аппаратов), завершаются, как правило, государственными испытаниями [2.16].

Наземная отработка ракетного двигателя, проводимая на опытных экземплярах двигателя и его агрегатов, представляет собой наиболее трудоемкий и многолетний этап создания нового двигателя. На этом этапе устраняются его конструкционные недостатки и отказы двигателя при этом неизбежны, более того – они специально провоцируются путем обеспечения утяжеленных условий и режимов испытаний для скорейшего выявления дефектов конструкции.

Наземная экспериментальная отработка ракетного двигателя проводится на предельно утяжеленных режимах работы и при длительности испытаний многократно превышающий эксплуатационный ресурс, которые регламентируются нормативными отраслевыми документами [2.16].

Независимо от сложности экспериментальных программ, количество дорогостоящих испытаний должно быть сведено к минимуму, а суммарная эффективность работ должна быть как можно более полной.

Поэтому экспериментатор ищет возможность замены сложной программы более простой. Один из способов путей решения 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.

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 натуре и модели равны между собой [2.22, 2.26].

Вполне естественно, что точное соблюдение всех условий подобия возможно лишь в очень редких случаях, поэтому на практике все чаще прибегают к методам приближенного подобия при моделировании сложных физических процессов.

Например, рассматривая уравнение движения несжимаемой жидкости (уравнение Навье-Стокса) для стационарного случая можно заключить, что в гидромеханических процессах необходимо обеспечить равенство критериев Рейнольдса (Re), Фруда (Fr), Эйлера (Eu) и Маха (M), выражающих влияние инерционных сил, силы тяжести, сил давления и сил вязкости жидкости или газа:

$$\text{Re} = \frac{vL}{\nu}; \text{Fr} = \frac{v^2}{gL}; \text{Eu} = \frac{p}{\rho v^2}; \text{M} = \frac{v}{a},$$

где v – скорость движения жидкости, м/с; L – характерный размер, м; ν – коэффициент кинематической вязкости $\left(\nu = \frac{\mu}{\rho}\right)$; μ – динамический коэффициент вязкости, Н·с/м²; g – ускорение свободного падения, м²/с; p – давление, Па; ρ – плотность, кг/м³; a – местная скорость распространения звука в движущейся среде, м/с.

В тепло- массообменных процессах для описания теплопередачи между жидкостью (газом) и обтекаемым телом при естественной или вынужденной конвекции используются соответствующие критерии Нуссельта (Nu) и Прандтля (Pr):

$$\text{Nu} = \frac{\alpha \cdot L}{\lambda}; \text{Pr} = \frac{v}{a} = \frac{\mu \cdot c_p}{\lambda},$$

где α – коэффициент теплоотдачи; L – характерный размер, м; λ – коэффициент теплопроводности; c_p – удельная теплоемкость жидкости или газа при постоянном давлении; ν – коэффициент кинематической вязкости,

динамический коэффициент вязкости соответственно; $a = \frac{\lambda}{c_p \cdot \rho}$ – коэффициент температуропроводности; ρ – плотность, кг/м³.

При этом с учетом зависимости $Nu = f(Re)$ необходимо соблюдать равенство чисел Рейнольдса для натуральных и модельных режимов. На основе обобщенной аналогии Рейнольдса о единстве процессов переноса тепловой и механической энергии, а также на основе экспериментальных данных можно утверждать, что для расчета теплоотдачи при движении газа с высокой скоростью (в том числе и сверхзвуковой) можно пользоваться теми же уравнениями, что и для движения несжимаемой жидкости [1.22].

Модельные испытания не исключают натурные, но позволяют решить ряд задач, в результате которых можно значительно сократить экономические затраты на экспериментальную отработку и создание экспериментальной базы.

При этом различают одно- и многофакторные испытания. Однако влияние суммы отдельных факторов 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, так как сложность и стоимость стендов и испытаний существенно возрастают. Но проведение многофакторных испытаний окупаются в итоге за 3...5 лет за счет существенного сокращения времени на подготовку испытания [2.25].

Как уже упоминалось выше, процесс создания сложной технической системы, в том числе и перспективной РКТ (ЖРД и ДУ) является чрезвычайно длительным, дорогостоящим и наукоемким. При этом традиционный подход, основанный на тщательной экспериментальной отработке новых технических решений, имеет ограничения вследствие его значительной продолжительности и высокой стоимости процесса проектирования. В ряде случаев проведение натуральных испытаний в необходимом объеме с целью подтверждения заданных технических характеристик не представляется возможным. Существенное сокращение сроков проектирования при одновременном снижении стоимости и повышении качества проектов

могут быть достигнуты за счет внедрения в процессе разработки перспективных образцов техники инновационных технологий компьютерного моделирования с использованием супер-ЭВМ, позволяющих частично, а в некоторых случаях полностью, отказаться от сложных и дорогостоящих натуральных экспериментов. На этапе планирования испытаний уже сегодня нередко проводятся виртуальные испытания на основе компьютерного численного моделирования процессов в системах, которые позволяют получать на самом предварительном этапе представительную информацию об объекте и условиях проведения натуральных испытаний. Использование этого приема открывает возможность на реальной основе оптимизировать программу различных видов физических испытаний, что существенно снижает экономические и временные затраты на их реализацию. Внедрение в процессы испытаний так называемых информационно-диагностических комплексов (ИДК) создает принципиально новые условия для использования и получения информации как в ходе испытаний, так и на всех этапах обеспечения жизненного цикла объектов испытаний.

Если всю иерархию испытаний разделить на два уровня: наземной и летной отработки, то изменение эффективности испытаний (W) от продолжительности отработки T на каждом уровне подчиняется экспоненциальному закону, которая представлена на рис. 2.5.

В качестве эффективности испытаний при отработке ЖРД и ДУ можно рассматривать рост надежности или достижение характеристической скорости [2.14].

Кривая 1 соответствует росту эффективности при летных испытаниях (ЛИ), кривая 2 – при наземных испытаниях (НИ). Если бы отработка изделия проводилась только в летных экспериментах, то для этого потребовалось бы время $T_{ли}$ [2.18].

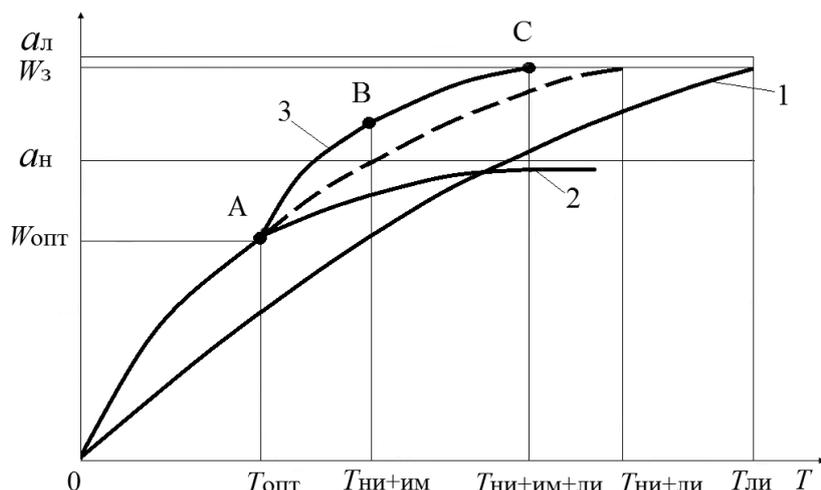


Рис. 2.5. Изменение эффективности испытаний (W) в зависимости от времени (T):

1 – при ЛИ; 2 – при НИ; 3 – участок АВ при НИ с имитацией полетных условий; участок ОА – отработка при НИ; участок ВС – отработка при ЛИ; $a_{\text{л}}$ и $a_{\text{н}}$ – предельные значения эффективности испытаний при ЛИ и НИ

При наземной отработке скорость роста эффективности в соответствии со спецификой этих испытаний (более высокая информативность и дешевле) выше, однако предельное значение эффективности $W_{\text{ни}}$ меньше заданного значения W_3 из-за отличия условий испытаний и воздействующих факторов эксплуатации. 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 летном эксперименте.

Планку эффективности наземных испытаний можно поднять выше (кривая 3 – участок АВ, см. рис. 2.5) путем обеспечения имитации условий эксплуатации на стенде (высотные условия, условия на входе в двигатель по давлению и температуре в магистралях окислителя и горючего и т. д.) [2.13]. Это позволяет уменьшить количество дорогостоящих летных испытаний (до 1-2 ЛИ) и общая длительность отработки $T_{\text{ни+им+ли}}$ в данном случае будет наименьшей. Указанное распределение наземных и летных испытаний в большей степени применимо для сложных систем (двигатель и ДУ) ЛА и космических аппаратов, где основной является наземная отработка. Расходы для проведения одной доработки на стадии проектирования, наземной отработки и летных испытаний распределяются в соотношении

1:10:100. Это также подтверждает целесообразность иерархического построения программ испытаний, предусматривающего проведение испытаний по этапам: вначале испытания элементов, затем испытания блоков и в итоге испытания системы в целом. Преимуществами испытаний на низших уровнях являются простота применяемого оборудования, обнаружения дефекта и небольшие экономические затраты [2.7, 2.13].

Экспериментальная отработка (доводка) ракетного двигателя включает автономные и комплексные испытания и проводятся они в следующей последовательности:

- автономные испытания элементов, узлов и систем двигателя;
- огневые испытания ЖРД;
- огневые испытания ЖРД в составе двигательной установки;
- летные испытания в составе РН.

Три последних вида испытаний являются комплексными. В ряде случаев огневые испытания ЖРД относят к автономным, если рассматривается экспериментальная отработка ДУ. Отдельные этапы доводки ЖРД могут совмещаться с целью сокращения общего срока отработки.

Автономные испытания проводятся на специальных стендах, где создаются рабочие условия, приближенные к реальным. При этом наряду с холодными испытаниями могут проводиться также горячие испытания узлов и агрегатов: например, огневые испытания КС и ГГ с подачей топлива из стендовых емкостей путем вытеснения газом наддува, испытания ТНА с работой насосов на топливных компонентах и приводом турбины от продуктов сгорания стендового ГГ. Между испытаниями агрегатов и всего двигателя проводятся обычно холодные и огневые испытания подсистем («шапки» двигателя), объединяющих ряд основных агрегатов и систем, например, ТНА и смесительную головку камеры (вместо других элементов ЖРД устанавливаются их гидравлические и гидродинамические имитаторы). Как правило, первые экземпляры изготовленных двигателей не отвечают требованиям технического задания на разработку ЖРД и при первых огневых испытаниях выходят из строя. После анализа причин отказов в конструкцию вносят изменения и испытания возобновляются (при

необходимости могут проводиться промежуточные автономные испытания агрегатов и систем). Этот цикл повторяется, пока не будет создана так называемая штатная конструкция, которая будет эксплуатироваться в составе ДУ. Приходится опробовать, например, до 30-40 вариантов смесительных головок камер и ГГ. Продолжительность доводки ЖРД составляет от 2 до 12 лет [2.13].

В практике создания двигателей известны два метода стендовой доводки, которые можно кратко характеризовать как *последовательный* и *параллельный* методы.

Основное различие этих методов в том, что в случае последовательного метода доводки при выявлении дефекта двигателя испытания прекращаются до разработки и внедрения на двигателях мероприятий по устранению этого дефекта. В случае параллельного метода доводочные испытания не прерываются и мероприятия по устранению дефекта разрабатываются и внедряются в процессе продолжающихся ДИ двигателя [2.13, 2.25].

Для отработки ракетных двигателей F-1, J-2 (США) и РД0120 (Россия) был применен в основном параллельный метод, а двигателя SSME (США) – последовательный метод отработки.

Основным параметром, характеризующим зависимость потребного количества двигателей на доводку (N), является средняя наработка единичного экземпляра двигателя в циклах летного ресурса ($\bar{\tau}_{cp}$)

$$\bar{\tau}_{cp} = \frac{\tau_{cp,n}}{\tau_l}, \quad (2.2)$$

где $\tau_{cp,n}$ – средняя наработка единичного двигателя в секундах за n испытаний;

τ_l – время работы двигателя в секундах в процессе полета.

Зависимость, представленная на рис. 2.6, носит гиперболический характер и отражает уменьшение N при возрастании $\bar{\tau}_{cp}$.

Анализ реализованных объемов обработки ранее созданных двигателей показывает, что для окончания этапа ЗДИ на 50...60 экземплярах двигателей необходимо достичь длительности функционирования единичного экземпляра двигателя $\bar{\tau}_{cp} = 4...5$ циклам летного времени.

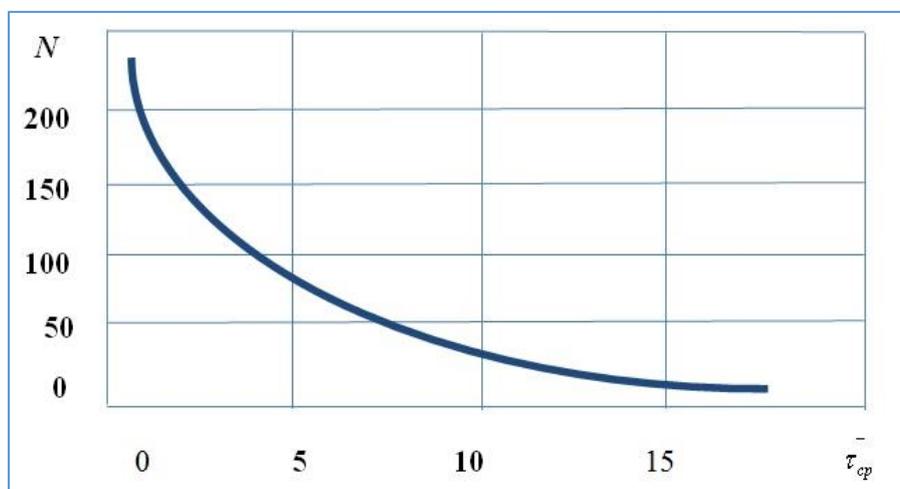


Рис. 2.6. Зависимость потребного количества двигателей N на доводку от средней наработки единичного двигателя в циклах летного ресурса

При средней наработке $\bar{\tau}_{cp} = 1,5...3$ цикла летного времени количество потребных двигателей возрастает до $\sim 100...150$ экземпляров.

Рассмотрение приведенной зависимости для определения $\bar{\tau}_{cp}$ (см. рис. 2.6) показывает, что основными путями сокращения количества двигателей (N) на доводку являются:

- увеличение кратности использования экспериментальных образцов K за счет повышения ремонтпригодности и восстанавливаемости конструкции;
- реализация высоких значений $\bar{\tau}_p$, определяемых суммарной наработкой N двигателей в циклах летного ресурса $\bar{\tau}_p = \sum_{j=1}^{N_{исп}} \tau_{cp.n} / \tau_n$ за n испытаний, что связано с повышением запасов работоспособности (ресурса) создаваемого двигателя;

- более широкое внедрение систем аварийной защиты (САЗ) и технической диагностики при испытаниях и контроле объекта испытания в процессе межпусковых операций [2.4, 2.26].

Так на доводку кислородно-водородного двигателя SSME орбитального корабля МКТС “Спейс-Шаттл” потребовалось 13 экземпляров двигателей и 20 ТНА. Определяющими факторами ограниченного количества изделий на доводку двигателя SSME явились:

- использование опыта, накопленного при отработке экспериментального кислородно-водородного двигателя-прототипа с тягой 2090 кН ($p_k = 23$ МПа) при выполнении программы “Сатурн-Аполлон”;
- блочное исполнение двигателя;
- высокие значения ремонтпригодности, восстанавливаемости и запаса работоспособности конструкции (параметр $\bar{\tau}_p$);
- широкое применение систем технической диагностики и САЗ.

Если же рассматривать аналогичный двигатель РД0120, который создавался по отечественной ракетно-космической программе “Энергия”, то на его отработку было израсходовано около 100 экземпляров двигателей. Это объясняется более низкими значениями $\bar{\tau}_{cp}$ и различными подходами к отработке. Отработка двигателя проводилась по этапам на 20, 50, 75 и 100% режимах по тяге соответственно из-за отсутствия полноразмерного стенда на начальном этапе его доводки.

В последние годы в отечественной практике применяется также более прогрессивный последовательный метод отработки ЖРД с использованием накопленного опыта и методов имитационного моделирования процессов в агрегатах и системах двигателя, что позволяет существенно повысить эффективность отработки и снизить экономические затраты на создание ракетно-космических систем. Так, например, в ОАО “НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко” проведена отработка современных двигателей РД191 для 1-ой ступени РН “Ангара” и РД180 по коммерческому заказу для РН “Атлас-IIAS” с использованием предшествующего опыта отработки и

создания двигателей нового поколения РД170 и РД171 (РН "Энергия" и "Зенит") [2.6].

Анализ создания ракетных комплексов показывает, что отработка требует проведения большого объема наземных "холодных" и огневых испытаний агрегатов, систем, двигателей и ДУ. Так, например, для отработки кислородно-водородного двигателя 11Д57 (с параметрами $p_k = 11$ МПа, тяга 392 кН) было проведено на стенде более 900 испытаний агрегатов и систем двигателя и около 600 испытаний двигателя.

Статистика испытаний системы питания кислородно-водородного двигателя 11Д57 на натурных компонентах показывает, что автономные испытания насосов горючего составляли 15 %, насосов окислителя – 58 % и ТНА с газогенератором – 27 % от всего объема (~ 740) испытаний систем питания двигателя [2.8, 2.13].

Таким образом, наибольший объем испытаний приходится на отработку насосных агрегатов на жидком кислороде, что вызвано в основном влиянием на работоспособность насоса свойств перекачиваемой среды, способа уравнивания осевой и радиальной сил, параметров уплотнительных систем насосов и др.

Так в большинстве случаев в среде жидкого кислорода возможно возгорание элементов насоса при попадании посторонних предметов в полость насоса и нарушении зазоров в роторной части насоса (например, при задевании ротора о корпус).

С учетом токсичности большинства КРТ "холодные" испытания агрегатов и систем, например, испытания насосных агрегатов и систем питания проводятся в основном на модельных жидкостях и модельных режимах. Для пересчета расхода рабочего тела и перепада давления в магистралях питания или элементах (агрегатах) ДУ и стенда используются основные соотношения, полученные с учетом идентичности режимов течения (равенства критериев Рейнольдса) [2.25]:

$$\dot{m}_M = \dot{m}_H \cdot \frac{\mu_M}{\mu_H}; \quad (2.3)$$

$$\Delta p_M = \Delta p_H \left(\frac{\dot{m}_M}{\dot{m}_H} \right)^2 \frac{\rho_M}{\rho_H}, \quad (2.4)$$

где \dot{m}_M, \dot{m}_H – массовые секундные расходы модельного и натурального компонента (на модельном и натурном режимах); $\Delta p_M, \Delta p_H$ – перепады давления в магистралях питания на модельном и натурном режимах; μ_M, μ_H – динамический коэффициент вязкости модельной и натурной жидкости; ρ_M, ρ_H – плотность модельной и натурной жидкости.

Так, большинство холодных испытаний двигателей и ДУ, работающих на токсичных компонентах топлива, для определения характеристик проводятся на модельных жидкостях – воде, а затем истинные характеристики для натурального компонента определяются пересчетом с использованием зависимостей (2.3) и (2.4). При чем модельная жидкость может отличаться от натурной как физическим составом, так и температурой.

Для иллюстрации рассмотрим пример по определению мощности насосной установки при прокачке модельной жидкости – подогретой воды до $t_M = 90$ °С. Имеем следующие характеристики при $t_H = 20$ °С: массовый расход $\dot{m}_H = 600$ кг/с; номинальный перепад давлений $\Delta p_H = 250$ Н/см²; плотность $\rho_H = 998$ кг/м³; $\mu_H = 1020$ Н*с/м². При прокачке подогретой воды до $t_M = 90$ °С имеем: $\rho_M = 964$ кг/м³; $\mu_M = 321$ Н*с/м².

В этом случае с использованием зависимостей (2.3) и (2.4) получаем:

$$\dot{m}_M = \dot{m}_H \frac{\mu_M}{\mu_H} = 600 \frac{321}{1020} = 189 \text{ кг/с};$$

$$\Delta p_M = \Delta p_H \left(\frac{\dot{m}_M}{\dot{m}_H} \right)^2 \cdot \frac{\rho_H}{\rho_M} = 250 \left(\frac{189}{600} \right)^2 \cdot \left(\frac{998}{964} \right) = 25,9 \text{ Н/см}^2.$$

Мощность, потребная для прокачки проливочной воды, в первом приближении может быть принята равной произведению объемного расхода и перепада давлений. Тогда отношение потребных мощностей при использовании для прокачки подогретой воды до 90 °С составит

$$\frac{N_M}{N_H} = \frac{\Delta p_M \dot{m}_M \rho_M}{\Delta p_H \dot{m}_H \rho_H} = \frac{25,9 \cdot 189 \cdot 998}{250 \cdot 600 \cdot 964} = 0,0336.$$

Таким образом, мощность стендовой системы питания при применении подогретой воды составит менее 4 % от потребной мощности при использовании не подогретой воды.

На этом конкретном примере видно преимущество применения модельных режимов и модельных рабочих тел, так как намного упрощаются и значительно уменьшаются мощности и габариты испытательных установок и стендов.

В отличие от летных испытаний, проведение огневых испытаний на стенде не связано с жесткими ограничениями по массе и габаритам датчиков и регистрирующей аппаратуры, по пропускной способности каналов связи, причем аппаратура работает в более благоприятных условиях. Поэтому измерения при огневых испытаниях могут проводиться более точно и в большем объеме. Возможны непосредственные измерения тяги и других параметров, которые при летных испытаниях определяются косвенно. На испытываемом объекте и в стендовых системах устанавливаются до 1000 и более датчиков, измеряющие медленно- и быстроменяющиеся параметры. Регистрируются также параметры электрических цепей, прохождение команд от стендовой системы управления, моменты срабатывания элементов автоматики двигателя и стенда, рулевых приводов и др. При огневых испытаниях для управления испытаниями, обеспечения контроля стендового оборудования и получения информации о параметрах двигателя и стенда применяются ЭВМ и системы аварийной защиты. ЭВМ и САЗ производят опрос большого числа контролируемых параметров, анализируя полученные данные и при их отклонениях от заданных значений (дефектах) выключают двигатель. Данные от датчиков и преобразовательной аппаратуры поступают через крейты в память ЭВМ, которая выдает оперативную информацию о ходе огневого испытания в виде графиков, диаграмм и цифровых данных о параметрах двигателя в режиме реального времени. Информация о параметрах объекта испытания

и стенда после испытания обрабатывается на ЭВМ по специальной программе и выдается в виде характеристик двигателя [2.13].

2.3. ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ И ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДУ РКС

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

- заданная кратность использования элементов РКС;
- применяемые топлива, параметры и схемные решения по двигателям и ДУ.

Так, например, орбитальный корабль (ОК) МТКС «Спейс-шаттл» с тремя маршевыми двигателями SSME был рассчитан на 55 полетов с межполетным регламентным обслуживанием и предназначался как универсальное средство для вывода грузов на околоземную орбиту. Многократность использования корабля обещала уменьшить стоимость космических транспортных операций почти в 10 раз (правда, для этого требовалось совершить несколько десятков полетов МТКС в год).

Были построены один опытный корабль «Энтерпрайз» и 5 орбитальных корабля. За 30-летний период эксплуатации, начиная с первого полета «Колумбии» (12 апреля 1981 г.), американские «Шаттлы» совершили 135 полетов, рекордсменом является ОК «Дискавери», который побывал в космосе 39 раз.

ОК «Атлантис» 21.07.2011 г. совершил последний полет к МКС (рис. 2.7) и завершил эксплуатацию МТКС «Спейс-шаттл». Это был 33-й полет «Атлантис» в космос, а для трех его маршевых двигателей SSME – 27-й полет. Таким образом, ни один из перечисленных орбитальных кораблей и маршевых двигателей не выработал установленный проектный ресурс (55 полетов) из-за большой сложности и дороговизны программы полетов и межполетных регламентных работ. В итоге ожидаемого удешевления стоимости транспортных операций с использованием «челноков» не произошло, и после выполнения программы полетов «челноки» заняли места в Национальных музеях США.



Рис. 2.7. Старт шаттла «Атлантис» 21.07.2011 г., завершивший эксплуатацию космических кораблей «Спейс-шаттл»

Следует отметить, что создание СТС, к которым относятся РН космического назначения, маршевые ЖРД ступеней РН и разгонных блоков и КА требует проведения большого объема расчетно-экспериментальных исследований, внедрения сложных технологических процессов при их изготовлении и экспериментальной отработке, поэтому в условиях отсутствия крупносерийного (и даже мелкосерийного) производства предпочтение дается, как правило, модернизации компонентов СТС. Об этом свидетельствует, например, опыт применения кислородно-водородных

ракетных двигателей RL-10 и J-2 разработки США 1960 годов, которые использовались еще на модификациях РН «Сатурн-1В» и на 2-ой и 3-ей ступенях РН «Сатурн-5» при выполнении лунной программы «Сатурн-Аполлон».

В последующем модернизированные варианты указанных двигателей RL-10B2 (тяга 105 кН, удельный импульс тяги 4566,8 м/с) и J-2X (тяга в вакууме 1305 кН) с сопловыми насадками из композиционных материалов, обладающие улучшенными характеристиками, применялись в верхних ступенях современных РН «Атлас-IIAS», «Дельта-IV» и планируются к применению в вариантах РН SLS (сверхтяжелого класса).

Рассмотрение современных многоразовых космических проектов по орбитальным кораблям и используемым маршевым двигателям показывает, что с учетом такого обобщенного показателя как «стоимость создания, обеспечение надежности и безопасности 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 «Орион» взамен «Шаттлу». При этом следует отметить, что при создании современных РКС необходимо учитывать сохранение принципа преемственности, т. е. возможности использования компонентов предыдущей разработки (техники, технологии) с новым «качеством» в новой модернизации (разработке) [2.3]. Сохранение принципа преемственности в применении ранее разработанных ракетных двигателей в программах НАСА по созданию РН SLS было закреплено специальным решением конгресса США.

Так, например, в разработках спускаемого аппарата ОК «Орион» и нового отечественного пилотируемого космического корабля (ПКК) системы обеспечения аэродинамического торможения и горизонтальной (самолетной) посадки, применяемые на орбитальных кораблях «Шаттл» и «Буран», были заменены на более эффективные и надежные системы с использованием ракетных тормозных двигателей и парашютов, которые

успешно эксплуатировались в предыдущих программах по ОК «Восток», «Аполлон», «Союз» и др.

В ракетно-космических системах сверхтяжелого класса по программе SLS – SpaceLaunchSystem, создаваемых в США по программе НАСА и принятой в июле 2013 г. для освоения дальнего космоса пилотируемыми экспедициями с выводом на опорную орбиту ПН в 130 т, с учетом обеспечения преемственности использования предыдущих разработок опять вернулись к применению:

- в центральном блоке 5 двигателей SSME в одноразовом исполнении, который получил новое обозначение RS-25E (тяга одиночного двигателя на Земле / в вакууме - 1862 / 2092 кН, $p_k = 23,0$ МПа, $n = 1$);
- в блоке второй ступени двух двигателей J2X (суммарная тяга в вакууме 2610 кН).

Испытания в рамках проекта SLS с применением оставшихся 15 комплектов SSME начнутся в Космическом центре Стенниса в 2014 г. Впоследствии предполагается возобновить производство одноразового варианта двигателя RS-25E. Следует отметить, что применение шаттловского двигателя намечалось еще в программе Constellation, закрытой НАСА в 2011 г. В данной программе SSME конкурировал с кислородно-водородными двигателями J-2X (тяга в вакууме 1305кН) на второй ступени РН Ares-I. Однако первоначально выбор для сверхтяжелых носителей был сделан в пользу более простых и дешевых двигателей J-2X (вторая ступень РН Ares-I) и RS-68 (тяга 3400 кН, $p_k = 9,7$ МПа) на второй ступени РН Ares-V.

В РН сверхтяжелого класса, планируемых к созданию в России и предназначенных для освоения дальнего космоса (полеты к Луне, Марсу, астероидам и др.), предусматривается использование:

- на первой ступени блоков с кислородно-керосиновыми двигателями РД-171М (тяга 8240 кН) или с двигателями РД0164 на жидком кислороде-СПГ (тяга 2500 кН);
- на второй ступени блоков с кислородно-водородными двигателями типа РД0120 (тяга 1960 кН).

РН сверхтяжелого класса отечественной разработки должны обеспечить вывод на околоземную орбиту на первом этапе ПН до 80 тонн, а в перспективе – до 150 тонн.

В отечественных перспективных ракетно-космических программах предусматривается также создание одноразовых средств выведения (РН легкого, среднего и тяжелого классов) и 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 РН указанных классов рассматривается использование кислородно-керосиновых двигателей РД171М (тяга 8240 кН), РД180 (тяга ~ 4000 кН) или РД191 (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 кислородно-керосиновых двигателей РД-171, РД191 и РД180, выполненных с дожиганием окислительного генераторного газа (ДОГГ) и высокими параметрами ($p_k = 26$ МПа), абсолютно оправдано благодаря высокой экономичности указанных ЖРД и более высокой энергетической эффективности РКС.

Однако, обеспечение комплексного показателя надежности и безопасности полетов с учетом стоимости изготовления ЖРД и их эксплуатации в многоразовых системах 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. Кроме того, аварийные процессы в высокотемпературной кислой среде развиваются

настолько быстро (менее 0,02...0,06 с), что создание эффективной системы аварийной защиты двигателя оказывается практически невозможным, способной своевременно, до взрыва отключить аварийный ЖРД. Защита от возгораний газовых трактов ЖРД с ДОГГ, как правило, осуществляется за счет применения дорогостоящих специальных конструкционных материалов и технологически сложных теплозащитных покрытий.

В этом плане создание кислородно-метановых ЖРД представляет особый интерес с учетом перспектив их использования в составе многоразовых ракетно-космических систем и РН сверхтяжелого класса. Метан не ядовит, при сгорании с кислородом при оптимальном соотношении дает продукты сгорания, состоящие из водяного пара и двуокиси углерода. В отличие от керосина проливы сжиженного природного газа с содержанием метана не менее 95 % быстро испаряются, не нанося вреда окружающей среде.

СПГ как ракетное горючее занимает промежуточное положение между водородом и керосином по своим физико-химическим свойствам. В сравнении 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 продуктов сгорания с кислородом снижается на 200°С 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 ($T_{\text{кип}}=111,5 \text{ К}$) и меньшая плотность ($\rho = 424 \text{ кг/м}^3$);

- необходимость доработок имеющейся инфраструктуры испытательных комплексов, средств транспортировки, хранения КРТ для использования нового компонента.

Исследования, проведенные в ЦНИИмаш, ИЦ им. М.В. Келдыша и в ряде ОКБ, показывают, что к числу основных преимуществ применения кислородно-метановых ЖРД в составе МРКС относятся:

- обеспечение повышенного удельного импульса тяги (примерно на 196 м/с) при умеренно напряженных параметрах ($p_k=16...19$ МПа) по сравнению с кислородно-керосиновыми ЖРД с высоконапряженными параметрами (p_k до 26 МПа);
- более низкая по сравнению с кислородно-керосиновыми ЖРД 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 метанового топлива 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;
- кислородно-метановые ЖРД с умеренно напряженными параметрами ($p_k =16...19$ МПа) из-за наличия избыточного запаса мощности на валу ТНА позволяют реализовать форсирование тяги до уровня, обеспечивающего горячее резервирование ЖРД (33...35 %);
- из-за отсутствия коксообразования при сгорании метанового горючего могут быть созданы высокоэффективные ЖРД с восстановительным газогенератором, аварийность которых, по имеющимся оценкам, в 4-8 раз ниже, чем у ЖРД, работающих по окислительной схеме. Время протекания аварии газового тракта (в двигателе с ДВГГ) до потери герметичности, как правило, составляет 0,1...0,5 с, что позволяет реализовать эффективную систему САЗ и обеспечить требуемый уровень безопасности их применения в РКС.

Кроме того, стоимость двигателей, работающих по восстановительной схеме, значительно ниже, чем двигателей, работающих по окислительной схеме [2.19, 2.22].

В КБХА и НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко проведены проектно-баллистические расчеты энергомассовых характеристик ЖРД на кислороде – СПГ, выполненных по схеме с ДВГГ и параметрами: тяга 2000...2500 кН, давление в камере 17,5 МПа, соотношение расходов компонентов 3,5 для многоразового ВРБ МРКС-1.

Таким образом, использование кислородно-метановых ЖРД на ВРБ позволяет выполнить требования по надежности и безопасности МРКС-1 в полном объеме. К тому же в России сосредоточено до 40 % мировых запасов природного газа, содержащего до 97 % метана. Все эти факторы показывают перспективность применения ЖРД с использованием СПГ и жидкого кислорода в ракетно-космических системах, в частности в МРКС-1.

Существенное повышение энергомассовой эффективности средств выведения космических средств можно получить за счет внедрения высокоэффективного кислородно-водородного топлива, особенно на верхних ступенях РН и средствах межорбитальной транспортировки (разгонные блоки, межорбитальные буксиры). Так, например, в блоках выведения (БВ) одноразового применения второй ступени МРКС рассматриваются варианты применения кислородно-водородного двигателя типа РД0120 (тяга 1960 кН) или 4-х двигателей РД0146 (тяга 400 кН) и на разгонном блоке РН «Ангара-А5» – двигателя РД0146Д (тяга 73,5 кН).

Двигатели семейства РД0146 выполнены по безгазогенераторной схеме с отдельными ТНА «Г» и ТНА «О». Камера сгорания снабжается неохлаждаемым сопловым насадком (НСН) из композиционного материала с геометрической степенью расширения сопла до $f_c = 475$, обеспечивающей удельный импульс тяги до 4615,8 м/с. На рис.2.8 показан двигатель РД0146Д с выдвижным сопловым насадком ($f_c = 475$).

Для привода ТНА в двигателях данной схемы используется водород, подогретый в рубашке охлаждения камеры сгорания до температуры 400 К, и этим исключаются высокотемпературные узлы (газогенератор, тракты подвода горячего газа). Турбины ТНА окислителя и ТНА горючего будут работать при температуре водорода не выше 400 К, что значительно повышает надежность функционирования двигателя [2.13].

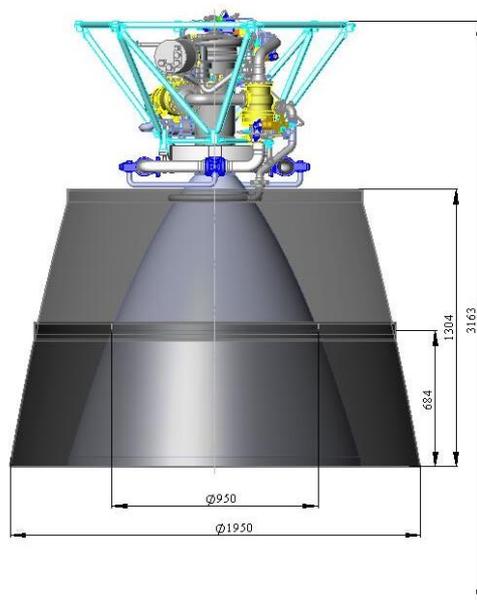


Рис. 2.8. Двигатель РД0146Д с выдвижным сопловым насадком ($f_c = 475$)

Для проведения отработки двигателя с большой степенью расширения сопла и экспериментального подтверждения удельных параметров ($I_y = 4615,8$ м/с) потребуется имитация высотных условий с применением барокамеры, выхлопного диффузора и парэжекторной установки с конденсационной системой охлаждения продуктов сгорания в выхлопном тракте испытательного стенда, которые будут рассмотрены ниже.

Поэтому в число основных направлений развития испытательной базы для отработки современных маршевых ЖРД ракетно-космических систем входят:

- оснащение стендов соответствующей инфраструктурой и системами для обеспечения испытаний перспективных ЖРД ступеней МРКС-1 на сжиженном природном газе и жидком кислороде;

- оснащение стендов барокамерами, выхлопными диффузорами и парожетторными установками для имитации высотных условий при испытаниях кислородно-водородных двигателей разгонных блоков и верхних ступеней РН в процессе запуска, на маршевом режиме и выключении [2.12].

Следует отметить, что опыт эксплуатации РКС показывает [2.10, 2.26] фактическое подтверждение уровня безотказной работы выше 99 % возможно только для ракетных двигателей, которые находятся в эксплуатации более 50 лет и обеспечили более 1500 успешных запусков РН («Протон» и «Союз»).

Качество серийно выпускаемых двигателей и их агрегатов проверяются проведением контрольных испытаний, которые подразделяются на контрольно-технологические (КТИ), контрольно-выборочные (КВИ), специальные проверочные (СПИ) и периодические проверочные (ППИ) испытания. КТИ, как правило, подвергается каждый изготовленный двигатель партии, продолжительность этого вида испытания назначается с учетом времени установления тепловых процессов в теплонапряженных узлах; КВИ подвергается один из двигателей партии после прохождения КТИ и проводится на утяжеленных режимах продолжительностью, превышающей полетное время.

При этом следует учитывать, что применительно к ракетным двигателям результаты некоторых технологических процессов нельзя в полной мере проверить последующим контролем и испытаниями, а недостатки их выполнения могут проявиться только при окончательном контроле продукции или ее использовании по назначению.

К указанным технологическим процессам можно отнести некоторые уникальные операции сварки и пайки, изостатического прессования сложных узлов, нанесения специальных теплозащитных покрытий в труднодоступных полостях двигателя, которые, в свою очередь, требуют оснащения производства дорогостоящим оборудованием, проведения подготовки, обучения и аттестации персонала, создания и внедрения эффективных современных методов неразрушающего контроля

(ультразвуковой метод, метод акустической эмиссии, рентгеновский контроль и др.). При изготовлении приходится использовать также выборочный разрушающий контроль качества изготовленных деталей и агрегатов, заранее планировать вынужденные потери изготовленной продукции на проведение контрольных испытаний, которые должны подтвердить качество производства и возможность поставок изделий в эксплуатацию. Это, в свою очередь, повышает стоимость товарного двигателя в 1,5 – 2 раза. Однако даже такой контроль не может гарантировать 100 – процентную надежность двигателя в эксплуатации.

Таким образом, на завершающем этапе опытно-конструкторских работ по созданию новых ЖРД реально достижимый уровень безотказности характеризуется значениями 0,98-0,99. Вероятность отказа при этом составляет 1 – 2 %, и можно считать, что эти значения характеризуют ту степень риска, который неизбежно сопровождает процесс создания РКТ и который может быть приемлемым на стадии первых летных испытаний вновь создаваемых ЖРД для РН и разгонных блоков [2.10].

Выводы по главе 2

1. При разработке современных ЛА примерно 60 % возникающих проблем конструирования и расчета систем решаются с помощью экспериментальных данных, полученных при испытаниях опытных образцов. Поэтому решение проблемы сокращения сроков и стоимости разработки РКТ (двигателей, двигательных установок РБ и РН и космических аппаратов в первую очередь) сводятся, в основном, к рациональной организации процесса экспериментальной отработки, состоящей из этапов наземных и летных испытаний.
2. Повышение эффективности экспериментальных работ обеспечивается применением методов физического моделирования процессов в системах, при котором реальный процесс исследуется с помощью физических моделей. Полученные результаты могут быть

перенесены на реальный процесс путем пересчета при условии соблюдения равенства соответствующих критериев подобия. Модельные испытания не исключают натурные, но позволяют решить целый ряд задач, в результате которых можно значительно сократить экономические затраты на экспериментальную отработку и создание экспериментальной базы.

3. Планку эффективности наземных испытаний можно повысить путем обеспечения имитации полетных условий эксплуатации на стенде (высотных условий, условий на входе в двигатель по давлению и температуре и т. д.). Это позволяет уменьшить количество дорогостоящих испытаний на этапе летной отработки, при этом общая длительность и экономические затраты отработки создаваемой технической системы с учетом затрат на использование и эксплуатацию уникального дорогостоящего испытательного оборудования в данном случае будут наименьшими.
4. Экономические затраты на проведение доработок конструкции при проектировании, наземной отработке и летных испытаниях распределяются в соотношении 1:10:100, что подтверждает целесообразность иерархического построения программ испытаний, предусматривающих проведение испытаний по этапам: вначале испытания элементов (агрегатов), затем испытания блоков и в итоге испытания системы в целом. Преимуществами испытаний на низших уровнях являются их высокая информативность, простота применяемого оборудования и обнаружения дефекта.
5. Примеры создания и отработки ряда сложных технических систем, к которым относятся РН космического назначения, маршевые ЖРД ступеней РН и разгонных блоков показывают, что в большинстве случаев используется модернизация элементов (компонентов) с максимальным использованием накопленного опыта и научно-технических заделов с учетом:
 - во-первых, комплексного показателя эффективности модернизации или новой разработки «стоимость создания – обеспечение надежности и безопасности эксплуатации»;

- во-вторых, сохранения принципа преемственности, т. е. возможности использования компонентов предыдущей разработки (техники, технологии) с новым «качеством» в новой модернизации (разработке).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ К ГЛАВЕ 2

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989.
3. Галеев А.Г. К вопросу обеспечения безопасности отработки и эксплуатации двигательных установок РКС на криогенных компонентах топлива // Труды МАИ, 2013, № 64, с. 7.
4. Галеев А.Г. Об опыте отработки ракетных двигателей и энергетических установок на водородном топливе и проблемы обеспечения их безопасности // «Альтернативная энергетика и экология» АЭЭ. №7, 2007. с. 8-14.
5. Галеев А.Г. О проблемах отработки и обеспечения безопасности ракетных двигательных и энергетических установок на водородном топливе // Полет. 2009. - с. 7-13.
6. Галеев А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок. – г. Пересвет, Моск. обл.: Изд-во ФКП «НИЦ РКП», 2010.
7. Галеев А.Г. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 2006.
8. Галеев А.Г. Эксплуатация стендов для испытаний ракетных двигательных установок. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие. Под ред. А.Н. Перминова, 2008.
9. Добровольский М.В. Жидкостный ракетный двигатель. Основы проектирования: Учебник для вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. / Под ред. Д.А. Ягодникова. – М.: Изд-во МГТУ имени Н. Э. Баумана. 2005.
10. Добрынин В.С. К вопросу надежности ракетных двигателей на жидком топливе // Методы менеджмента качества. 2013, № 9, с. 44-48.
11. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: ГЭИ, 1960
12. Испытания жидкостных ракетных двигателей / А.Е. Жуковский, В.С. Кондрусев, В.Я. Левин и др. – М.: Машиностроение, 1992.
13. Испытательные комплексы и экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей / А.Г. Галеев, К.П. Денисов, В.И. Ищенко, В.А. Лисейкин, Г.Г. Сайдов, А.Ю. Черкашин; под ред. Н.Ф. Моисеева. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2012.
14. Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. – М.: Машиностроение, 1988
15. Космонавтика: энциклопедия / Гл. ред. В. П. Глушко. М.: Сов. энциклопедия, 1985.

16. Методы отработки научных и народно-хозяйственных ракетно-космических комплексов / В.Ф. Грибанов, А.И. Рембеза, А.И. Голиков и др. Под общей редакцией В.Ф. Грибанова.– М.: Машиностроение, 1995.
17. Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многоразовой ракетно-космической системы / А.И. Кузин, В.С. Рачук, А.С. Коротеев, Б.И. Каторгин, И.А. Смирнов и др. // Авиакосмическая техника и технология. 2010, №1, с. 19-55.
18. Основы испытаний летательных аппаратов: Учебник для вузов / Е.И. Кринецкий, Л.Н. Александровская и др. Под ред. Е.И. Кринецкого. – М.: Машиностроение, 1989.
19. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / Под ред. В.М. Кудрявцева.– М.: Машиностроение, 1983
20. Перспективные ЖРД России / А.С. Коротеев, Л.П. Самойлов // Двигатель. 2009.
21. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов и др.; под ред. академика РАН А.С. Коротеева. – М.: Машиностроение, 2008.
22. Седов Л.И. Методы подобия и размерностей в механике. – М.: Наука, 1987.
23. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем / Л.Н. Александровская, В.И. Круглов, А.Г. Кузнецов и др.: Уч. пос. – М.: Логос, 2003.
24. Уманский С.П. Ракеты-носители, космодромы. – М.: Изд-во «Рестарт+», 2001.
25. Чернышов А.В. Проектирование стендов для испытания и контроля бортовых систем летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1983.
26. Эксплуатация испытательных комплексов ракетно-космических систем / А.Г. Галеев, А.А. Золотов, А.Н. Перминов, В.В. Родченко; Под ред. д-ра техн. наук А.Н. Перминова. – М.: Изд-во МАИ. 2007.
27. Эксплуатация стартовых комплексов ракетно-космических систем / А.Г. Галеев, А.А. Золотов, А.Н. Перминов, В.В. Родченко; Под ред. д-ра техн. наук А.Н. Перминова. – М.: Изд-во МАИ. 2007.

ГЛАВА 3.

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И БЕЗОПАСНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЖРД И ДУ

3.1. ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЖРД И ДУ

Испытательный комплекс (ИК) состоит из огневых и проливочных стендов, предназначенных для отработки двигателя, ДУ и их агрегатов, и вспомогательных систем.

ИК включает в себя:

- огневые стенды для отработки агрегатов двигателя (газогенератора и камеры сгорания), двигателя и ДУ;
- проливочные стенды для отработки агрегатов и систем двигателя на модельных и натурных компонентах;
- монтажно-испытательный корпус (МИК) с монтажным залом для подготовки двигателей, ДУ и агрегатов к испытаниям, арматурным и механическим участками для подготовки и проверки стендового и испытательного оборудования, участками для проверки и настройки измерительных приборов, датчиков и др., химической лабораторией, расчетно-вычислительным центром для обработки и анализа испытаний;
- бункер управления, который может быть общим для обеспечения испытаний на огневых и проливочных стендах с информационно-управляющими и информационно-измерительными системами (ИУС и ИИС);
- систему нейтрализации промышленных стоков испытательных стендов для очистки отработанной воды и ее возврата в хранилище воды;
- хранилище окислителя и горючего с заправочными коммуникациями и с подъездными путями железнодорожного и автомобильного транспорта для заправки систем стендов и ДУ компонентами;

- баллонные и щитовые выдачи сжатых газов (водорода, азота, гелия и воздуха) для питания огневого и проливочного стендов, арматурного участка и др. с газификационными или компрессорными установками для закачки газов;
- насосную станцию с хранилищем воды для обеспечения пожаротушения на испытательных стендах, охлаждения элементов стенда и для подпитки водяного проливочного стенда;
- систему энергообеспечения ИК, включающую дублированное питание ИК высоким напряжением (6 кВ) по двум вводам с подключением автоматов бесперебойного питания (АВБП) и аккумуляторных батарей [3.34].

Испытательные стенды для отработки ЖРД и ДУ по назначению делятся на огневые (испытания двигателей и ДУ и холодные (испытания по проливке агрегатов и систем двигателя и ДУ). Стенды для огневых испытаний ракетных двигателей в соответствии с расположением объекта испытания выполняются вертикальными, наклонными или горизонтальными. Крупные ЖРД испытываются на вертикальных и наклонных стендах, т.к. при этом более полно имитируются условия запуска двигателя и исключаются эффекты, связанные с догоранием остатков компонентов топлива в процессе останова. Стенды представляют собой сложные инженерные сооружения, оборудованные подъемно-транспортными и газоотводящими устройствами, системами подачи топлива и сжатых газов, термостатирования топлива и конструкции ЖРД, нейтрализации проливов компонентов топлива и выбросов продуктов сгорания, охлаждения элементов стенда и пожаротушения, контрольно-измерительными и управляющими средствами и др. Стенды оборудуются системами светомаскировки и шумоглушения. Принципиальная схема вертикального стенда для испытаний двигателя и ДУ показана на рис. 3.1 и представляет собой многоярусное сооружение из монолитного железобетона.

Стенд включает: огневой бокс для установки объекта испытания (ЖРД или ДУ) на специальной силовой раме, отсеки для размещения силоизмерительного устройства, отсеки расходных и сливных емкостей горючего и окислителя, отсеки щитовых сжатых газов, стендового

оборудования, отсеки для размещения коммутационной аппаратуры ИУС, систем вентиляции, насосных агрегатов, энергоснабжения и др.

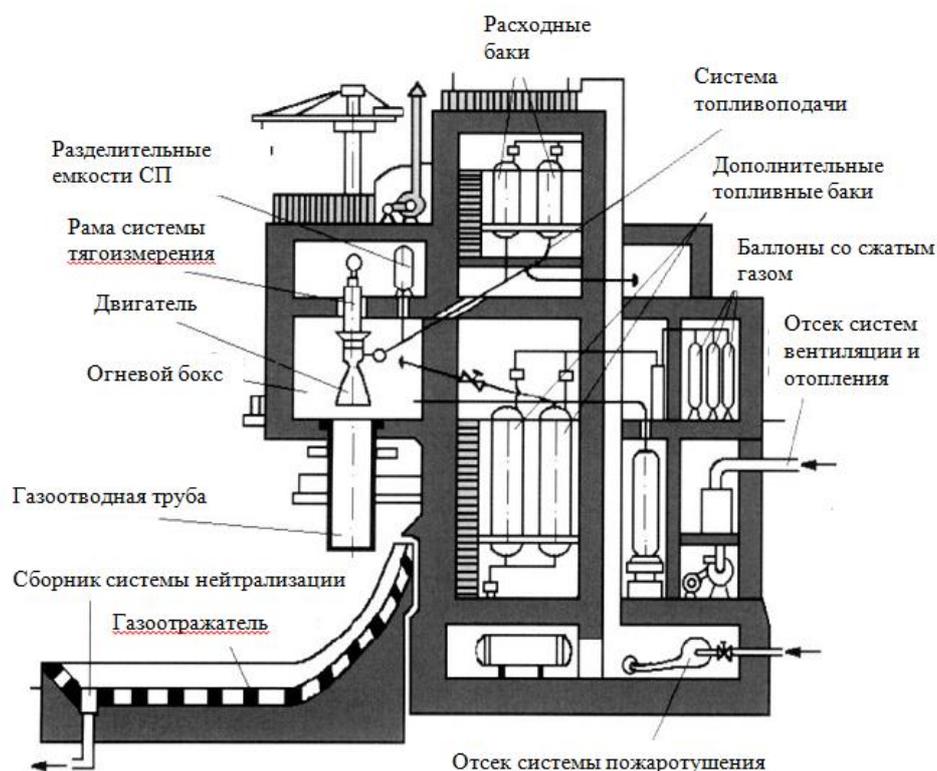


Рис. 3.1. Принципиальная схема стенда для испытаний ЖРД и ДУ



Рис. 3.2. Стенд ФКП «НИЦ РКП» для испытаний ДУ ступеней РН

На рис. 3.2 для примера показан стенд для проведения холодных и огневых стендовых испытаний ДУ ступеней РН в процессе запуска универсального ракетного модуля (УРМ) первой ступени РН «Ангара».

3.2. ОСНОВНЫЕ СИСТЕМЫ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ

1. **Системы хранения и транспортировки компонентов топлива**, которые включают: подсистему хранения, заправочные подсистемы (для баков ДУ и для стендовых баков питания двигателя), расходные подсистемы (системы топливоподачи).

Системы топливоподачи можно классифицировать на:

- насосные (в системах заправки в основном, а также для испытания агрегатов – камер, газогенераторов);
- вытеснительные;
- газобаллонные (в случае применения компонента в виде газа).

Системы топливоподачи предназначены для хранения и подачи различных компонентов топлива (криогенных, высококипящих, низкокипящих, металлизированных и других) к объекту испытания. В качестве теплоизоляции систем с криогенными компонентами топлива могут применяться различные виды теплоизоляции: вакуумная, пористая и экранно-вакуумная. На рис. 3.3 и 3.4 для примера показаны:

- стендовая система подачи криогенного компонента (жидкого водорода) для испытания ЖРД с подсистемами, обеспечивающими переохладение криогенного топлива (см. рис. 3.3) различными способами (эжектированием газа из газовой подушки, барботированием некондесирующегося газа через слой жидкости и с использованием теплообменных устройств со вторичным

- теплоносителем – жидким азотом или паром, обеспечивающим циркуляцию компонента);
- системы стенда для обеспечения автономных испытаний камеры сгорания ЖРД с применением подсистем газобаллонной подачи водорода, вытеснительной подачи жидкого кислорода и насосной подачи воды для охлаждения камеры (см. рис. 3.4).

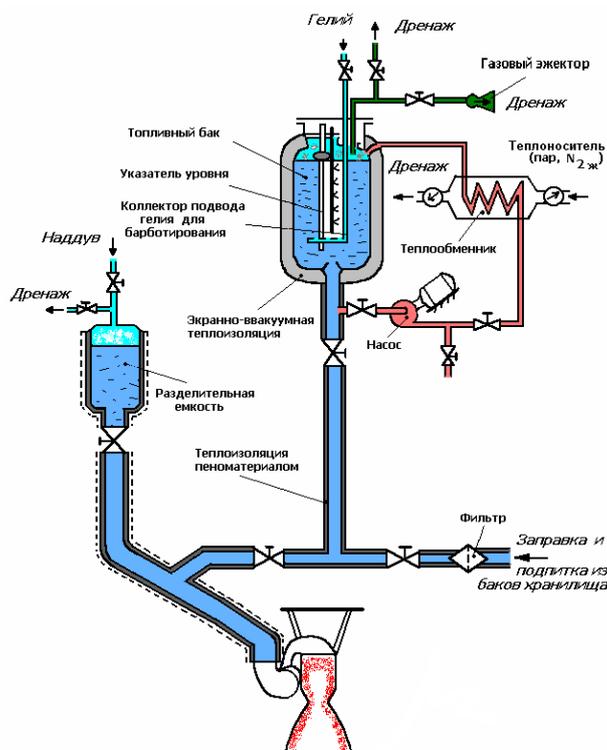


Рис. 3.3. Схема системы подачи криогенного компонента к ЖРД

В схеме для испытания ЖРД (см. схему на рис. 3.3) показана также пусковая подсистема подачи с разделительной емкостью жидкого водорода для обеспечения гидродинамического подобия систем подачи стенда и ракеты на переходных режимах работы (запуске). При длительных испытаниях питание двигателя может осуществляться из стендового топливного бака водорода с подпиткой из баков хранилища.

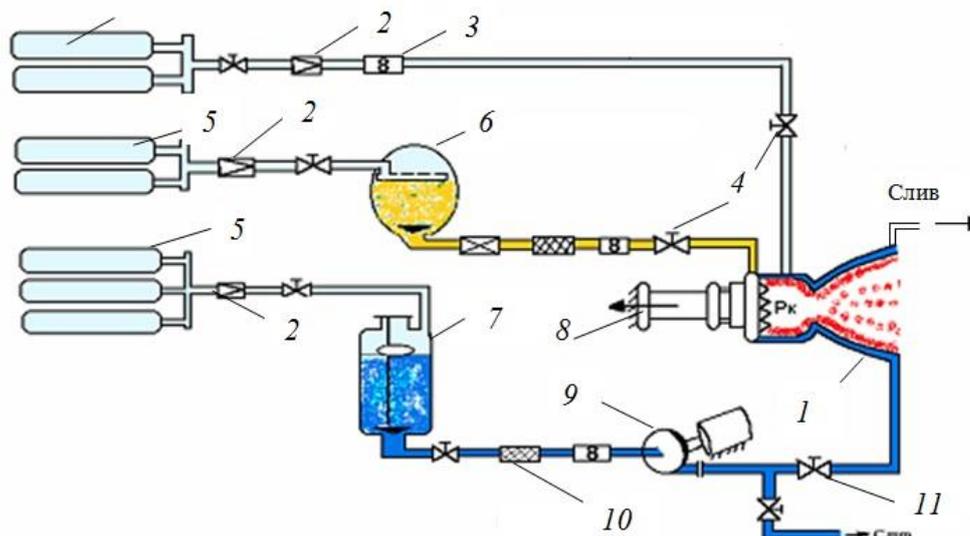


Рис. 3.4. Пневмогидравлическая схема стенда для автономных испытаний камеры сгорания ЖРД:

1 – баллоны с газообразным водородом; 2 – газовый редуктор; 3 – расходомер; 4 – пневмоклапаны подачи “Г” и “О” в камеру сгорания; 5 – баллоны с газообразным азотом системы наддува; 6 – баллоны с жидким кислородом; 7 – емкость с водой; 8 – тягоизмерительное устройство; 9 – насос с электроприводом; 10 – фильтр; 11 – клапан подачи воды на охлаждение камеры; 12 – камера сгорания

Основные соотношения для расчета системы питания испытательных стендов. Диаметры трубопроводов заправочных и расходных систем определяются из уравнения неразрывности движения жидкости по магистрали питания:

$$d = \sqrt{\frac{4m}{\pi\rho g}}, \quad (3.1)$$

где g – допустимая скорость движения жидкости; ρ – плотность жидкости; m – массовый секундный расход жидкости.

Допустимые скорости движения жидкости и газов в стендовых трубопроводах питания по ОСТ 92-8451-80:

- для жидкостей (керосин, кислород и др.) – не более 6 м/с, жидкого водорода – до 20 м/с;
- для газов (воздух и азот) – не более 40 м/с, газообразных водорода и гелия – не более 120 м/с [3.11, 3.15].

В вытеснительной топливной системе подачи компонентов в камеру сгорания давление в стендовом баке подсчитывается по формуле:

$$p_{\text{б}} = p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{ф}} + \Delta p_{\text{маг}} - \Delta p_{\text{н}}, \quad (3.2)$$

где $p_{\text{к}}$ – давление в камере сгорания; $\Delta p_{\text{ф}}$ – потери давления в форсуночной головке камеры; $\Delta p_{\text{маг}}$ – потери давления по магистрали; $\Delta p_{\text{н}}$ – давление столба жидкости на входе в двигатель, определяемое разностью по высоте уровней топлива в баке и на входе в двигатель.

При давлении в камере сгорания 10...20 МПа перепад на форсунках выбирается в диапазоне 0,5...2,0 МПа.

Потери давления в топливных магистралях определяются для конкретной системы подачи и состоят из потери давлений на создание скорости $\Delta p_{\text{с}}$, на преодоление местных сопротивлений $\Delta p_{\text{м}}$ и трения в трубопроводах $\Delta p_{\text{тр}}$:

$$\Delta p_{\text{маг}} = \Delta p_{\text{с}} + \Delta p_{\text{тр}} + \Delta p_{\text{м}}. \quad (3.3)$$

Потери давления на создание скорости определяются формулой:

$$\Delta p_{\text{с}} = \frac{\rho g^2}{2}. \quad (3.4)$$

Потери давления на преодоление трения по длине магистрали:

$$\Delta p_{\text{тр}} = \lambda \frac{l}{d} \frac{\rho g^2}{2}, \quad (3.5)$$

где λ – коэффициент трения; l – длина трубопровода, м; d – диаметр трубопровода, м.

Для наиболее распространенного турбулентного течения λ может быть определен по формуле:

$$\lambda = 0,3164 \text{Re}^{-0,25}, \quad (3.6)$$

где Re – число Рейнольдса, $\text{Re} = \frac{gd}{\nu}$; ν – коэффициент кинематической вязкости, м²/с.

Потери давления на преодоление местных сопротивлений, как известно, пропорциональны скоростному напору:

$$\Delta p_m = \xi \frac{\rho g^2}{2}, \quad (3.7)$$

где ξ – коэффициент местного сопротивления.

Коэффициенты местных сопротивлений определяются в зависимости от рода преграды (повороты, сужения, расширения, сужения, клапаны, фильтры, расходомеры, сильфоны и др.) на пути движения жидкости (газа) [3.5, 3.18].

Топливный бак должен быть оборудован горловинами, штуцерами и фланцами для подстыковки заправочных и расходных магистралей, трубопроводов перелива, наддува и дренажа. Должен быть предусмотрен люк для осмотра и ремонта, а также места установки датчиков давления, температуры и уровня топлива в баке. Наиболее распространенной формой баков является цилиндрическая, поскольку при ней бак имеет довольно большой объем при сравнительно небольшом поперечном сечении. Для криогенных компонентов топлива часто применяются сферические баки, которые имеют наименьшее отношение поверхности стенки к объему (уменьшаются потери компонента за счет теплопритоков через стенки).

Одним из важных элементов топливного бака является заборное устройство. При сливе топлива из бака над донным сливным отверстием при некоторой критической высоте уровня жидкости $H_{кр}$ свободная поверхность искривляется, возникает так называемый провал уровня h , который может привести к двухфазному течению жидкости в трубопроводе. При этом в топливную магистраль может попасть газовая фаза, в связи с чем приходится отключать систему питания до полного опорожнения бака. Воронкообразование можно исключить применением воронкогасителей, устанавливаемых в заборном устройстве. Примеры исполнения воронкогасителей приведены на рис. 3.5.

Высота уровня жидкости $H_{кр}$, при которой происходит прорыв газа в сливной трубопровод, называется критическим уровнем. Величина относительного критического уровня определяется по эмпирической формуле с учетом сил вязкости:

$$\bar{H}_{кр} = \frac{H_{кр}}{d} = 0,42\left(1 + \frac{64}{Re}\right)Fr, \quad (3.8)$$

где d – диаметр сливного отверстия; $Fr = \frac{g^2}{g\delta_{п}}$ – число Фруда; $\delta_{п}$ – толщина пленки жидкости.

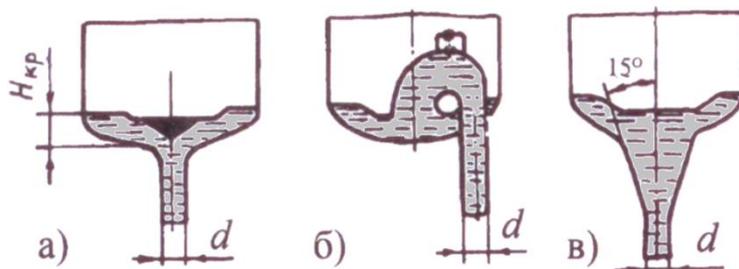


Рис. 3.5. Схемы заборных устройств:

а – центральный отбор с тарелью; *б* – сифонное заборное устройство; *в* – отбор с коническим переходом от днища к сливному трубопроводу

Уменьшить критическую высоту $H_{кр}$ можно с помощью тарелей, установленных над сливным отверстием.

Потребный объем топливного бака определяется по формуле:

$$V_{б} = \frac{\dot{m} \tau}{\rho} + V_{заб} + V_{гар} + V_{зап} + \frac{\dot{m}_{зах} \tau_{зах}}{\rho} + V_{исп}, \quad (3.9)$$

где \dot{m} , τ – массовый секундный расход компонента топлива и максимальное время испытания; $V_{заб}$ – объем жидкости, оставшейся в баке, который зависит от типа устройства и режима слива; $V_{гар}$ – гарантированный остаток компонента в баке, принимают для стендовых систем 10...20 % от $V_{б}$; $V_{зап}$ – объем, потребный для заполнения магистралей стенда; $\dot{m}_{зах}$, $\tau_{зах}$ – массовый секундный расход и время, потребные для захолаживания магистралей питания, которые определяются экспериментально и зависят от типа изоляции, массы топливных магистралей питания (трубопроводов и арматуры) и режимов захолаживания; $V_{исп}$ – объем на испарение, определяется типом изоляции и временем нахождения компонента в баке [3.11].

Основы расчета характеристик насосной системы подачи. При насосной системе подачи внутри топливных баков стенда поддерживается небольшое давление для обеспечения бескавитационной работы насосов.

При этом давление, необходимое для подачи топлива к потребителю, создается насосом с приводом от электродвигателя или газовой турбины.

Наиболее широкое применение в системах питания двигателей ЛА и стендов нашли лопаточные насосы, так как обладают высокими антикавитационными и напорными качествами [3.24, 3.26]. В этом случае требуется оценить основные параметры насоса и привода, необходимые для компоновки систем стенда. К таким параметрам относятся:

- напор и угловая скорость ротора;
- геометрические размеры насосного агрегата (диаметры входного и выходного патрубков, габаритные размеры – диаметр и осевая длина корпуса насоса);
- масса и мощность насоса и привода.

Знать диаметры патрубков нужно для определения диаметров подводящих и отводящих трубопроводов, размеры насоса – для его правильного размещения, массу насоса – для расчета фундамента.

Исходными данными для расчета являются:

- а) физические характеристики перекачиваемой насосом жидкости – плотность ρ , давление упругости пара $p_{упр}$ [3.32];
- б) массовый \dot{m} или объемный расход топлива \dot{Q} ;
- в) потребное давление на выходе из насоса $p_{вых}$;
- г) номинальное $p_{вх}$, и минимальное $p_{вх\ min}$ давления на входе в насос.

Массовый расход жидкости \dot{m} и давление подачи $p_{вых}$ определяются потребностями потребителя.

Давление на входе в насос $p_{вх}$ и $p_{вх\ min}$ определяются номинальным и минимально возможным давлением в баке, из которого жидкость поступает в насос. Обычно, $p_{вх} = 0,6...0,8$ МПа, $p_{вх\ min} = 0,4...0,6$ МПа.

Выходное и номинальное входное давление определяют требуемый напор насоса, который выражается в Дж/кг:

$$H = \frac{P_{\text{Вых}} - P_{\text{Вх}}}{\rho}. \quad (3.10)$$

Зависимость (3.10) показывает, что чем больше давление на входе, тем меньше потребный напор насоса, а это ведет к уменьшению его мощности и размеров.

Угловая скорость вала ω является важнейшей характеристикой насоса, определяющей его размеры и экономичность. С увеличением угловой скорости уменьшаются размеры и, как правило, повышается экономичность насоса.

Угловая скорость насоса определяет коэффициент быстроходности:

$$n_s = 193,3 \frac{\omega \cdot \sqrt{\dot{Q}}}{H^{3/4}}, \quad (3.11)$$

где \dot{Q} – объемный расход жидкости через насос, м³/с; ω – угловая скорость вала, рад/с; H – напор насоса, Дж/кг.

Коэффициент быстроходности, в частности, определяет тип насоса. Если $n_s = 40 \dots 300$, то насос будет центробежного типа. Значения $n_s = 300 \dots 600$ соответствуют диагональным насосам, а $n_s = 600$ – осевым [3.24].

При использовании для привода насоса электродвигателя угловая скорость вала насоса будет равна угловой скорости ротора электродвигателя: $\omega_{\text{ДВ}} = 140 \dots 300$ рад/с.

Если при этих угловых скоростях коэффициент быстроходности насоса n_s получается меньше 50...70, то насос следует выполнить многоступенчатым. Это усложняет конструкцию насоса, на зато повышает его КПД и, следовательно, уменьшает потребляемую мощность. Число ступеней насоса Z определяется так, чтобы коэффициент быстроходности ступени $n_{\text{СТ}}$ был не ниже 50...70:

$$n_{\text{СТ}} = 193,3 \frac{\omega \sqrt{\dot{Q}}}{(H/Z)^{3/4}}, \quad (3.12)$$

где $H/Z = H_{ст}$ – напор ступени насоса.

Выбор значения $n_{ст} = 50...70$ объясняется тем, что при меньших $n_{ст}$ значительно падает КПД насоса (η_n) за счет увеличения, в частности, затрат мощности на трение дисков колеса о жидкость. Уменьшение же КПД ведет к повышению мощности насоса. Зависимость КПД от n_s приведена на рис. 3.6.

Угловую скорость вала насоса можно увеличить применением шестеренчатого мультипликатора. Мультипликатор является устройством, сложным в изготовлении и эксплуатации, поэтому его использование может быть оправдано, если при этом удастся выполнить насос одноступенчатым. Кроме того, условия эксплуатации мультипликатора требуют создания на стенде специальных систем смазки и охлаждения, что усложняет системы и технологию испытаний.

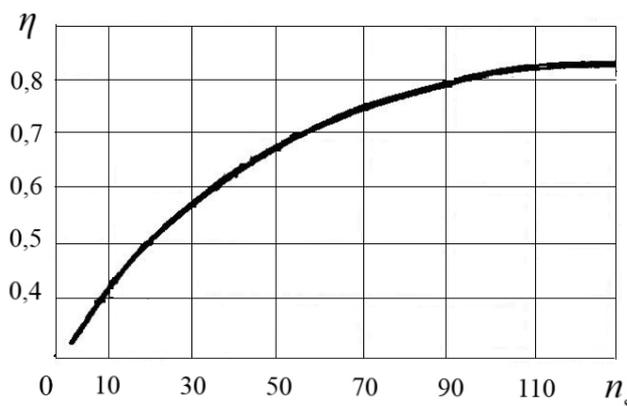


Рис. 3.6. Зависимость КПД насоса от коэффициента быстроходности

Вместо электродвигателя для привода насоса можно использовать газовую или паровую турбины. При этом можно получить большие мощности при небольшой массе конструкции и более высокие угловые скорости (до $\omega = 1500...2000$ рад/с).

Диаметры входного и выходного патрубков можно найти, задавшись скоростью потока:

$$D_{вх} = \sqrt{\frac{4\dot{Q}}{\pi g_{вх}}}, \text{ м}; \quad D_{вых} = \sqrt{\frac{4\dot{Q}}{\pi g_{вых}}}, \text{ м}.$$

Скорости потока на входе и выходе насоса выбирается сравнительно небольшой для исключения значительных гидроударов при закрытии клапанов в магистралях питания. При выборе входной скорости также учитывается то, что умеренная скорость способствует повышению антикавитационных свойств насоса (увеличению коэффициента кавитационного срыва $C_{срв}$, например, $C_{срв} = 5000$ при установке шнека на входе в центробежное колесо насоса). Обычно $g_{вх} = 5...10$ м/с; $g_{вых} = 10...20$ м/с.

Наружный диаметр колеса необходимо знать для определения размеров насоса. Если известен диаметр колеса D_k , то при выбранной угловой скорости вала можно определить окружную скорость u_k , м/с

$$u_k = \omega \frac{D_k}{2}, \text{ м/с.} \quad (3.13)$$

Чем больше окружная скорость, тем выше напор насоса. Однако из соображений прочности окружная скорость колеса не должна превышать 350...450 м/с (600 м/с для водородных насосов). При заданном напоре насоса (3.10) можно определить необходимую окружную скорость и затем его диаметр, м:

$$D_k = \frac{2}{\omega} \sqrt{\frac{H}{K_H}}, \quad (3.14)$$

Где K_H – коэффициент напора, $K_H = 0,6...0,65$.

Диаметр насоса D_H больше диаметра колеса. По статистическим данным,

$$D_H = (1,3...1,6) D_k; \quad (3.15)$$

$$L_H = (1,5...1,7) D_k, \quad (3.16)$$

где L_H – длина насоса (или ступени насоса).

При этом меньшие значения коэффициентов в формулах (3.15) и (3.16) соответствуют коэффициенту быстроходности $n_s = 30...60$, а большие значения – $n_s = 130...150$.

Массу насоса можно определить по его условному объёму $V_H = \frac{\pi D_H^2}{4} L_H$:

$$m_H = K\rho_{\text{МАТ}} \cdot V_H, \quad (3.17)$$

где коэффициент $K = 0,5 \dots 0,6$; $\rho_{\text{МАТ}}$ – плотность материала деталей насоса.

Если детали в основном предполагается выполнять из стали, то $\rho_{\text{МАТ}} \approx 7800$ кг/м³, если из алюминиевых сплавов, то $\rho_{\text{МАТ}} \approx 2700$ кг/м³. При использовании стальных и алюминиевых сплавов следует принимать промежуточные значения плотности материалов.

Мощность насоса определяется формулой

$$N_H = \frac{\dot{m}H}{\eta_H}, \text{ Вт.} \quad (3.18)$$

Как уже отмечалось, КПД насоса находятся по значению коэффициента быстроходности n_s на графике (см. рис. 3.5), построенном с использованием имеющихся экспериментальных данных [3.24, 3.26].

Потребная мощность привода (турбины) определяется необходимой мощностью для привода насосов:

$$N_{\text{пр}} = \sum N_H.$$

Электродвигатель, используемый в качестве привода насоса, выбирают по параметрам $N_{\text{пр}}$ и ω из каталога. При необходимости применяют, как уже отмечалось выше, мультипликатор для повышения оборотов насоса.

При газовом приводе параметры турбины должны быть выбраны такими, чтобы расход рабочего тела через турбину был минимальным.

Удельная работа турбины

$$L_T = \frac{N_T}{\dot{m}_T},$$

где N_T – мощность турбины; \dot{m}_T – расход рабочего тела через турбину, кг/с.

При $\dot{m}_T \rightarrow \text{минимеем}$ $L_T \rightarrow \text{max}$,

$$L_T = L_{\text{оад}} \cdot \eta_T. \quad (3.19)$$

Здесь η_T – КПД турбины; $L_{\text{оад}}$ – адиабатная работа расширения газа

$$L_{0\text{ад}} = \frac{k}{k-1} RT_0 \left(1 - \frac{1}{\delta^{\frac{k-1}{k}}} \right), \quad (3.20)$$

где $\delta = \frac{p_0}{p_2}$ – степень понижения давления в турбине, отношение давлений на входе (p_0) и выходе (p_2) турбины; k – показатель адиабаты; R – газовая постоянная и T_0 – температура газа перед турбиной.

Из формулы (3.20) следует, что при выбранном рабочем теле (k и R) большие значения $L_{0\text{ад}}$ можно получить при высоких температурах рабочего тела и больших отношениях давления p_0/p_2 . Большие отношения давления достигаются при увеличенных значениях начального давления p_0 , так как противодавление p_2 выбирается в зависимости от давления той среды, куда выбрасывается газ. Для исключения влияния изменения атмосферного давления $p_{\text{атм}}$ на работу турбины давление p_2 на выходе из турбины выбирается, как правило, больше критического, определенного по $p_{\text{атм}}$ соотношением

$$p_2 \geq \delta_{\text{кр}} \cdot p_{\text{атм}},$$

где $\delta_{\text{кр}} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$ – критическое отношение давлений, которое для двухатомных газов ($k = 1,4$) имеет значение $\delta_{\text{кр}} = 0,528$.

Для привода турбины на стенде возможно использование различных газов. При этом предпочтительнее использовать газообразный водород, так как его термодинамическая эффективность $(RT)_{\text{H}_2}$ выше в 12-14 раз, чем у таких газов, как, например, азот и воздух [1.1, 1.3].

2. Системы наддува, которые, как и в ДУ, могут быть непрерывного и дискретного действия. В качестве регулирующих органов используются газовые редукторы, дроссели при непрерывном действии и отсечные клапаны или электропневмоклапаны, открываемые по командам систем регулирования от сигнализаторов давления (СД) или датчиков давления в системах дискретного действия. Схемы систем наддува непрерывного и пульсирующего действия представлены на рис. 3.7.

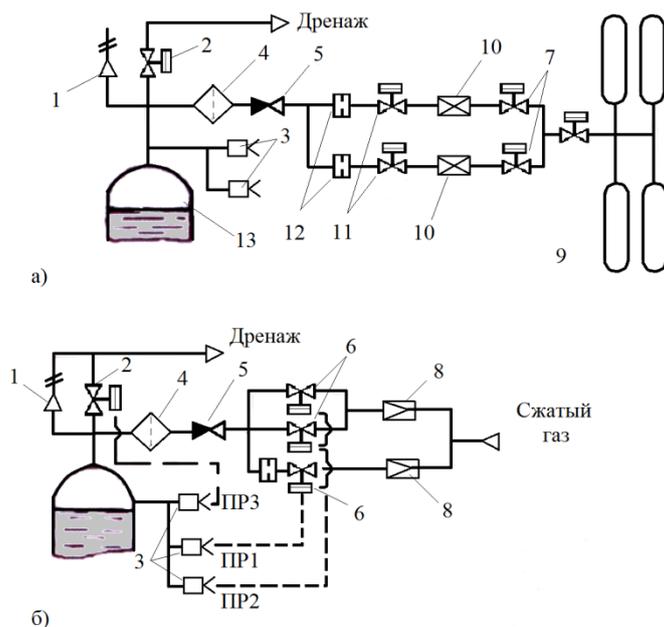


Рис. 3.7. Схемы систем наддува непрерывного (а) и пульсирующего действия (б):

1 – предохранительный клапан; 2 – дренажный клапан; 3 – сигнализатор давления; 4 – фильтр; 5 – обратный клапан; 6, 7 и 11 – клапан; 8 – газовый редуктор; 9 – баллон с газом; 10 – регулятор; 12 – дроссельная шайба; 13 – газовая подушка топливного бака

В схеме наддува с непрерывной работой регулирующих устройств (регуляторов) 10 достигается плавное изменение давления в топливных баках (см. рис. 3.7,а). После открытия вентиля и пневмоклапанов 7 из рампы баллонов высокого давления 9 газ поступает к регуляторам 10 и ЭПК 11. После открытия ЭПК 11 по команде с пульта управления газ через шайбы 12, обратный клапан 5 поступает в бак под давлением, соответствующим настройке регуляторов. Обводная линия с регулятором 10 имеет значительно меньшие диаметры проходных сечений, чем основная линия, и служит для более тонкого регулирования расхода газа. Сброс давления из бака происходит при открытии пневмоклапана 2 по команде с пульта управления или при срабатывании предохранительного клапана 1 в случае повышения давления наддува выше допустимого уровня.

Система пульсирующего наддува показана на схеме, см. рис. 3.7, б. От описанной выше системы она отличается тем, что редукторы 8 в системе наддува настраивают на давление, значительно превосходящее заданное давление в газовой подушке топливного бака, а ЭПК 6 на основной и

обводной магистралях открываются периодически при срабатывании реле давлений ПР-1 и ПР-2. В случае превышения давления наддува над заданным уровнем срабатывает пневмореле ПР-3 и кратковременным открытием дренажного пневмоклапана 2 стравливается избыточное давление. Эта схема более надежна в работе и чаще применяется в стендовых системах.

В процессе испытания топливо вытесняется из бака и освобождающийся объем должен заполняться газом из системы наддува. Таким образом, объем газовых баллонов системы наддува должен быть достаточным не только для заполнения газом первоначального объема подушки $V_{\text{п}}$, но и объема бака V'_o , освободившегося в результате выработки топлива:

$$V_{\text{ГАЗ}} = V_{\text{п}} + V'_o = V_{\text{п}} + \frac{\dot{m}\tau}{\rho} + \frac{\dot{m}_{\text{ЗАХ}}\tau_{\text{ЗАХ}}}{\rho}, \quad (3.21)$$

где \dot{m} и $\dot{m}_{\text{ЗАХ}}$ – массовые расходы компонента топлива на основном режиме и режиме захлаживания; $\tau, \tau_{\text{ЗАХ}}$ – продолжительности испытания и режима захлаживания; ρ – плотность жидкости.

Объем баллонов со сжатым газом, необходимый для проведения испытания, можно определить из уравнения состояния:

$$V_{\text{БАЛ}} = V_{\text{ГАЗ}} \frac{1}{K_{\text{и}}} \cdot \frac{p_{\text{п}}}{p_{\text{БАЛ}}} \cdot \frac{T_{\text{БАЛ}}}{T_{\text{п}}}, \quad (3.22)$$

где $K_{\text{и}}$ – коэффициент использования газа; $p_{\text{БАЛ}}, p_{\text{п}}, T_{\text{БАЛ}}, T_{\text{п}}$ – давление и температура газа в баллонах наддува и в подушке бака.

Минимальное конечное давление в баллонах определяется по формуле

$$p_{\text{балmin}} = p_{\text{п}} + \Delta p_{\text{ред}} + \Delta p_{\text{маг.над}}, \quad (3.23)$$

где $\Delta p_{\text{ред}}$ – перепад давлений на редукторе (обычно колеблется в пределах 1,0...3,0 МПа); $\Delta p_{\text{маг.над}}$ – потери давления в магистрали системы наддува (0,5...1,0 МПа).

Очевидно, что полностью использовать газ из баллонов не удастся. Коэффициент использования газа определяется выражением

$$K_{II} = 1 - \frac{P_{БАЛ\ min} - P_{II}}{P_{БАЛ}}. \quad (3.24)$$

В лучшем случае K_{II} составляет 0,8...0,9. Из выражения (3.24) определим начальное давление в баллонах наддува:

$$P_{бал} = \frac{P_{БАЛ\ min} - P_{II}}{1 - K_{II}}. \quad (3.25)$$

Зная объем баллонов (см. (3.21)), после выбора типа баллонов для газа наддува можно определить их количество, которое необходимо для компоновки отсеков и системы наддува [3.34].

Рабочее тело системы наддува выбирается с учетом применяемых компонентов топлива. При этом надо учитывать совместимость газа наддува и топлива. Криогенные топлива, такие, как жидкие водород, кислород, фтор, имеют настолько низкие температуры кипения, что лишь немногие газы не конденсируются при контакте с ними. При наддуве бака с жидким водородом лишь гелий и водород остаются в газовой фазе при температуре 20 К.

В системах питания ДУ наиболее чаще применяется система наддува, в которых баллоны со сжатым неконденсирующимся газом, например гелием, помещают в бак с криогенным компонентом, например в бак жидкого кислорода. Редуцированный холодный газ перед поступлением на наддув бака проходит через теплообменник, который устанавливается в выхлопной системе турбины ТНА для обеспечения подогрева газа до температуры 300...400 К.

Хранение сжатого газа при низкой температуре снижает необходимый объем аккумулятора давления, а подогрев в теплообменнике уменьшает расход, т.е. запас газа, что заметно уменьшает массу системы наддува баков ДУ [3.5, 3.21].

3. Системы газоснабжения включают компрессорные (рис. 3.8) или газификационные установки (рис. 3.9) для закачки сжатых газов, баллоны для хранения сжатых газов, устройства для очистки, осушки и

маслоотделения, а также устройства для отбора и проведения анализа состава и состояния газов, распределительные щиты для выдачи газов потребителю [3.20].

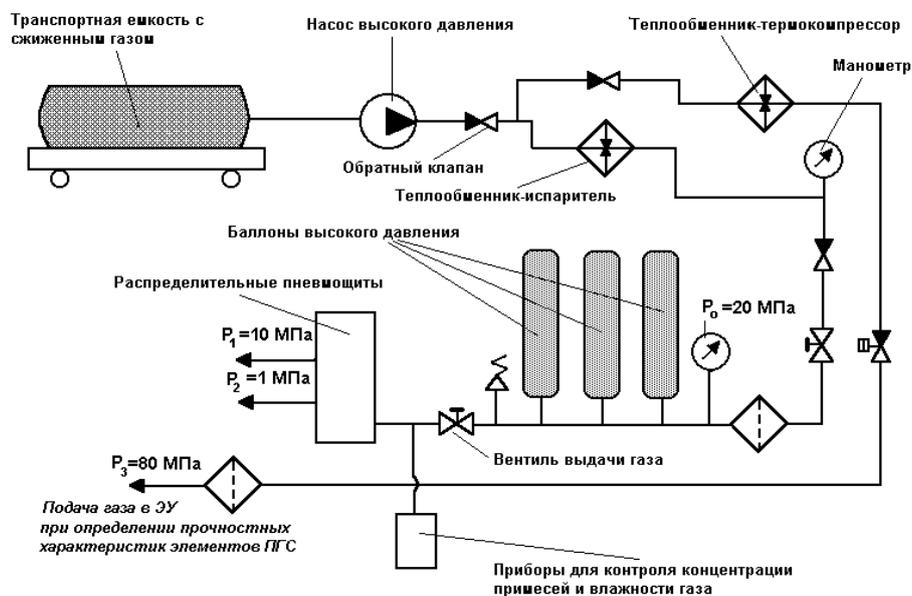


Рис. 3.8. Система газоснабжения с компрессорной установкой

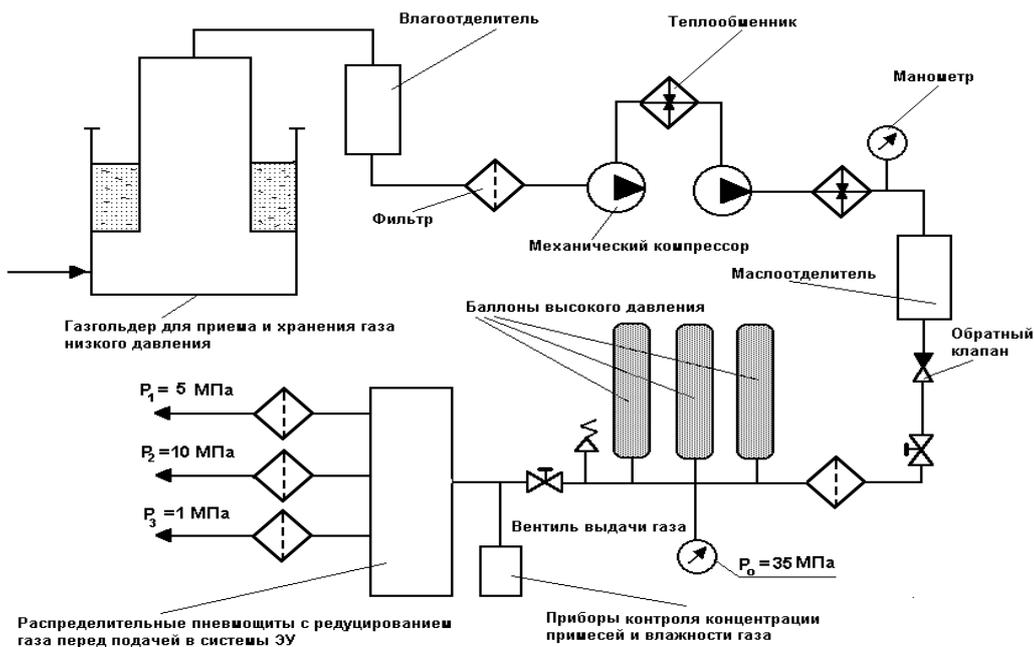


Рис. 3.9. Система газоснабжения с газификацией криогенного компонента

4. Газоотражательные устройства и системы защиты. Газоотражательные устройства служат для отвода высокотемпературных газов выхлопных струй ракетного двигателя и защиты силовых элементов вертикального испытательного стенда (стартового комплекса) и могут быть выполнены в открытом (см. рис. 3.1) или закрытом исполнении (рис. 3.12, в) в зависимости от параметров и характеристик двигателя.

Открытый газоотражатель (газовый лоток) вертикального стенда для испытаний ЖРД или ДУ (см. рис. 3.1) располагается на мощном железобетонном основании, и его поверхность укладывается, как правило, массивными чугунными плитами толщиной 300...350 мм. Расстояние от среза сопла испытываемого двигателя до газоотражателя определяется размерностью двигателя и составляет не менее 30...50 калибров:

$$L = (30...50) d_a, \quad (3.26)$$

где d_a – диаметр выходного сечения сопла.

Газоотражательные устройства стендов могут быть охлаждаемыми и неохлаждаемыми. В охлаждаемых газоотражательных устройствах лоток выполняется двухстенным с прокачкой охлаждающей воды между ними. Возможно применение теплозащитных покрытий для защиты неохлаждаемых газоотражателей. Однако указанные системы не нашли практического применения на отечественных стендах из-за замерзания остатков воды при зимних условиях эксплуатации.

Наибольшее распространение получили системы защиты газоотражателя с охлаждением выхлопной струи двигателя, представленные на рис. 3.10. В этом случае эффективность работы системы зависит в первую очередь от того, насколько глубоко внедряется вода в выхлопную струю. Чем глубже внедрится вода в струю, тем эффективнее происходит процесс охлаждения. Проникновение воды в выхлопную струю обеспечивается системой подачи через различные устройства:

- насадки, в которых $p_n > p_0^*$ (см. рис. 3.10, а);
- насадки, введенные в струю, в которых $p_n < p_0^*$ (см. рис. 3.10, б);
- воздушно-водяные эжекторы (см. рис. 3.10, в).

Здесь p_n – давление подачи воды; p_0^* – давление заторможенного потока в струе.

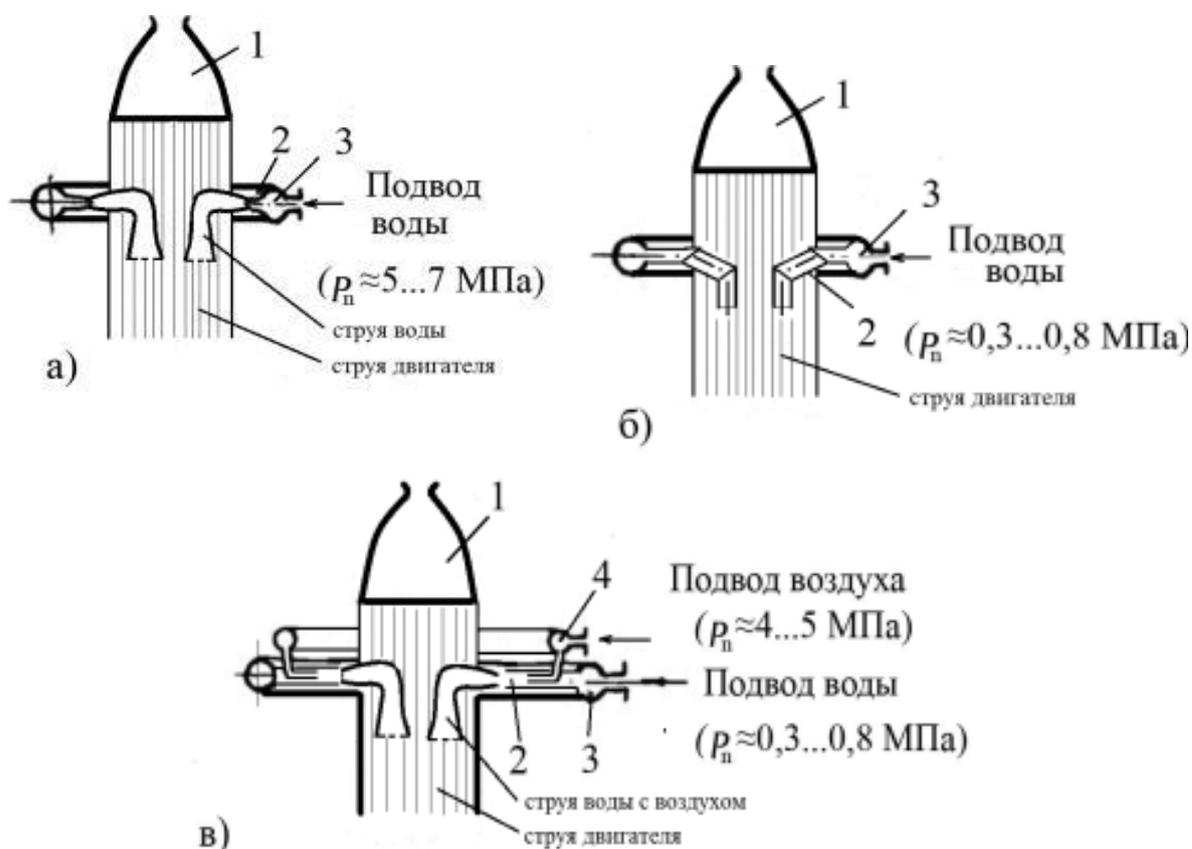


Рис. 3.10. Система охлаждения высокотемпературной струи ЖРД:

а – высоконапорной подачей воды; *б* – низконапорной подачей воды через насадки, введенные в струю; *в* – воздушно-водяными эжекторами; 1 – сопло; 2 – насадок; 3 – коллектор подвода воды; 4 – коллектор подвода воздуха

Устройства, представленные на рис. 3.10, *а* и 3.10, *в*, не нашли применения, поскольку требуется высокоэнергетическое оборудование: системы подачи воды и воздуха высокого давления.

В случае же применения насадков, введенных в струю, внедрение воды обеспечивается при низких давлениях подачи $p_n = 0,4...0,8$ МПа, что позволяет значительно упростить систему за счет использования серийных низконапорных насосов большой производительности (см. рис. 3.10, *б*). Кроме того, система отличается универсальностью, позволяющей проводить ее быструю переналадку и настройку при испытаниях различных ДУ на стенде [3.20].

В выхлопную струю на $(1...1,5) d_a$ от среза сопла двигателя вводят 2÷3 насадка и подают через них воду в количествах, необходимых для охлаждения струи в зоне встречи с газоотводящей поверхностью до температур газа $T_r < T_{пл}$, где $T_{пл}$ – температура плавления материала газоотражателя (лотка).

Методика расчета необходимого количества воды для охлаждения струи основана на рассмотрении уравнения сохранения энтальпии в струе. При этом принимаются следующие допущения:

- потери энергии в струе, связанные с тепловым излучением, равны нулю;
- вода распространяется равномерно по сечению выхлопной струи и полностью испаряется;
- после подачи охлажденной воды состав продуктов сгорания остается постоянным, соответствующим составу продуктов сгорания на срезе сопла ДУ;
- эжектируемый воздух не вступает в химическую реакцию с продуктами сгорания [3.16].

Уравнение сохранения энтальпии записывается в виде:

$$I_T - \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot I_i^{T^*}}{\sum_{i=1}^n m_i \cdot \mu_i} = K_1 \left(\frac{I_{H_2O}^{T^*}}{\mu_{H_2O}} - I_{H_2O} \right) + K_2 (I_{B3}^{T^*} - I_{B3}), \quad \dots\dots\dots(3.27)$$

где I_T – полная энтальпия топлива; $\frac{\sum_{i=1}^n m_i I_i^{T^*}}{\sum_{i=1}^n m_i \mu_i}$ – энтальпия компонентов продуктов

сгорания при температуре T^* ; $\left(\frac{I_{H_2O}^{T^*}}{\mu_{H_2O}} - I_{H_2O} \right)$ – разность энтальпий водяного

пара при температуре T^* и охлаждающей воды; $(I_{B3}^{T^*} - I_{B3})$ – разность энтальпий

воздуха при температуре T^* и окружающей среды; $K_1 = \frac{m_B}{m_T}$ – отношение

секундных массовых расходов охлаждающей воды и компонентов топлива через

ДУ; $K_2 = \frac{m_{ВЗ}}{m_T}$ – отношение секундного массового расхода эжектируемого струей воздуха к секундному расходу компонентов топлива через ДУ.

Решать приведенное уравнение можно с целью определения как температуры торможения охлажденной струи T^* при известном K_1 , так и необходимого расхода охлаждающей воды при заданном значении температуры торможения потока в струе.

Температура торможения охлажденной струи T^* должна быть ниже на 150...200°C температуры плавления материала покрытия газоотражательного устройства.

Для решения уравнения (3.27) необходимо знать коэффициент эжекции K_2 . Существует несколько эмпирических зависимостей, позволяющих найти K_2 на оси струи или осредненное значение для всей струи. В зависимости от K_2 определяется температура торможения потока на оси струи или осредненная температура для всей струи.

В первом приближении можно принять $K_2 = 0$, и тогда для охлаждения струи до температуры 1500 К необходимо обеспечить следующие отношения расходов K_1 :

- для топливной пары керосин-кислород $K_1 = 1,5...2,0$;
- для топливной пары водород-кислород $K_1 = 2,5...3,0$.

В общем случае эжектируемый воздух может играть значительную роль в снижении температуры струи, особенно периферийных зон, что важно при подаче охладителя через один патрубок по оси струи [3.16, 3.20].

5. Системы управления (СУ), регулирования процессом испытания, диагностики и аварийной защиты (САЗ) испытуемого двигателя. 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. В системах управления в последнее время используются ЭВМ для автоматизированной системы управления и

регулирования технологическими процессами (АСУ ТП). На рис. 3.11 для примера представлены структурные схемы регулирования параметров давления в камере сгорания p_k и соотношения компонентов топлива k_m при автономных испытаниях камеры сгорания на стенде с вытеснительной и газобаллонной системами подачи компонентов топлива.

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

$$p_k = \frac{m \beta_{кс}}{F_{кр}}, \quad (3.28)$$

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

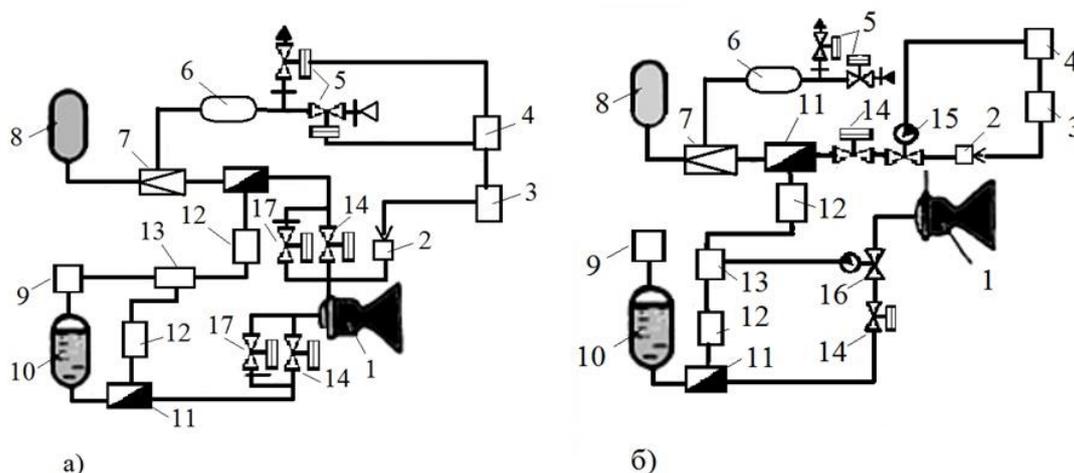


Рис. 3.11. Схемы регулирования p_k и k_m на стенде с вытеснительной и газобаллонной системами подачи компонентов:

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 – система 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

Регулирование p_k обеспечивается изменением расхода горючего газовым редуктором 7 по сигналам датчика давления 2 системы обратной связи (см.

рис. 3.11, а) или изменением настройки регулятора расхода (угла поворота привода дросселя) 15 (см. рис. 3.11, б).

Регулирование коэффициента соотношения компонентов топлива k_m обеспечивается системой регулирования 13 по сигналам датчиков расхода 11 окислителя и горючего воздействием на наддув баллонов 10 (см. рис. 3.11,а) или на регулятор расхода окислителя 16 (см. рис. 3.11, б) [3.11, 3.20].

В качестве алгоритмов регулирования в промышленности наибольшее распространение получили различные варианты пропорционально-интегрально-дифференцирующих регуляторов (ПИД-регуляторов). Для сложных, нелинейных систем используются иные стратегии управления, например, регуляторы на основе нечёткой логики.

Система аварийной защиты и диагностики включает контроль параметров двигателя и ДУ (например, давления, температуры и сплошности потока на входе в насосы, частоту вращения ротора ТНА, давления и температуры в теплонапряженных узлах камеры и газогенератора, пульсации давления, вибраций и др.) и обеспечивает аварийное прекращение испытания (выключение двигателя) при отклонении контролируемых параметров от заданных величин [3.20].

6. Стендовая информационно-измерительная система (ИИС). ИИС предназначена для получения информации о параметрах и характеристиках в системах испытательного стенда и объекта испытания. В некоторых современных системах функции управления и информационно-измерительные функции могут быть объединены [3.20].

При отработке изделий РКТ используются датчики для измерения и контроля медленноменяющихся давлений, разрежений и перепадов давлений; тяги; расходов и уровней компонентов топлива; сплошности (однородности) потоков топливных компонентов; температур; углов поворота, линейных перемещений и шарнирных моментов; быстроменяющихся (пульсирующих) давлений; вибраций; деформаций; акустических шумов, угловых скоростей вращения. Такое разнообразие параметров, прежде всего, связано с необходимостью получения

информации о параметрах статического режима, определяемого давлением и температурой газов в камере сгорания и газогенераторе, напорами насосов ТНА, перепадами давлений в трактах двигателя. При имитации высотных условий работы ЖРД требуется определение степени разрежения в зоне отрыва потока от стенок сопла; при проверке действительных кавитационных запасов – давлений на входе в насосы. Так как работа двигателя сопровождается значительными динамическими нагрузками, необходимо точное измерение давлений в момент гидроудара и “провала” давления на входах в насосы, темпов нарастания и спада давлений в узлах двигателя, пульсаций давлений в камере сгорания, в узлах и магистралях двигательной установки.

Технология выполнения измерений параметров ЖРД и ДУ, в системах испытательных стендов, а также информационно-измерительные системы, первичные преобразователи и основы метрологического обеспечения измерений при проведении испытаний РКС рассмотрены подробно в специальной литературе, например, в [3.40, 3.41].

Результаты измерения основных параметров двигателя при проведении доводочных и контрольных испытаниях используются для оценки режимов функционирования двигателя (запуск, маршевый режим и останов) и определения характеристик ДУ – удельного импульса тяги I_y и удельного комплекса давления в камере сгорания $\beta_{КС}$.

Так для определения предельной погрешности измерительной цепи при оценке косвенного измерения удельного импульса тяги I_y и удельного (расходного) комплекса давления в камере сгорания $\beta_{КС}$ с учетом погрешности градуировки можно использовать формулу

$$\Delta I_y(\Delta \beta_{КС}) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta_i^2 + \Delta_{Г}^2}, \quad (3.29)$$

где ΔI_y – предельная погрешность определения удельного импульса тяги; $\Delta \beta_{КС}$ – предельная погрешность определения удельного комплекса давления в камере сгорания; Δ_i – предельные погрешности отдельных звеньев цепи измерения (тяги, давления в камере сгорания и расходов компонентов топлива); $\Delta_{Г}$ – погрешность градуировки [3.19].

Погрешность оценки основных параметров двигателя: удельного импульса тяги J_y и удельного комплекса давления в камере сгорания $\beta_{кс}$ с применением современных средств и методов измерений составляет 0,4...0,5 % [3.19].

7. Система электроснабжения ИИС, СУ и вспомогательных систем (грузоподъемных устройств, оборудования стенда). Система электроснабжения должна иметь дублированное питание ИК высоким напряжением (6 кВ), которая выполняется, как правило, с двумя вводами с подключением автоматов бесперебойного питания напряжениями 380/220 В, 36 В и 27 В и буферных аккумуляторных батарей.

8. Система обеспечения безопасных условий проведения испытаний и экологической защиты окружающей среды включает подсистемы контроля среды в отсеках, помещениях и территории ИК, обеспечения пожаротушения, а также службы химической защиты, организационно-технических мероприятий по технике безопасности.

Из соображений безопасности управление процессом испытания на крупных стендах производится из бункера управления, располагаемого на некотором удалении от испытываемого объекта. В бункере при проведении огневого испытания находится также персонал, участвующий в испытаниях. Операторы контролируют ход огневого испытания по показаниям автоматической аппаратуры и при помощи телеустановок.

Безопасные условия на ИК регламентируются отраслевым руководящим документом Требования безопасности испытательных станций (ТБИС), который включает основные требования к устройству ИК и их системам, контролю среды в отсеках и помещениях ИК, обеспечению пожаротушения, службе химической защиты, организационно-техническим мероприятиям по технике безопасности. Для обеспечения экологических требований на испытательном комплексе используются системы, представленные на рис. 3.12, по улавливанию и нейтрализации токсичных и взрывоопасных выбросов. Это в основном дренажные выбросы из баков при хранении, заправке, и сливе, а также выбросы газов из камер сгорания двигателей.

Если рассматривать системы нейтрализации промышленных производств, то они основаны на технологических процессах с применением воды. В процессе производства отработанные воды предприятий подвергают очистке; при этом нередко очищенную воду снова используют в производственном цикле. Такая система называется водооборотной. Водооборотные системы широко используются в промышленных системах и на ИК. Обычные промышленные очистные сооружения удаляют лишь порядка 80 – 85 % загрязняющих веществ.

Эффективность систем нейтрализации проливов и выбросов КРТ, применяемых на ИК, несколько выше общепромышленных установок по очистке сточных вод ввиду интенсивности происходящих процессов за счет, например, турбулизации потоков, применения более активных реагентов и других эффектов.

В указанных системах применяются в основном абсорбционный метод, основанный на поглощении вредных выбросов (газов) химическими соединениями (см. рис. 3.12, а) и термический метод, основанный на дожигании газов с добавлением окислителя или горючего (см. рис. 3.12, б) [3.14].

В качестве абсорбента применяют: для горючего – кислоты, воду и для окислителей – щелочные растворы. При очистке газов от паров НДМГ и АТ используются различные абсорбционные устройства, в которых реализуются следующие способы создания контакта между жидкостью и газом:

- пропускание газа в виде мелких пузырьков сквозь слой жидкости (барботирование);
- пропускание газа через разбрызгиваемую жидкость;
- смешение газа и жидкости в потоке.

Устройства для нейтрализации дренажных выбросов просты и нашли широкое применение, а устройства для улавливания выбросов из камер в процессе запуска и работы очень громоздки, эффективность их мала и

вопрос их применения решается в комплексе с учетом необходимости обеспечения глушения шума и светомаскировки.

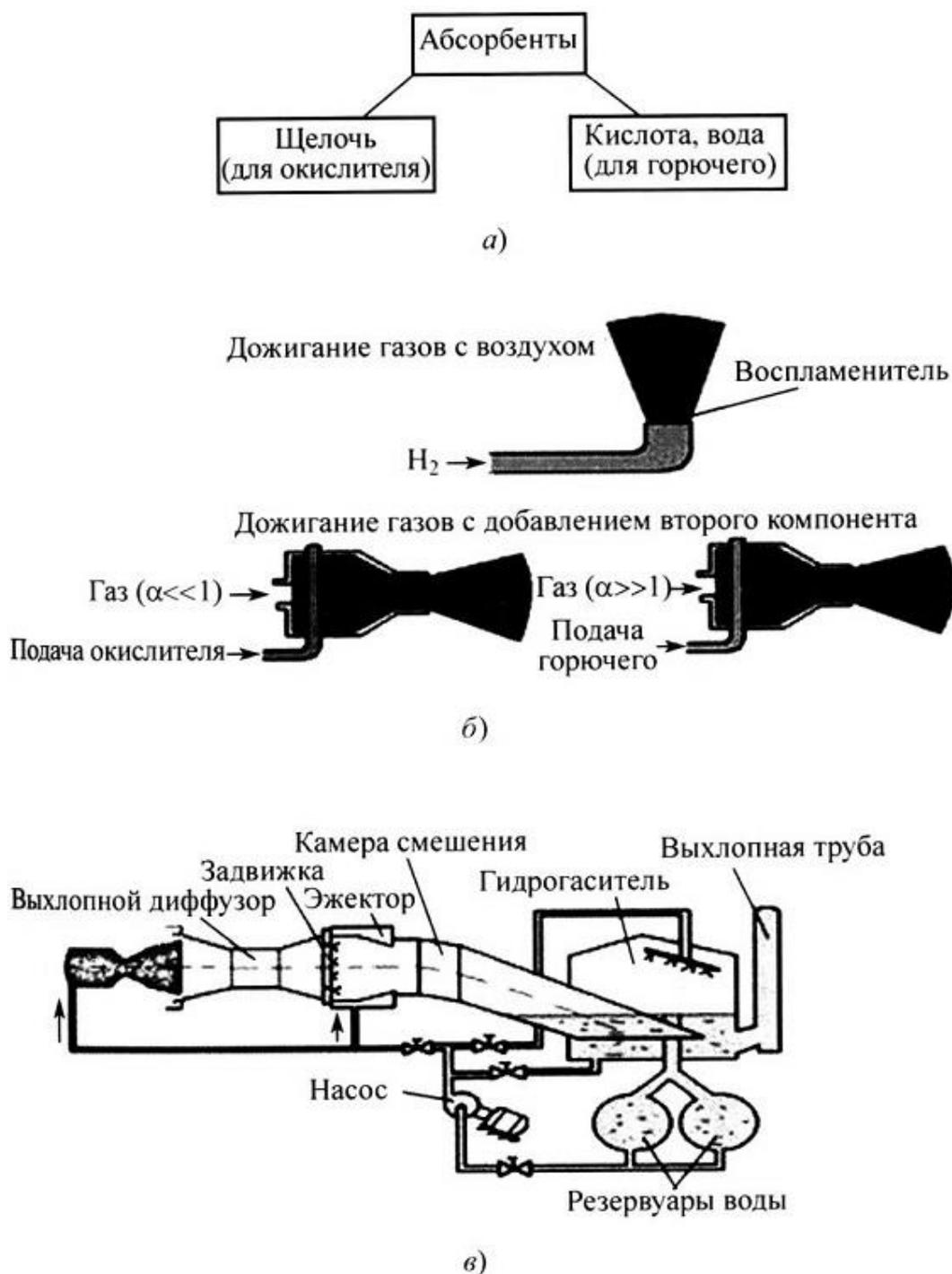


Рис. 3.12. Системы нейтрализации и дожигания проливу выбросов КРТ:

a – с использованием абсорбционного метода; *b* – с использованием термического метода; *v* – с отводом продуктов сгорания в тракт с выхлопным диффузором, эжектором, камерой смешения – гидрогасителем и выхлопной шахтой

Для примера на рис. 3.12,в представлена система улавливания и нейтрализации токсичных выбросов с закрытым выхлопом из двигателя с тягой 100 кН. Струя газов из двигателя, работающего на компонентах топлива НДМГ и АТ, истекает в тракт с выхлопным диффузором и эжектором, где происходит их охлаждение за счет подачи воды в струю, и через камеру смешения и гидрогаситель с водой газ попадает в выхлопную шахту (трубу) и выбрасывается затем в атмосферу. Расход воды на охлаждение системы и нейтрализацию выбросов в установке составляет 600 кг/с. Эффективность нейтрализации указанной установки по токсичным выбросам составляет 95...97 %.

Для двигателей с тягой более 1500 кН система улавливания и нейтрализации выбросов из камер сгорания в процессе запуска содержит громоздкое оборудование. Так, расход воды в указанных системах достигают 20 м³/с, а геометрические размеры гидрогасительной камеры составляют до 30 м в диаметре, выхлопной шахты (трубы) в диаметре до 20 м и по высоте более 100 м.

Следует отметить, что термохимические методы нейтрализации окиси углерода СО и окиси азота NO значительно проще и эффективнее, чем методы нейтрализации СО и NO в отходящих газах с использованием катализаторов и специальных реагентов. Преимущество термохимических методов заключается в том, что они менее чувствительны к чистоте газового потока, наличию в нем аэрозольных примесей и попутно обеспечивают дожигание других веществ: взрывоопасную примесь водорода (H₂) и токсичные продукты неполного сгорания углеводородов (сажу и др.) [3.23].

Известно [3.3, 3.17], что в ЖРД максимальный удельный импульс тяги достигается при процессах горения с недостатком окислителя ($\alpha_{дв} = 0,75-0,85$). Здесь $\alpha_{дв} = k_m / k_{ст}$, где k_m и $k_{ст}$ – массовое и стехиометрическое соотношения секундных расходов компонентов топлива ($k_m = \dot{m}_O / \dot{m}_Г$); \dot{m}_O , $\dot{m}_Г$ – секундные массовые расходы окислителя и горючего. Поэтому в кислородно-керосиновых двигателях, работающих при $\alpha_{дв} < 1$, образуется большое количество окиси углерода СО и свободного H₂. Так, в выхлопных струях указанного ЖРД содержится до 32 % СО и до 8 % H₂. Применение

специальных дожигателей за выхлопным диффузором обеспечивает эффективное дожигание газов за счет подачи в них кислорода и воды [3.28].

Принципиальная схема газодинамического тракта испытательного стенда для испытаний крупноразмерных ЖРД с системой дожигания окиси углерода представлена на рис. 3.13 и включает бронеканеру 1, диффузор 2, дожигатель 3 и выхлопную трубу 4.

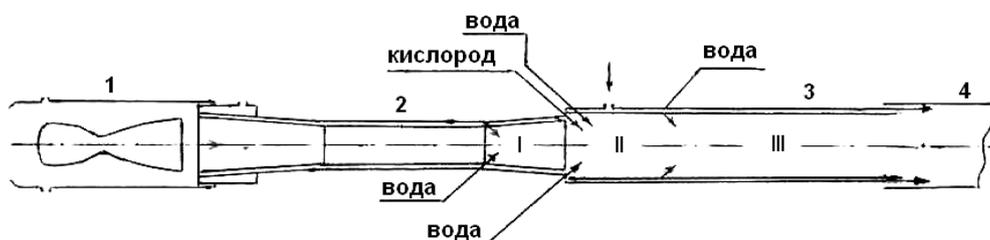


Рис. 3.13. Принципиальная схема газодинамического тракта с системой дожигания окиси углерода:

1 – бронеканера; 2 – диффузор; 3 – дожигатель; 4 – выхлопная труба; I – первая зона дожигания; II – вторая зона дожигания; III – третья зона дожигания

Бронеканера 1 служит для герметизации объема около двигателя, ликвидации распространения светового излучения и локализации возможного взрыва внутри объема камеры. Диффузор 2 предназначен для преобразования сверхзвуковой струи в дозвуковую с целью восстановления статического давления в струе (до 0,6 МПа). Снятие тепловых потоков от газа обеспечивается внутренним водяным охлаждением с расходом воды ~ 5000 кг/с. В первой зоне дожигателя расход воды равен 800 кг/с и протекает интенсивная реакция дожигания окиси углерода за счет активных радикалов OH, образующихся вместе с атомами H при диссоциации воды, и расход CO при этом уменьшается до значения $m_{CO} = 7,5 \%$.

Дожигатель 3 предназначен для окисления окиси углерода и дожигания водорода за счет подаваемых в него воды и жидкого кислорода (вторая зона) через коллектор с 50 форсунками. При этом расход кислорода регулируется автоматически, согласно программе так, чтобы обеспечить коэффициент избытка окислителя в дожигателе $\alpha_{дож} \approx 1,1$ и сохранить температуру смеси $T = 1800$ К. Такая температура необходима для

предотвращения образования окислов азота при подсосывании воздуха в дожигатель. Во второй зоне дожигателя расход СО за счет реакции с водой и кислородом уменьшается до значения $m_{\text{CO}} \approx 2\%$, определяемого равновесными условиями при $T = 1800\text{ К}$. В этой же зоне происходит окисление основной массы водорода, образовавшегося в двигателе при диссоциации воды в первой зоне.

В третьей зоне примерно через 6 м подается около 500 кг воды, обеспечивающей охлаждение потока до $T \approx 1200\text{ К}$ и практически полное подавление СО и равновесное дожигание H_2 . В выхлопную трубу 4 системы отвода продуктов сгорания поступает вода из дожигателя и дополнительно подается $18\text{ м}^3/\text{с}$ воды, что обеспечивает дальнейшее снижение температуры и шумоглушение. Образующаяся смесь тормозится в гидрогасителе и из него попадает в атмосферу через трубу рассеивания высотой 100 м и диаметром 16 м, которые показаны на рис. 3.14 [3.11].

Указанные стенды № 1 и № 2 испытательного комплекса ОАО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко» предназначены для огневых испытаний мощных ЖРД типов РД170, РД180 и РД191 и оснащаются общей системой шумоглушения и нейтрализации продуктов сгорания с газодинамическим трактом, дожигательным 4 и гидрогасительным устройствами 7 и трубой рассеивания 8 (см. рис 3.14). Схемные решения и расчеты систем дожигания, нейтрализации и шумоглушения ИК были выполнены ОАО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко», а конструктивное исполнение сооружений ИК – ОАО «Ипромашпром» [3.33].

В процессе проведения вышеуказанных испытаний исключаются выбросы в окружающее пространство до 100 т окиси углерода, эффективность дожигания продуктов сгорания составляет более 97 %, а остаточное содержание в выхлопном газе окиси углерода уменьшается до 0,6 % и водорода – до 0,8 %. Системы дожигания, нейтрализации и шумоглушения ИК полностью отвечают современным экологическим требованиям [3.11, 3.20].

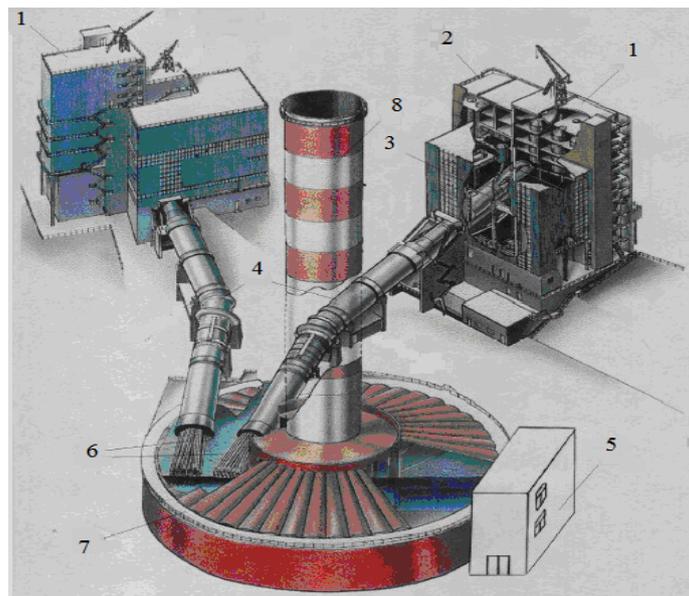


Рис. 3.14. Стенды № 1 и 2 испытательного комплекса ОАО «Энергомаш им. академика В.П. Глушко»:

1 – стенд № 1; 2 – стенд № 2; 3 – бронекamera; 4 – газодинамический тракт с системой дожигания продуктов сгорания; 5 – насосная станция системы шумоглушения; 6 – узлы ввода; 7 – гидрогасительная камера; 8 – труба рассеивания

Таким образом, проведение испытаний на стендах закрытого типа, оборудованных выхлопными диффузорами, системами гидрогашения и дожигания, позволяют комплексно решать вопросы защиты окружающей среды: снижение токсичности газовых выбросов, предотвращение воздействия шума, светового излучения и обеспечение безопасных условий при испытаниях двигателей.

3.3. СИСТЕМЫ ИМИТАЦИИ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

К стендовым устройствам относятся следующие системы имитации:

- противодавления и разрежения на срезе сопла (высотных условий);

- системы имитации тепловых воздействий на конструкцию двигателя и топливо;
- гидродинамических процессов на входе в двигатель;
- воздействий невесомости и космического пространства;
- крепления двигателя на летательном аппарате;
- газонасыщения компонентов топлива.

Рассмотрим основные из этих систем.

1. Системы имитации высотных условий. При наземных испытаниях двигателей, предназначенных для использования в верхних слоях атмосферы, определить их характеристики (тягу, задержку воспламенения топлива в камере, тепловой режим и устойчивость процесса горения в камере сгорания, надежность и ресурс работы) можно, понизив противодавление в выходном сечении сопла до получения безотрывного истечения.

Режим работы сопла определяется соотношением давлений на срезе сопла p_a и окружающей среды p_h . Когда $p_a < p_h$, то сопло работает в режиме перерасширения и процесс истечения газов сопровождается системой криволинейных скачков (рис. 3.15).

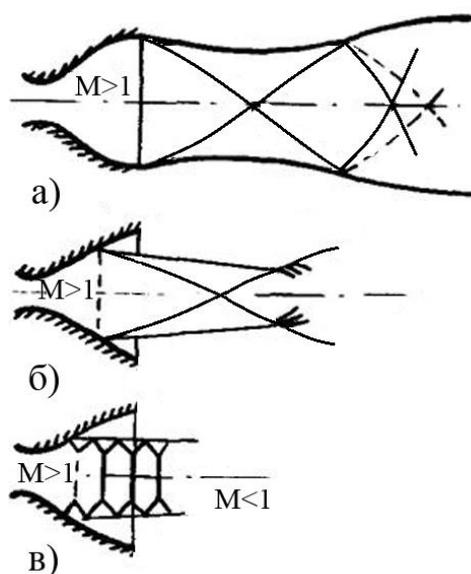


Рис. 3.15. Истечение газов из сопла на режимах перерасширения:

а – при $p_a < p_h$; *б* – при $p_a \ll p_h$; *в* – при $p_a < p_{отр}$

При большей разнице давлений p_a и p_h система скачков входит внутрь сопла, и истечение газов происходит с отрывом потока от стенок сопла. Давление отрыва потока газов от стенок сопла составляет $p_{отр} \approx 20...40$ кПа. Оно в большой степени зависит от давления в камере сгорания. Отрыв потока газа от стенок сопла сопровождается перегревом конструкции за счет увеличения температуры заторможенного потока газа за системой скачков уплотнения и разрежением газов у стенки. В результате может произойти нарушение режима охлаждения или потеря устойчивости сопла камеры сгорания [3.1, 3.3, 3.20].

Для исключения указанных явлений при испытаниях высотных двигателей без имитирующей системы могут применяться специальные устройства, включающие:

- коллектор подачи воды через струйные форсунки в зону отрыва потока газа в сопле для организации местного охлаждения;
- бандажи, устанавливаемые на наружной поверхности сопла, или вакуумный кожух вокруг сопла для предотвращения складывания сопла под воздействием результирующего усилия от разницы атмосферного наружного давления и разрежения внутри сопла [3.11].

При отрывном истечении газов из сопла оценить энергетические показатели камеры с высокой точностью не удастся, так как трудно определить точное расположение скачка уплотнения, следовательно, и фактическая площадь сечения сопла $F_{отр}$, создающая тягу, может быть определена с большим приближением.

Понижение противодавления на выходе из сопла, обеспечивающее безотрывное истечение газа, можно получить тремя способами, применяя на стенде: барокамеры с откачивающими средствами, эжекторные установки и газодинамические трубы (сверхзвуковые выхлопные диффузоры). Они могут применяться по отдельности или в различных комбинациях (рис. 3.16).

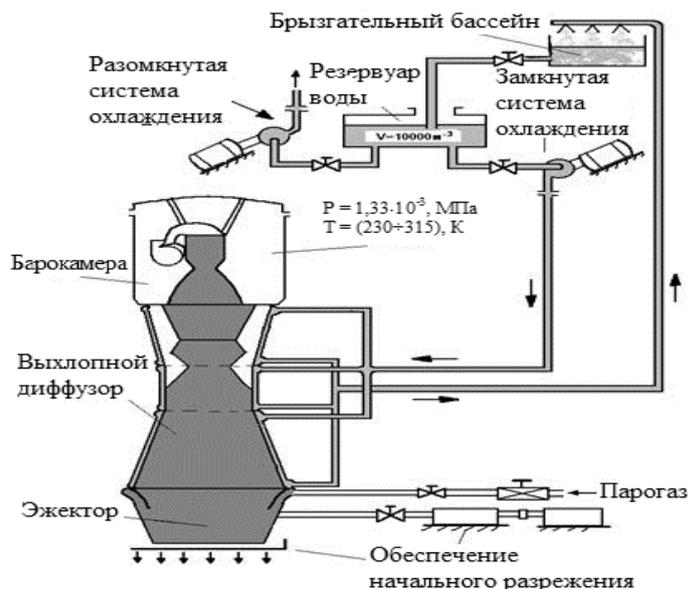


Рис. 3.16. Системы испытательного стенда для имитации высотных условий при огневых испытаниях двигателей

Простейшим устройством является предварительно вакуумированная барокамера, в которую натекают газы из сопла двигателя, повышая давление в ней. В представленном на рис. 3.17,а устройстве масса расходуемого топлива m_T , как правило, ограничена, которая может быть определена из уравнения Клапейрона-Менделеева

$$m_T < \frac{p_b V_b}{RT_b}, \quad (3.30)$$

где p_b – допустимое давление в барокамере объемом V_b при температуре газов T_b .

Поэтому такие устройства могут быть использованы для испытаний двигателя при воспламенении, на переходных режимах или ЖРД малой тяги (ЖРДМТ). Предварительно вакуумируемый объем барокамеры может быть увеличен с помощью дополнительно подключаемой емкости (рис. 3.17,б).

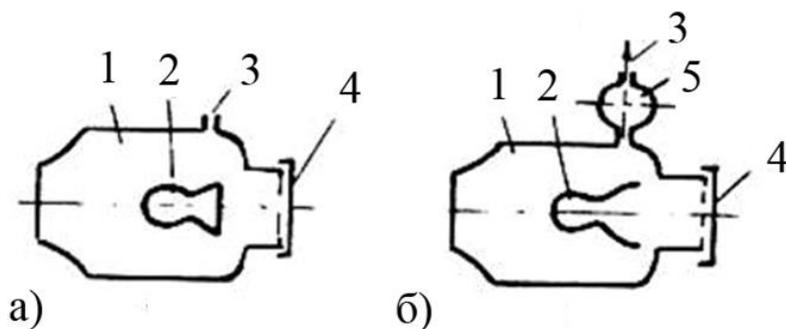


Рис. 3.17. Схемы стенда для высотных испытаний двигателей с барокамерой (а) и с барокамерой с подключением дополнительной емкости (б)

1 – барокамера; 2 – испытуемый двигатель; 3 – патрубок; 4 – отбрасываемая заглушка;
5 – дополнительная вакуумная емкость

Системы имитации высотных условий можно разделить на две группы:

- система с барокамерой и откачивающими средствами, содержащая выхлопные диффузоры и эжекторные установки, которая позволяет получить разрежение на срезе сопла двигателя и вокруг двигателя на уровне 1500...3000 Па;
- система с барокамерой и откачивающими средствами на основе конденсации выхлопных газов, где наряду с выхлопными диффузорами и эжекторными установками применяются устройства для охлаждения и конденсации газов водой и криогенными компонентами (жидкими азотом и водородом) на криопанелях, охлаждаемых до температур 77 К и 20 К [3.20].

К первой группе относятся системы, представленные на рис. 3.16 и 3.19. Данная схема применима для испытаний высотных двигателей средних и больших тяг, которая позволяет одновременно уменьшить уровень шума ракетного двигателя с 150-160 Дб до 90-120 Дб [3.34].

Для примера на рис. 3.18 показано устройство шумоглушения с диффузором и водяными рассекателями выхлопной струи, которое применялось при испытаниях кислородно-водородного двигателя РД0120 (тяги 1900 кН) на испытательном стенде НИЦ РКП.



Рис. 3.18. Испытание ЖРД РД0120 на стенде с устройством глушения шума

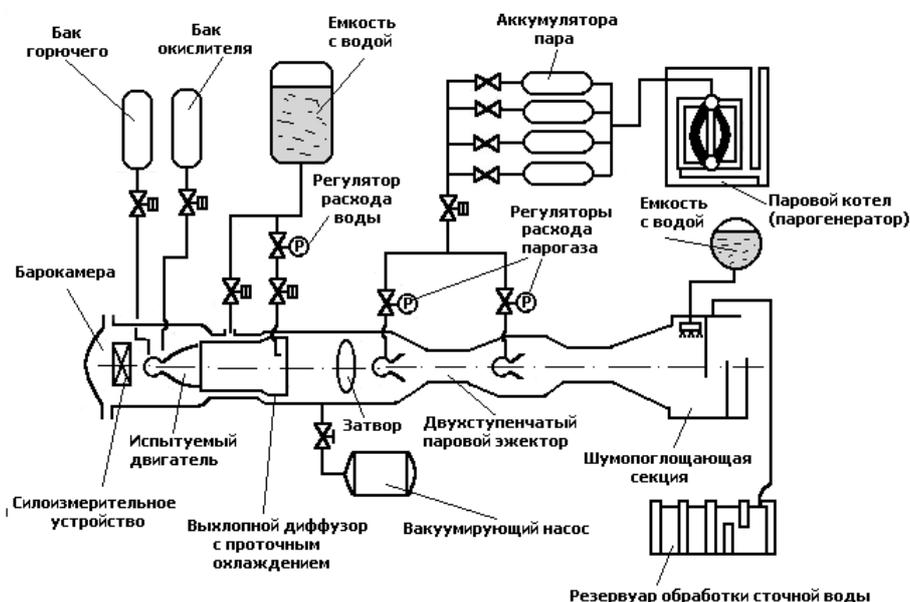


Рис. 3.19. Схема высотного стенда для испытаний двигателя с двухступенчатой эжекторной системой откачки газов

На стенде японской фирмы «Мицубиси» при испытании двигателя Le-5A с тягой 122кН для создания высотных условий на срезе сопла (разрежение ~ 3 кПа) использовалась система откачки с барокамерой, выхлопным диффузором и двухступенчатой эжекторной установкой (см. рис. 3.19). Выхлопная система для испытаний двигателя Le-5A с имитацией высотных условий имеет громоздкое и энергоемкое оборудование, так, например, длина тракта составляет более 100 м, баллонные батареи с запасом

парагаза и регулирующей арматурой обеспечивают расход парагаза в 270 кг/с, подаваемых в эжекторную установку в течение 600 с.

Ко второй группе систем имитации высотных (космических) условий (разрежение меньше 10^{-2} Па) можно отнести систему конденсационного типа, в которых применяются откачные и теплообменные устройства с охлаждением продуктов сгорания водой, жидкими азотом и водородом (с уровнем температур 300 К, 77 К и 20 К) для вымораживания газов. На рис. 3.20 показана комбинированная схема системы, применяемая в испытательном центре им. Арнольда (США) для имитации высотных условий. В данной схеме используется комбинация систем: барокамера с откачивающими устройствами, теплообменные устройства с криогенной откачкой газов и теплообменные устройства для конденсации и вымораживания газов [3.34].

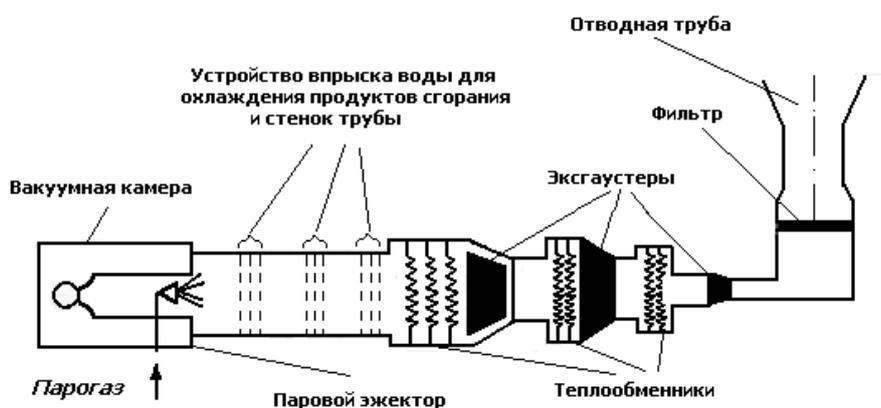


Рис. 3.20. Схема системы имитации высотных условий с конденсационными устройствами в центре им. Арнольда

Наиболее часто в системах имитации высотных условий применяют выхлопной диффузор с барокамерой, например при испытаниях отечественных двигателей 11Д49 (РН «Космос-3»), 11Д56 и 11Д57 (РН Н1-ЛЗ), КВД1 (разгонного блока 12КРБ РН GSLV) и двигателя 11Д58М (разгонного блока DM-SL РН «Зенит-3SL»).

Выхлопной диффузор представляет собой обратное сопло Лавалья, в котором происходит восстановление давления до атмосферного

посредством системы последовательных ударных волн и постепенного замедления скорости потока до звуковой [3.22]. Отличительной особенностью применяемых диффузоров является имитация высотных условий только на маршевом режиме после запуска диффузора (рис. 3.21). При достижении давления в камере сгорания, равное $(p_k)_{\text{зап}}$, за счет эжекционного эффекта истекающих газов из сопла камеры сгорания обеспечивается запуск диффузора, соответствующее безотрывному истечению газов из сопла двигателя, когда прямой скачок уплотнения располагается в выходном сечении сопла. А на маршевом режиме работы двигателя скачок уплотнения располагается, как правило, в конце горла диффузора.

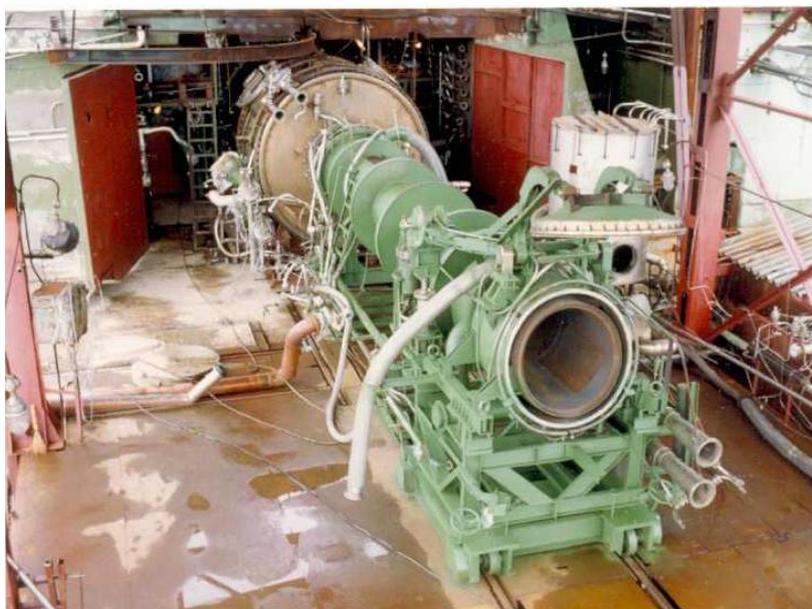


Рис. 3.21. Барокамера с выхлопным диффузором для имитации высотных условий при испытаниях двигателей типа КВД1 на стенде ФКП «НИЦ РКП»

1 – барокамера; 2 – выхлопной диффузор; 3 – клапан-захлопка; 4 – эжектор предварительного вакуумирования полости выхлопного диффузора

Расчет параметров диффузора. Изменение параметров потока в тракте диффузора показано на рис. 3.22, где цифрами обозначены характерные сечения [3.22].

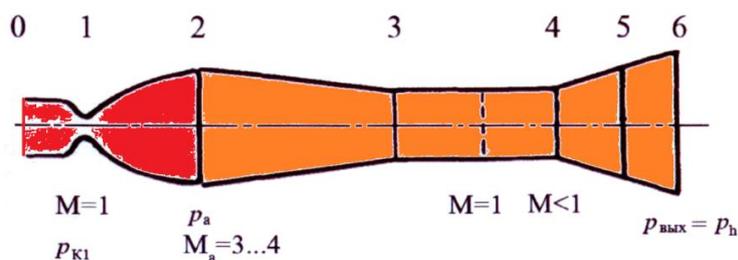


Рис. 3.22. Изменение параметров газа в выхлопном диффузоре

Простейшим выхлопным диффузором может быть прямая цилиндрическая труба, присоединенная либо к выходному сечению сопла двигателя, либо к камере. Более эффективным является диффузор с переменной площадью поперечного сечения (рис. 3.23). Он состоит из сужающегося входного участка 1, цилиндрической горловины 2 и расширяющегося выходного участка 3 (индекс “г” соответствует параметрам горловины).

Для обеспечения измерения тяги двигателя с приемлемой точностью обычно сопло двигателя устанавливается в сужающейся части входного участка диффузора с небольшим кольцевым зазором (20...30 мм), через который обеспечивается подсос воздуха в полость диффузора, тогда имеем $d_{вх} = d_a + (40...60 \text{ мм})$, см. рис. 3.23.

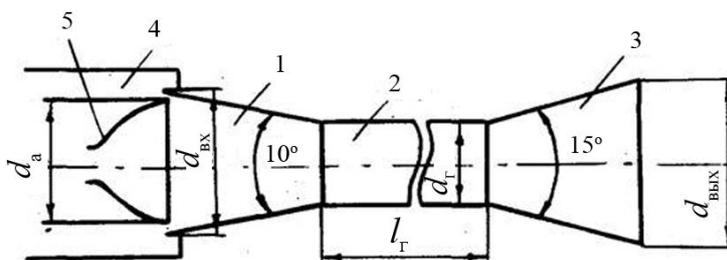


Рис. 3.23. Схема выхлопного диффузора с переменной площадью поперечного сечения:

1 – сужающийся входной участок; 2 – цилиндрическая горловина; 3 – расширяющийся выходной участок; 4 – барокамера; 5 – сопло двигателя

Диффузоры со второй горловиной (первой горловиной является критическое сечение сопла двигателя) могут иметь более низкое, чем у цилиндрических труб, рабочее полное давление на входе в диффузор, значение которого можно приблизительно определить, предположив, что

прямой скачок уплотнения расположен в критическом сечении (горле) диффузора. При этом полное давление перед скачком вычисляется по статическому давлению за ним, принимаемому равным атмосферному. Исходя из этого условия определяется максимальная геометрическая степень сужения диффузора $\frac{F_a}{F}$. Анализ конструкции диффузора со второй горловиной показал, что его характеристики в значительной степени зависят от конструкции входной части и улучшаются, если $\frac{l}{d_\Gamma} > 8$.

В процессе запуска (см. расчетную схему диффузора, рис. 3.22) происходит непрерывное изменение расхода газа через камеру сгорания, и скорость газа в различных сечениях камеры и диффузора можно определить из уравнения расхода с использованием газодинамических функций:

$$\dot{m}_\Gamma = m_6 \frac{p_6^* q(\lambda_6) F_6}{\sqrt{T_6^*}} = m_i \frac{p_i^* q(\lambda_i) F_i}{\sqrt{T_i^*}}, \quad (3.31)$$

где p_i^*, T_i^* – давление и температура заторможенного потока в i -м сечении; F_i – площадь i -го поперечного сечения диффузора; $\lambda = \frac{U}{a_{кр}}$ – приведенная скорость; U – скорость газа; $a_{кр}$ – скорость газа в критическом сечении сверхзвукового сопла; $q(\lambda)$ – газодинамическая функция, характеризующая безразмерную плотность тока; \dot{m}_Γ – массовый расход газа, индекс “6” относится к выходному сечению диффузора.

Величина $q(\lambda)$ и m определяются известными соотношениями газовой динамики [3.1]:

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

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

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 (3.31) примет вид

$$q(\lambda_6)F_6 = q(\lambda_i)F_i. \quad (3.32)$$

Статическое давление в i -м сечении определится выражением:

$$p_i = p_6^* \cdot \pi(\lambda_i), \quad (3.33)$$

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

В настоящее время распространен метод расчета, в котором все потери (давления и скорости) сосредоточены в одном прямом скачке уплотнения, движущемся по соплу от сечения 0-0 при увеличении давления в камере сгорания.

В прямом скачке уплотнения в произвольном i -м сечении диффузора имеем

$$\lambda_i \cdot \lambda_i^1 = 1, \quad (3.34)$$

где λ_i и λ_i^1 – приведенные скорости перед и за скачком уплотнения; $\lambda = \frac{U}{a_{кр}}$ – приведенная скорость; U – скорость газа; $a_{кр}$ – скорость газа в критическом сечении сверхзвукового сопла.

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

$$\sigma = \frac{P_h}{P_0^*};$$

$$\sigma = \frac{P_h}{P_6^*} \frac{P_6^*}{P_0^*} \sigma_{вых} \cdot \sigma_{ПС}, \quad (3.35)$$

где $\sigma_{ПС}$ – потери давления в прямом скачке уплотнения; P_h – давление окружающей среды; P_0^* – давление заторможенного потока в нулевом сечении (в камере); P_6^* – давление заторможенного потока в выходном сечении диффузора.

Тогда с учетом сохранения массового расхода газа (\dot{m}_r) по тракту диффузора можно определить давление в камере, соответствующее моменту запуска диффузора, из выражения (3.32):

$$(p_0^*)_{\text{зАП}} = \frac{P_h}{\sigma}. \quad (3.36)$$

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

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

$$(p_0^*)_{\text{зАП}} = \frac{P_h}{\sigma_{\text{зАП}} \cdot \sigma_{\text{ввх}}}, \quad (3.37)$$

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

$$\bar{\sigma} = 0,51\phi + 0,31, \quad (3.38)$$

где коэффициент $\phi = \frac{F_a}{F_r}$ – характеризует степень поджатия горла диффузора [3.20, 3.31].

Рассмотрение зависимостей (3.34)...(3.37) показывает, что можно существенно улучшить характеристики запуска диффузора введением в сечение стыка “сопло двигателя – сужающийся входной участок диффузора” центрального тела, которое подвергается воздействию высокотемпературного потока газа. Это тело и узлы его крепления во входном участке диффузора должны иметь надежную систему охлаждения.

2. Системы имитации тепловых воздействий на конструкцию двигателя и топливо. Условия эксплуатации ДУ характеризуются широким температурным диапазоном. Поэтому при стендовых испытаниях

необходимо проверять надежность работы ДУ при различных температурах конструкции и компонентов топлива.

Испытательные стенды оборудуются технологическими системами, обеспечивающими температуры конструкции ДУ, компонентов топлива и продувочных газов в диапазоне 223...323 К и выдержку ДУ перед запуском при заданной температуре в течение определенного времени.

Работа системы имитации теплового воздействия основана на изоляции двигателя от окружающей среды при помощи термочехла и подачи в изолированный объем подогретого или охлажденного воздуха (рис. 3.24). Термочехол 2 закрепляется на раме 3 подвески двигателя и сопле 1 двигателя. Воздух подается и циркулирует в изолированном пространстве при помощи центробежного вентилятора 10 по воздуховоду 8.

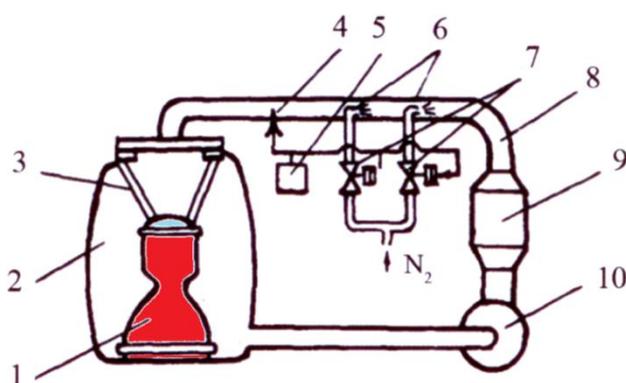


Рис. 3.24. Схема система имитации тепловых воздействий на конструкцию двигателя:

1 – сопло; 2 – термочехол; 3 – рама; 4 – термопара; 5 – автомат-регулятор; 6 – форсунки впрыска хладагента; 7 – клапан подачи жидкого азота; 8 – воздуховод; 9 – электрокалорифер; 10 – вентилятор

При имитации действия на двигатель отрицательных температур охлаждение воздуха обеспечивается впрыскиванием жидкого азота через форсунки 6. Контроль температуры воздуха осуществляется термопарой 4, которая совместно с автоматом-регулятором 5 и клапанами 7 в линии подвода жидкого азота к форсункам позволяет поддерживать температуру подаваемого воздуха в заданных пределах.

При имитации действия на двигатель положительных температур подогрев воздуха осуществляется при помощи электрокалорифера 9, установленного за вентилятором 10. Включение и выключение электрокалорифера в процессе термостатирования осуществляется автоматом-регулятором 5.

При испытаниях ДУ с компонентами топлива длительного хранения (НДМГ, четырехокись азота) при различных температурах используются специальные теплообменники, через которые принудительно прокачивается термостатируемый компонент. На рис. 3.25 приведена схема такой системы.

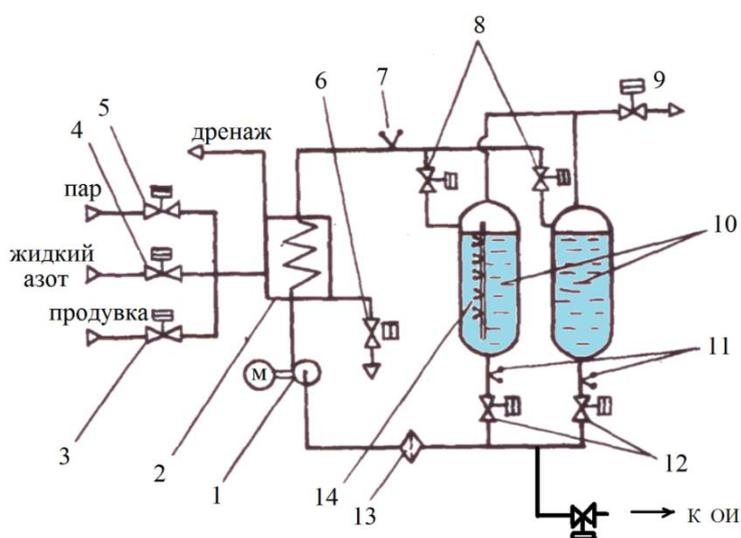


Рис. 3.25. Схема системы имитации тепловых воздействий на топливо:

1 – насос с электроприводом; 2 – теплообменник; 3, 4, 5, 6, 8, 9, 12 – клапаны; 7, 11 и 14 – датчики температуры; 10 – топливный бак горючего или окислителя; 13 – фильтр

Она включает в себя насос 1, который перекачивает компонент из бака 10 в теплообменник 2 и через открытые клапаны 8 возвращает в бак. В теплообменник подается жидкий азот через клапан 4 или пар через клапан 5. Могут применяться теплообменники различных типов, но все они должны обеспечивать надежное отделение компонента от теплоносителя. Наиболее распространены трубчатые теплообменники с прокачкой компонента по трубам и подачей хладагента в межтрубное пространство. Контроль температуры рабочей жидкости производится датчиками температур 7, 11 и 14. Система продувок теплообменника предназначена

для исключения образования в нем конденсата после термостатирования компонента.

При достижении заданной температуры топлива в топливном баке закрывается пневмоклапан 4 подачи жидкого азота в теплообменник, открывается пневмоклапан 6 слива азота из теплообменника и включается продувка открытием клапана 3. Прокачка компонента топлива осуществляется еще некоторое время, после чего выключается насос 1 и закрываются клапаны 8 и 12. При использовании криогенных компонентов топлива в ДУ, например, жидких кислорода и водорода, возникает необходимость в охлаждении их ниже температуры кипения для улучшения работы насоса, уменьшения потерь компонента на борту ЛА и увеличения плотности топлива.

В стендовых условиях (см. рис. 3.3) охлаждение криогенных продуктов до температуры ниже температуры кипения можно осуществить либо с помощью внешних источников холода, либо за счет теплоты парообразования путем вакуумирования парового пространства в топливном баке или барботирования малорастворимого неконденсирующегося газа (гелия) через слой компонента [3.12].

3. Системы имитации гидродинамических процессов на входе в двигатель. Динамические процессы, возникающие в топливных магистралях подачи компонентов, зависят от многих факторов, определяемых свойствами компонентов топлива, конструкцией и характеристиками трубопроводных систем питания двигателя из расходных емкостей и циклограммой работы двигателя. Известно, что характер динамических процессов в магистралях оказывает существенное влияние на параметры двигателя. Следовательно, для определения истинных характеристик двигательной установки во время испытаний необходимо обеспечить соответствие динамических процессов, протекающих в стендовых магистралях, процессам, протекающим в магистралях двигателя в составе ЛА. Это достигается идентичностью конструктивного выполнения системы подачи компонентов к двигателю на стенде и в составе ДУ. Последнее обстоятельство, как правило, вызывает значительные

технические трудности, связанные с особенностями построения стендовых топливных коммуникаций, которые определяются:

- универсальностью наземных огневых стендов, т.е. возможностью испытаний на них различных типов двигателей;
- необходимостью обеспечения высокой степени безопасности при стендовых испытаниях, что требует достаточного удаления расходных емкостей от огневого отсека и надежной изоляции друг от друга линий подачи горючего и окислителя, усиления конструкции трубопроводов;
- возможностью реализации на стенде различных программ испытаний, что связано с установкой в топливные магистрали дополнительной арматуры (клапанов, дроссельных и измерительных устройств).

Отмеченные особенности обуславливают применение на стендах довольно протяженных толстостенных трубопроводов, по своей конструкции и характеристикам значительно отличающихся от систем подачи компонентов из баков ЛА к двигателю. Это объясняет значительные отличия параметров динамических процессов в системе подачи как при переходных режимах (запуске и выключении двигателя), так и на установившемся режиме работы при стендовой отработке двигателя и его эксплуатации в составе ЛА.

Изменения давления на входе в насос при запуске двигателя в составе стендовой и двигательной систем питания приведены на рис. 3.26. Как видно из приведенного графика, процессы отличаются по частотному составу, экстремальным отклонениям давления и декрементам затухания колебаний. Все эти факторы, безусловно, сказываются и на основных свойствах двигателей: характере нарастания тяги, кавитационных свойствах насосов, устойчивости рабочего процесса. В связи с этим обеспечение динамического подобия гидравлических трактов стендовых систем питания объектовым становится одним из основных в задаче приближения условий наземных испытаний двигателя к условиям эксплуатации в составе ЛА.

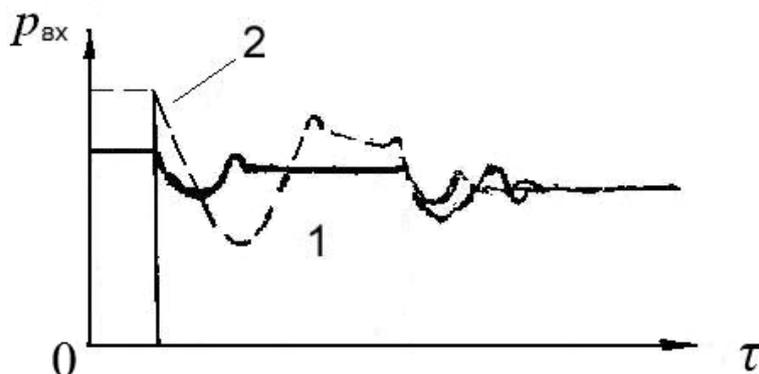


Рис. 3.26. Изменение давления на входе в насос при запуске двигателя в составе стендовой и объектовой систем питания:

1 – летные испытания; 2 – стендовые испытания

Для имитации гидродинамических характеристик систем питания ЛА на стенде используются специальные системы питания с трубопроводами, моделирующими штатные условия. С этой целью, на стенде применяют пусковые баки или ресиверы (разделительные емкости), которые устанавливаются в гидравлической магистрали стенда примерно на таком же расстоянии от двигателя, как и баки на ЛА.

Исходными данными для определения размеров стендовых трубопроводов до разделительной емкости служат соответствующие размеры магистралей ЛА.

Из анализа уравнения движения жидкости в трубопроводе следует, что гидродинамическое подобие достигается при равенстве критериев Струхала $Sh = \omega \cdot l / \nu$ и Маха $M = g/a$, безразмерных волновых сопротивлений $\rho g a / p$ и относительных потерь на трение $\Delta p / p$. Здесь ω – частота колебаний; ν – скорость течения компонента; a – приведенная скорость звука в системе трубопровод – жидкость; l – длина трубопровода системы питания. Влиянием числа Маха можно пренебречь в связи с небольшими скоростями движения компонентов в трубопроводах системы питания [3.20].

Для обеспечения соответствия характеристик переходных процессов однофазных потоков необходимо выполнение условий

$$\sum_{i=1}^n \left(\frac{l}{F} \right)_{iCT} = \sum_{i=1}^n \left(\frac{l}{F} \right)_{iЛА} ; \quad (3.39)$$

$$\sum_{i=1}^n (\Delta p)_{iCT} = \sum_{i=1}^n (\Delta p)_{iЛА}, \quad (3.40)$$

где l и F – длина и площадь поперечного сечения участка гидромагистрали; n – число участков; Δp_i – гидравлические потери соответствующих участков магистрали.

При течении двухфазных потоков необходимо выдержать, кроме того, равенство скоростей потока, т.е.

$$F_{CT} = F_{ЛА}.$$

Перед запуском давление в газовой подушке разделительной емкости назначается таким, чтобы:

$$(p_{вх})_{CT} = (p_{вх})_{ЛА}. \quad (3.41)$$

Для воспроизведения на стенде колебательных процессов, обусловленных сжимаемостью жидкости, с теми же параметрами, что и на ЛА, наряду с указанными условиями имитации (3.39)...(3.41) необходимо обеспечивать равенство частот первых тонов собственных колебаний топлива во входных магистралях питания стенда и ЛА:

$$f_{жст} = f_{жла}. \quad (3.42)$$

Подключение разделительной емкости (рис. 3.27) выполняется по проточной или непроточной схемам.

При работе с разделительной емкостью 2, выполненной по проточной схеме (рис. 3.27,а), клапан 4 при запуске должен быть закрыт, объектовый 1 и стендовый 6 трубопроводы заполнены компонентом, давление в газовой подушке, обеспечиваемое системой 3, устанавливается из расчета условий запуска, а давление наддува емкостей 5 соответствует давлению на основном режиме. Схема с непроточной емкостью (рис. 3.27,б) более универсальна, так как позволяет отключать емкость 2 при помощи клапана 7.

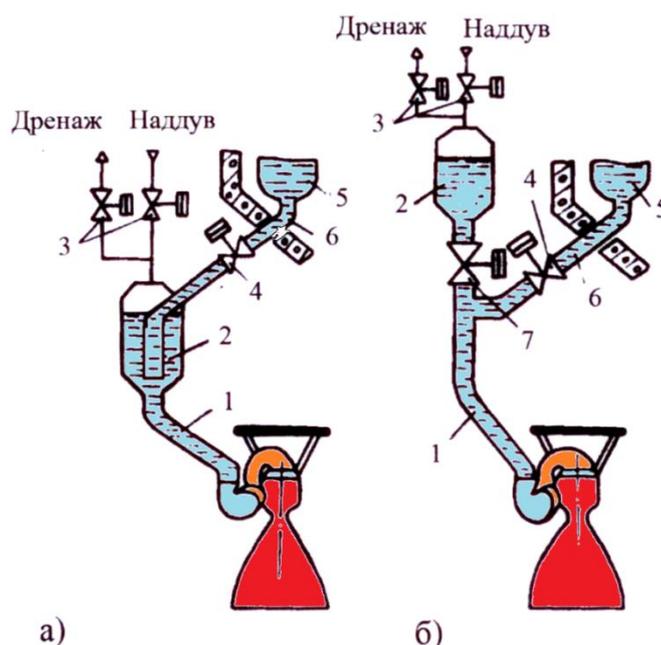


Рис. 3.27. Подключение разделительной емкости:

а – по проточной схеме; *б* – по непроточной схеме; 1 – объектовый трубопровод; 2 – разделительная емкость; 3 – отсечные клапаны системы наддува; 4 – клапан; 5 – топливный бак; 6 – стендовый трубопровод; 7 – клапан

Циклограмма работы системы управления должна обеспечивать заданную программу включения отсечных клапанов системы питания стенда для получения определенного режима изменения давления на входе в насосы двигателя с сохранением уровня компонента в разделительной емкости в заданных пределах.

На рис. 3.28 приведены осциллограммы давления на входе в насос двигателя, полученные при стендовых испытаниях двигателя с питанием от разделительной емкости и при летно-конструкторских испытаниях (ЛКИ) в составе ЛА [3.12].

Метод использования разделительной емкости является высокоэффективным для решения задачи обеспечения динамического соответствия стендовых и двигательных систем питания.

4. Системы имитации невесомости. Изучение явлений, происходящих в условиях невесомости (без запуска двигателя), в основном проводится в

башнях “невесомости”. Испытательный контейнер с аппаратурой для проведения экспериментов обычно подвешивается в верхней части капсулы, которая, в свою очередь располагается в верхней части башни. После сбрасывания капсулы и освобождения контейнера аэродинамическое сопротивление тормозит капсулу.

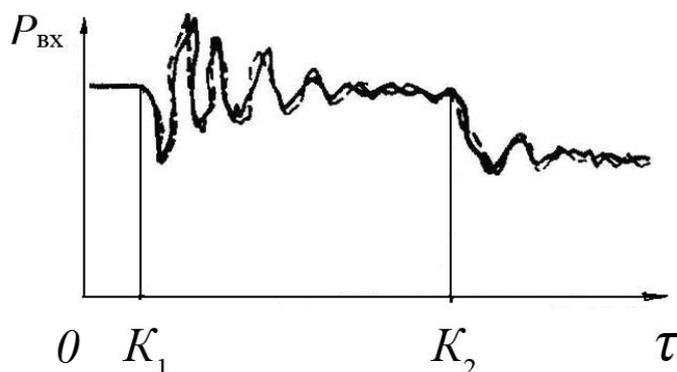


Рис. 3.28. Осциллограммы изменения давления на входе в насос при запуске:

— — с питанием от разделительной емкости на стенде; ---- — при ЛКИ; K_1 — команда на запуск; K_2 — команда на переход на главный режим работы

Установка подобного типа для моделирования невесомости применяется в научно-исследовательском центре НАСА. Она состоит из шахты диаметром 8,5 м, заглубленной на 155,4 м от поверхности земли. Внутри шахты размещена стальная вакуумная камера 6 м, в которой достигается вакуум 1,3 Па. Состояние невесомости длится 5 с [3.12].

Непродолжительное состояние невесомости в течение, например 18-19 с может быть достигнуто также с помощью специально оборудованного самолета, выполняющего маневр по кеплеровской траектории. ДУ при этом монтируется в контейнере, устанавливаемом в фюзеляже самолета. Запуск двигателя должен проводиться через некоторое время после установления режима невесомости, чтобы компоненты топлива находились в своем исходном состоянии, соответствующем условиям эксплуатации.

При проведении указанных исследований основными целями являются:

- оценка запуска двигателя в условиях невесомости;

- оценка эффективности функционирования заборных устройств, а также внутриваковок устройств для успокоения и сепарации из жидкости газовых включений.

Максимальное приближение к условиям эксплуатации для двигателей второй и последующих ступеней достигается с помощью существующих носителей, которые выводят отработываемую двигательную установку на расчетную орбиту или другую траекторию, подобную требуемой. После выведения двигательной установки на орбиту осуществляется запуск двигателя, работа на режиме и выключение. Например, кислородно-водородный двигатель RL-10 испытывался на ракете-носителе “Атлас-Центавр”, а потом на ракете-носителе “Сатурн-1В”, а кислородно-водородный двигатель J-2 – на ракетах-носителях “Сатурн-1В” и “Сатурн-5”. Такое использование существующих ракет-носителей для отработки разрабатываемых ДУ верхних ступеней позволяет значительно снизить затраты на создание элементов ЛА [3.20].

5. Система имитации газонасыщения компонентов топлива. Компоненты топлива способны растворять газ, используемый для наддува баков ДУ. Растворимость газа в жидком топливе подчиняется закону Генри, из которого следует, что объемная концентрация растворенного газа прямо пропорциональна его парциальному давлению над жидкостью:

$$c = K \cdot p, \quad (3.43)$$

где c – объемная концентрация газа в жидкости; p – давление газа; K – коэффициент растворимости Генри, который при низких давлениях является функцией температуры жидкости.

Наличие в топливе растворенного газа оказывает существенное влияние на кавитационные характеристики насосов двигателя. Газовая фаза, находящаяся в топливе, попадает в кавитационные каверны и приводит к увеличению критического давления $p_{кр}$ в проточной части насоса в зоне кавитации по сравнению с p_n (давлением насыщенных паров на входе в насос), т.е. имеем:

$$p_{кр} = p_n + p,$$

что может привести к кавитационному срыву насоса при давлениях выше $p_{п}$.

Для проверки влияния насыщения компонентов топлива газами стенды оснащаются системами принудительного газонасыщения (рис. 3.29).

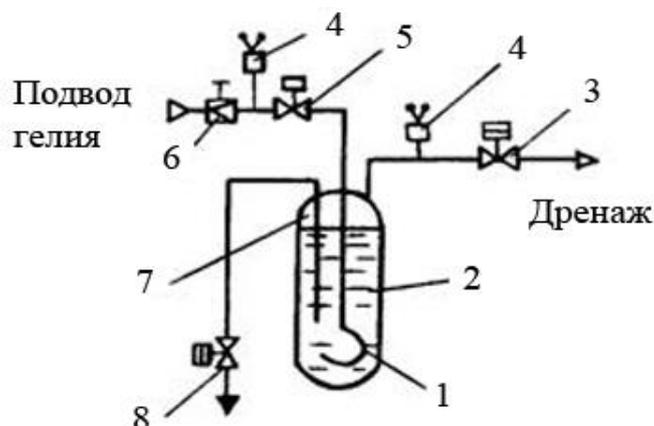


Рис. 3.29. Схема системы насыщения газом компонента топлива:

1 – коллектор; 2 – бак; 3 – дренажный клапан; 4 – сигнализатор, 5 – запорный клапан; 6 – редуктор; 7 – система отбора проб; 8 – вентиль

Система включает устройство, состоящее из трубопровода подачи с регулирующей расход арматурой (редуктор 6, пневмоклапан 5), указателя давления 4 и коллектора 1, который опущен в стендовый бак 2. Коллектор загнут в виде кольца и имеет множество отверстий для выхода газа.

Для насыщения используется газ, применяемый для наддува баков ДУ. Процесс насыщения осуществляется путем барботирования. Открывается пневмоклапан 5, и газ подается в коллектор, дренажный клапан 3 при этом закрыт. Выходящий из отверстий коллектора газ поднимается вверх, частично растворяясь в топливе, а оставшаяся часть скапливается в газовой подушке бака. Постепенно давление в газовой подушке бака возрастает до уровня настройки сигнализатора 4. При повышении давления контакты сигнализатора замыкаются и выдается команда на открытие дренажного клапана 3, в результате чего обеспечивается сброс избыточного давления из газовой полости бака.

Таким образом, поддерживается постоянное заданное давление в газовой подушке. Насыщение ведется в течение определенного времени, после чего закрывается клапан 5 и в газовой подушке создается давление выше того, при котором велось насыщение, чтобы исключить «разнасыщение» (десорбцию). Через систему отбора 7 и вентиль 8 из середины бака в подготовленный баллончик отбирается контрольная проба (откачиваются остаточные газы) для определения величины насыщения в процентах.

Проба анализируется на специальных приборах. Принцип их работы основан на десорбции газа из пробы в замкнутом объеме при атмосферном давлении. Объем выделившегося газа измеряется и пересчитывается на нормальные атмосферные условия [3.20].

3.4. ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ НОРМЫ И ТЕХНОЛОГИЯ ИСПЫТАНИЙ ЖРД И ДУ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАЗЛИЧНЫХ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

Основы обеспечения безопасной эксплуатации испытательных комплексов ЖРД устанавливаются отраслевыми правилами ТБИС, которые регламентируют обеспечение пожарной безопасности, гигиены и безопасности труда и охрану окружающей среды на ИК ЖРД и ДУ. Правила распространяются на все эксплуатируемые, реконструируемые, строящиеся и проектируемые испытательные стенды ЖРД, хранилища ракетного топлива и экспериментальные лаборатории, в которых проводятся огневые и холодные стендовые испытания ЖРД, агрегатов ЖРД и систем наземного оборудования с применением следующих компонентов ракетного топлива:

- гидразин, несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и продукт люминал (суспензия алюминия в гидразине);

- спирт этиловый, углеводородные горючие, керосины различных марок;
- водород жидкий;
- азотный тетраоксид (АТ) и окислители на основе азотной кислоты (АК);
- окислители на основе концентрированной перекиси водорода;
- кислород жидкий;
- сжиженный природный газ (СПГ), в том числе метан жидкий.

Проектирование и эксплуатация ИК должны выполняться в соответствии с Правилами. Состав проектной документации на ИК, а также порядок ее разработки и согласования должен соответствовать Строительным нормам и правилам СНиП 11-01.

Действующие ИК и отдельные сооружения, в которых проводятся испытания с применением КРТ, подлежат обязательной сертификации. Руководители и специалисты, занятые проектированием, монтажом, наладкой, ремонтом и эксплуатацией ИК и входящих в них систем, должны быть аттестованы на знание Правил.

Опасными и вредными производственными факторами, характерными для испытательных комплексов ЖРД являются:

- возможность разрушения объекта испытания (двигателя, агрегата) на рабочем месте испытательного стенда, сопровождающегося разлетом элементов конструкции, проливом КРТ, пожаром и взрывом;
- взрыво- и пожароопасность большинства горючих в смеси с другими КРТ, воздухом и кислородом;
- температура жидких криогенных КРТ и их паров ниже 120 К;
- работа технологического оборудования под давлением выше атмосферного;
- наличие в продуктах сгорания КРТ вредных веществ;
- аэродинамический шум от истекающей струи работающего объекта испытания;

- тепловое и силовое воздействие выхлопной струи объекта испытания на газоотражатель испытательного стенда и сооружения ИК;
- понижение концентрации кислорода в атмосфере помещения вследствие утечек азота и разбавления им воздуха, могущее привести к асфиксии (удушью) работников;
- токсичность большинства КРТ и продуктов их взаимодействия [3.11].

По степени воздействия на организм человека вредные вещества подразделяются на четыре класса опасности: первый класс – чрезвычайно опасные; второй класс – высокоопасные; третий класс – опасные и четвертый класс – умеренно опасные (ГОСТ 12.1.007-76). В соответствии с этой классификацией и с учетом токсичности и предельно допустимых концентраций (ПДК) компонента в воздухе рабочей зоны, атмосферы и в воде водоемов КРТ относятся к классам опасности:

- *первый класс*: горючие гидразинового ряда (гидразин, НДМГ и продукт Люминал-А);
- *второй класс*: некоторые углеводородные горючие (модификации керосина и синтетические горючие) и окислитель перекись водорода;
- *третий класс*: окислители азотный тетраоксид (АТ) и АК-27И (смесь HNO_3 – 69,8 %, N_2O_4 – 28 %, J – 0,12...0,16 %);
- *четвертый класс*: углеводородное горючее РГ-1 (керосин), спирт этиловый и бензин авиационный.

Наиболее применяемые ракетные топлива имеют следующие характеристики.

Кислород – высокоэффективный криогенный окислитель. Нетоксичен, взрывобезопасен, но пожароопасен. Опасности для окружающей среды не представляет.

Керосин – углеводородное горючее, слабо токсичная жидкость. Предельно допустимая концентрация в атмосфере – 300 мг/м³. Хранение и транспортировка достаточно освоены, меры безопасности при обращении с РГ-1 отработаны.

Водород – нетоксичная криогенная жидкость. Взрыво- и пожароопасен в широком диапазоне концентраций от 4 до 96 % по объему. Хранение и транспортировка жидкого водорода требует обеспечения особых мер безопасности. Однако водород, даже при авариях, вредного влияния на окружающую среду не оказывает.

Несимметричный диметилгидразин – высокотоксичное вещество, допустимая концентрация которого 0,001 мг/м³. Технология работ с данным компонентом отработана, но возможность контактов с окружающей средой полностью не исключена.

Азотный тетраоксид – токсичная жидкость. Предельно допустимая концентрация – 5 мг/м³. Меры безопасности при производстве и транспортировке АТ достаточно отработаны. Однако аварии при хранении и транспортировке могут приводить к тяжелым последствиям вследствие его высокой токсичности и активности.

Таким образом, особую опасность для окружающей среды, обслуживающего персонала и населения представляют НДМГ и АТ.

Санитарно-гигиенические нормы КРТ приведены в табл. 3.1.

Водород, СПГ и кислород не токсичны, но при эксплуатации систем с указанными КРТ необходимо учитывать их пожаро- и взрывоопасность (особенно водорода в смесях с кислородом и воздухом) [3.20].

КРТ гидразинового ряда с окислителями жидким кислородом, АТ и АК самовоспламеняются при контакте и смешении, поэтому они пожароопасны. Большинство горючих также взрывоопасны и по ГОСТ 12.1.011 они отнесены к категории взрывоопасности IIA. Так, водород и метан в смесях с кислородом и воздухом в широком диапазоне концентраций взрыво- и пожароопасны, нижние и верхние концентрационные пределы воспламенения и детонации приведены в табл. 3.2 [3.20, 3.32].

Таблица 3.1 – Санитарно-гигиенические нормы КРТ

Наименование КРТ, химическая формула	Плотность при 0°C и 760 мм рт. ст., г/см ³	Класс опасности по ГОСТ 12.1.007-76	Предельно допустимая концентрация (ПДК)		
			в воздухе рабочей зоны, мг/м ³	в атмосфере воздуха, мг/м ³	в воде водоема, мг/м ³
Гидразин (N ₂ H ₄)	1,025	1	0,1	0,001	0,01
НДМГ (C ₂ H ₈ N ₂)	0,811	1	0,1	0,001	0,01
Продукт Люминал	1,35	1	0,1	0,001	0,01
Спирт этиловый (C ₂ H ₆ O)	0,806	4	1000	5,0	-
Углеводородное горючее РГ-1	0,847	4	300	1,2	-
Бензин авиационный	0,74	4	-	5,0	-
Водород жидкий (H ₂)	0,071 при T=20 К	-	-	-	-
СПГ, метан (CH ₄)	0,424 при T=111,5 К	-	-	-	-
Окислитель АТ (N ₂ O ₄)	1,49	3	2,0	0,085	45,0
АК-27И (HNO ₃ , N ₂ O ₄ и J)	1,596	3	2,0	0,085	45,0
Окислитель перекись водорода	1,37	2	0,3	0,02	0,1
Кислород жидкий	1,142 при T=90 К	-	-	-	-

В зависимости от класса опасности и категории взрыво- и пожароопасности применяемого КРТ для стендов ЖРД и их сооружений определяется ширина санитарно-защитной зоны (наименьшее расстояние до жилых зон). Ширина санитарно-защитной зоны зависит от мощности ЖРД, продолжительности испытания, эффективности применяемых газоочистных устройств, а также от местных условий, которая должна быть не менее указанной в табл. 3.3.

Таблица 3.2 – Пределы воспламенения и детонации топливных пар

Смесь топливной пары	Нижний предел, % Н ₂ по объему		Верхний предел, % Н ₂ по объему	
	воспламенения	детонации	воспламенения	детонации
Н ₂ -О ₂	4,6	15	94	90
Н ₂ -воздух	4,1	18,3	74,2	59
Метан-О ₂	5,6	15,0	61	60
Метан-воздух	5	6,3	15	13

Таблица 3.3 – Ширина санитарно-защитной зоны для стендов ЖРД

КРТ	Класс опасности по ГОСТ 12.1.007	Расход КРТ на один запуск, т	Расстояние, м
Гидразин, НДМГ, продукт Люминал	1	До 1	1000
		До 10	2000
		До 50	3000
		До 100	4000
Углеводородное горючее (типа С ₁₀ Н ₁₆)	2	До 1	450
		До 10	750
		До 50	1400
		До 100	2000
Углеводородное горючее, окислители типа АТ, АК и перекиси водорода	3	До 1	200
		До 10	450
		До 50	750
		До 100	1000

Для стендов ЖРД, использующих КРТ 4 класса опасности (РГ-1, спирт, бензины), а также водород, СПГ и кислород, устанавливается минимальная ширина санитарно-защитной зоны 300 м.

Устройство испытательного стенда и их систем, как упоминалось выше, во многом определяется применяемыми КРТ.

Так, при применении опасных КРТ с учетом их токсичности определяется состав систем хранения, заправки и нейтрализации (улавливания) выбросов, чтобы обеспечить безопасные условия труда и исключить вредное влияние их на окружающую среду.

Испытательные стенды, использующие взрывоопасные КРТ (жидкий водород), по назначению подразделяются на пять категорий:

- *категория I* – стенды холодных и огневых испытаний ДУ блоков ракет-носителей и разгонных блоков;
- *категория II* – стенды холодных и огневых испытаний ЖРД тягой более 1000 кН и их агрегатов и систем;
- *категория III* – стенды холодных и огневых испытаний ЖРД тягой от 50 до 1000 кН и их систем;
- *категория IV* – стенды холодных и огневых испытаний ЖРД, (ЖРДМТ) тягой до 50 кН и их систем;
- *категория V* – стенды холодных испытаний арматуры и криогенного оборудования с объемом используемого жидкого водорода до 5 м³.

Следует отметить, что в связи с высокой взрывоопасностью смеси водорода с воздухом (кислородом) стендовые испытания ДУ ракетных блоков с массой жидкого водорода в баке ДУ более 25 т целесообразно проводить на универсальном комплексе “стенд-старт” в условиях полигонов (космодромов) [3.20].

Хранение КРТ производится в специальных хранилищах с учетом класса опасности. Для наддува и продувок систем с КРТ и для обеспечения пожаротушения в отсеках ИК используется очень часто газообразный азот (инертный газ). Поэтому в помещениях и отсеках ИК, где возможны скопления наиболее опасных КРТ (горючие гидразинового ряда, окислители типа АК и АТ, взрывоопасные водород и метан) и инертного газа – азота, должны быть установлены автоматические газоанализаторы контроля опасных концентраций указанных веществ и газов с учетом их ПДК.

В помещениях и отсеках ИК, где проводятся работы с инертными газами (азотом) и кислородом, возможно опасное для работников их поступление или скопление при работающей приточно-вытяжной вентиляции. Поэтому в указанных помещениях следует предусматривать установку газоанализаторов на содержание кислорода с автоматическим включением звуковой и световой сигнализации при опасных концентрациях их в воздухе помещений: при снижении объемной доли кислорода ниже 19 % или повышении – более 23 %. Сигнализирующие устройства должны быть

сблокированы с включением вентиляции. Воздухозаборники и контактные приборы должны размещаться в местах возможных утечек или наиболее вероятного скопления инертных газов.

Система сигнализации опасных накоплений водорода должна выдавать сигналы появления водорода в помещениях или других местах, начиная с минимального значения 0,4 % по объему в воздухе. Система сигнализации должна быть оборудована световыми и звуковыми приборами, подающими сигналы при появлении минимальной пороговой концентрации водорода в воздухе.

При пороговом значении концентрации H_2 в воздухе должна включаться:

- световая и звуковая сигнализация при 0,4 % по объему;
- система аварийной вентиляции при 1,0 % по объему;
- система пожаровзрывопреждения при 2,0 % по объему.

В современных отечественных системах контроля утечек водорода применяются сигнализаторы с инерционностью до 5...7 с.

На американских стендах при выполнении программ «Сатурн-5» и «Спейс-Шаттл» использовались различные системы контроля утечек водорода, основанные на безинерционном методе с добавлением радиоактивного трития в жидкий водород (миллионные доли %) на стадии его получения и последующем контроле утечек счетчиком Гейгера.

Наиболее опасные работы по подготовке и проведению операций с КРТ (заправка и испытание) проводятся по специальному технологическому плану, определяющему последовательность и правила проведения работ персоналом с дистанционным управлением и контролем проводимых операций. Перед проведением заправки и испытания системы с КРТ должны быть проверены на герметичность и проведены автономные и комплексные испытания систем автоматики и управления.

Принципиальные схемы систем нейтрализации. Многие промышленные производства по нейтрализации и улавливанию токсичных и взрывоопасных газов и топлив, как упоминалось выше, основаны на

технологических процессах с применением воды. Без воды, как и без энергии, они не могли бы работать. Так, например, каждому человеку в день необходимо потреблять 2 – 2,5 л воды, а мировая промышленность за год «выпивает» огромную массу воды – 1300 км³.

В процессе производства часть воды испаряется, а оставшаяся, насыщенная разнообразными загрязняющими веществами, вновь попадает в реки, озера, подземные воды и моря. Объем этой воды составляет около 800 км³ в год. Если ее не очищать, то всех рек мира (а их годовой суммарный сток составляет около 40 тыс. км³) не хватит, чтобы восстановить загрязненные воды до качества, близкого к естественному, так как их потребуется разбавить в 1000 раз. Поэтому отработанные воды предприятий подвергают очистке; при этом нередко очищенную воду снова используют в производственном цикле. Такая система называется *водооборотной*. Поскольку часть воды все же теряется, то в оборотную воду добавляют немного свежей. Водооборотные системы широко используются в различных странах. Водооборотные системы используются также на ИК, в системах охлаждения элементов стенда и в системах нейтрализации проливов КРТ. Обычные промышленные очистные сооружения удаляют лишь порядка 80 – 85 % загрязняющих веществ. В России такую воду называют *нормальноочищенной*, однако, чтобы она приблизилась к естественной норме, ее необходимо разбавлять в пять – десять раз.

Промышленное загрязнение природных вод идет тремя путями. Во-первых, загрязненные сточные воды по канализационным трубам сбрасываются в водные объекты. Во-вторых, через атмосферу: все попавшие в нее загрязняющие вещества со снегом, дождем или в виде пыли в конце концов оказываются на поверхности Земли, а затем смываются в водоемы. Наконец, со свалок твердых промышленных отходов постоянно идет поток растворов; от 30 до 50 % минеральных удобрений и синтетических ядохимикатов смывается с полей дождями и талыми водами.

Таким образом, природные воды являются тем конечным пунктом, куда попадают все загрязнения из атмосферы и почвы.

В промышленных системах обеззараживания сточных вод перед их сбросом в водоемы и в системах очистки питьевой воды, поступающей потребителям, используют различные методы: осаждение взвесей, фильтрацию, аэрацию (обогащение кислородом), биохимические процессы и хлорирование. Кроме того, во многих промышленных системах для очистки питьевой воды вместо хлорирования используют озонирование. Указанные выше принципы очистки используются также в системах нейтрализации проливов (выбросов) КРТ на испытательных стендах. Для этого необходимо их собрать путем смыва водой в сборнике системы нейтрализации, а затем произвести их нейтрализацию в специальных системах с применением различных методов (термического, абсорбционного, биологического и др.). Например, абсорбционный метод основан на способности НДМГ или АТ вступать в реакцию с некоторыми веществами с образованием растворимых или газообразных продуктов.

Продукты полного и частичного окисления КРТ в элементах двигателя и продукты их сгорания также содержат вредные соединения: окись углерода, углекислый газ, окислы азота (NO_x) и др.

Создание ДУ ЛА требует проведения большого объема испытаний их систем в стендовых и летных условиях. При пусках ракет выбрасываются продукты сгорания из камер сгорания и газогенераторов ДУ в атмосферу Земли, остатки КРТ из баков ракет попадают в литосферу при падениях отработанных ступеней, а также при аварийных ситуациях. Для уменьшения вредного влияния указанных факторов на окружающую среду на испытательных стендах и стартовых комплексах применяют специальное технологическое оборудование, системы нейтрализации и улавливания выбросов.

Основные факторы экологического воздействия ракетно-космической техники на окружающую среду. По сравнению с тепловыми двигателями других типов, токсичность ракетных двигателей имеет свои особенности, обусловленные специфическими условиями их эксплуатации, применяемыми топливами и уровнем их массовых расходов, более высокими значениями температур в реакционной зоне, эффектами

догорания выхлопных газов в атмосфере, особенностями конструкций двигателей.

Многие компоненты жидких топлив эксплуатируемых ракетных двигателей являются сильнодействующими токсичными веществами: азотная кислота, тетраоксид азота, амины, горючие гидразинового ряда (гидразин, монометилгидразин, несимметричный диметилгидразин) и другие. Отработавшие ступени ракет-носителей (РН), падая на землю, разрушаются и оставшиеся в баках гарантированные запасы стабильных компонентов топлива загрязняют или даже отравляют прилегающий к месту падения участок земли или водоем. Условия полета отделившихся ступеней одинаковых РН при каждом пуске различаются из-за изменений траектории полета РН, параметров движения ступени в момент отделения, характера движения в атмосфере после отделения, зависящего от полученных при отделении возмущений, плотности воздуха, направления ветра и т.д. Это приводит к рассеиванию падения ступеней и различных элементов конструкций: головных обтекателей, переходных отсеков, систем аварийного спасения и др. Поэтому при запуске РН образуются зоны возможного падения названных частей РН большой площади. Если при пусках меняется и азимут, то потенциальная площадь загрязнения существенно увеличивается.

С целью повышения энергетических характеристик ЖРД компоненты топлива подаются в камеру сгорания при соотношении, соответствующем коэффициенту избытка окислителя $\alpha_{\text{дв}} < 1$. Кроме того методы тепловой защиты камер сгорания включают способы создания около огневой стенки слоя продуктов сгорания с пониженным уровнем температуры путем подачи избыточного горючего. Многие современные конструкции камер сгорания имеют пояса завесы, через которые подается в пристеночный слой дополнительное горючее, создающее равномерно по периметру камеры вначале жидкую пленку, а затем газовый слой испарившегося горючего. Значительно обогащенный горючим пристеночный слой продуктов сгорания сохраняется до выходного сечения сопла. В твердотопливных двигателях из-за необходимости придания заряду требуемых механических свойств соотношение компонентов топлива соответствует также

коэффициенту избытка окислительных элементов меньше единицы. Это вызывает догорание продуктов сгорания выхлопного факела при турбулентном перемешивании их с воздухом. Развиваемый при этом уровень температур в отдельных случаях может быть достаточно высоким для интенсивного образования из азота и кислорода воздуха окислов азота NO_x . Расчеты показали, что не содержащее азот топлива $\text{O}_{2\text{ж}} + \text{H}_{2\text{ж}}$ и $\text{O}_{2\text{ж}} + \text{керосин}$ образуют при догорании соответственно в 1,7 и 1,4 раза больше оксида азота NO , чем топливо азотный тетраоксид + НДМГ [3.17]. Это можно объяснить высоким уровнем температур в зоне догорания CO и H_2 , содержание которых в продуктах сгорания первых двух топлив существенно больше, чем при использовании азотсодержащих окислителя и горючего. Полученный результат определяется и принятыми в расчетах значениями коэффициента избытка окислителя $\alpha_{\text{дв}}$ для приведенных топлив, соответственно 0,75; 0,76 и 0,87 в двигателях РД0120 ($\text{O}_{2\text{ж}} + \text{H}_{2\text{ж}}$), РД170 ($\text{O}_{2\text{ж}} + \text{керосин}$) и РД253 (АТ + НДМГ). Отсюда вытекает возможность влияния на образование NO_x изменением коэффициента избытка окислителя $\alpha_{\text{дв}}$ в применяемой топливной паре.

Образование оксида азота при догорании особенно интенсивно происходит на малых высотах. С увеличением высоты полета ракеты становится меньше температура окружающего воздуха и его плотность и выход окислов азота (NO) уменьшается, а на высотах более 15 км образование NO при догорании практически прекращается. Сам процесс догорания продолжается до высот ~ 50 км.

При анализе образования оксида азота в выхлопном факеле необходимо учитывать также наличие в техническом жидком кислороде до 0,5...0,8 % по массе жидкого азота.

Таким образом в выхлопных факелах ЖРД в зависимости от применяемого топлива содержатся пары воды, диоксид углерода CO_2 , оксид углерода CO , водород H , окислы азота NO_x .

При запуске мощных ракет-носителей с увеличением высоты полета растут вызванные пролетом ракеты размеры области возмущений и их интенсивность. На малых высотах скорости РН небольшие, а масса

выбрасываемых двигателями продуктов сгорания огромна. Так, расходы компонентов топлив в момент старта РН “Протон” составляют 3800 кг/с, “Спейс-Шаттл” – более 10000 кг/с и РН “Сатурн-5” – 13000 кг/с. Такие расходы могут вызвать скопление в районе старта большого количества продуктов сгорания, загрязнение облаков, выпадение кислотных дождей и изменение погодных условий на значительной территории (100—200 км²).

Современная частота запусков тяжелых РН относительно небольшая, и они не оказывают заметного влияния на процессы в атмосфере. Увеличение частоты запусков может привести к нарушению естественного равновесия в различных слоях атмосферы, последствия которого пока трудно прогнозировать.

Проблема защиты окружающей среды была в поле зрения разработчиков ракетной техники, однако в начальный период развития ракетостроения должной значимости ей не придавалось.

Анализ соотношения общих выбросов в атмосферу вредных веществ в виде продуктов сгорания топлива ракет и выбросов, связанных с антропогенной деятельностью на Земле, показал, что доля первых, учитывая пуски ракет Советского Союза и США, составляет менее 0,001 %. Однако проблема все-таки существует.

При разработке ракет учитывалось, что определяющим в степени экологической чистоты являются в основном применяемые компоненты топлива. Конструкционные материалы, технология изготовления носителей и их составных частей не имеют существенного вредного влияния на экологическую обстановку по сравнению с общепромышленным производством [3.14].

Санитарно-гигиенические характеристики наиболее применяемых ракетных топлив были приведены выше (см. табл. 3.1). Весьма опасным этапом является транспортировка высокотоксичных веществ от предприятий, их производящих, к местам применения. Транспортировка осуществляется в специальных цистернах по железной дороге, где невозможно обеспечить стопроцентную гарантию безаварийности и

безопасности незащищенного населения, проживающего вблизи железных дорог.

При подготовке ракет-носителей к пуску операции, связанные с заправкой компонентов топлива, отнесены к особо опасным. Мероприятия по обеспечению безопасности проведения заправочных работ в достаточной степени отработаны. Опыт проведения этих мероприятий накапливался десятилетиями. Однако сохраняется опасность заражения местности и воздействия токсичных компонентов топлива на персонал при случайных проливах или утечках, а также при авариях на стендах и стартовом комплексе.

При испытаниях ракетных двигателей и полете ракет-носителей продукты сгорания выхлопных газов оказывают воздействие на окружающую среду. Продукты сгорания содержат токсичную составляющую – окись углерода. Допустимая концентрация – 5 мг/м^3 . Однако даже при максимальном темпе пусков общий сравнительный приток СО в атмосферу от использования ракет и испытаний незначителен по сравнению с выбросами от неполного сгорания горючего в промышленных печах, котельных и автомобилях, выбрасывающих в атмосферу до 300 млн т окиси углерода в год.

Другим вредным компонентом продуктов сгорания является двуокись углерода CO_2 , приводящая к так называемому "парниковому эффекту". Выбросы CO_2 в продуктах сгорания ракетных двигателей также пренебрежимо малы по сравнению с другими источниками. Например, масса CO_2 , поступающая в атмосферу при сжигании нефти, составляет 8 трлн т в год.

Однако нельзя обойти вопрос ущерба, наносимого окружающей среде, при возможных авариях в полете и при падении отделяющихся частей ракет. В случае использования ракет с экологически чистыми компонентами топлива мероприятия по ликвидации последствий в местах падения отделяющихся частей сводятся к механическим способам сбора остатков металлоконструкций. Особые мероприятия должны проводиться по ликвидации последствий падения ступеней, содержащей невыработанный

НДМГ, который проникает в почву и, хорошо растворяясь в воде, может распространяться на большие расстояния. Азотный тетраоксид быстро рассеивается в атмосфере и не является определяющим фактором заражения местности. По проведенным оценкам, требуется не менее 40 лет для полной рекультивации земли, используемой в качестве зоны падения ступеней с НДМГ в течение 10 лет. При этом должны быть проведены работы по выемке и перевозке значительного количества грунта из мест падения. Исследования в местах падения первых ступеней РН показали, что проведенная модернизация и внедрение усовершенствований в двигателях и ДУ РН "Протон-М" позволили значительно уменьшить гарантийные остатки компонентов в топливных баках и выбросы НДМГ при выключении двигателя не превышают 100...120 кг.

НАСА в течение длительного времени изучала влияние стартов "Спейс-Шаттл" на окружающую среду, особенно в связи с тем, что Космический центр имени Кеннеди расположен в заповеднике. В процессе старта три маршевых двигателя орбитального корабля сжигают жидкий водород, а большие твердотопливные ускорители - перхлорат аммония с алюминием. По оценкам НАСА, приземное облако в районе стартовой площадки во время старта содержит около 65 т воды, 72 т углекислого газа, 38 т окиси алюминия, 35 т хлорида водорода, 4 т других производных хлора, 240 кг угарного газа и 2,3 т азота.

Хлорид водорода в воде превращается в соляную кислоту и вызывает основные нарушения окружающей среды вокруг стартового комплекса. Около стартового комплекса находятся обширные бассейны с водой для охлаждения, в которых водится рыба. Повышенная кислотность на поверхности после старта приводит к гибели мальков. Более крупная молодь, обитающая глубже, выживает. У птиц, поедающих погибшую рыбу, никаких болезней не обнаружено. Более того, птицы приспособились прилетать за легкой добычей после каждого старта. Некоторые виды растений после старта погибают, но посевы полезных растений выживают. При неблагоприятном ветре кислота попадает за пределы трехмильной зоны вокруг стартового комплекса и разрушает слой краски на автомобилях. Поэтому НАСА выдает специальные чехлы владельцам, чьи

автомобили находятся в опасном районе в день запуска. Окись алюминия инертна, и, хотя она может вызвать болезнь легких, считается, что ее концентрация во время старта не опасна.

Если сравнить загрязнение атмосферы промышленными и вулканическими выбросами с загрязнением атмосферы продуктами сгорания топлив ракет, то, по мнению специалистов НАСА, последним можно пренебречь. Тем более, что никаких особенных веществ твердотопливные ускорители не выбрасывают. Единственная особенность продуктов сгорания ракетных топлив состоит в том, что они выбрасываются в концентрированном виде и на большой высоте. Твердотопливные ускорители "Шаттла" и других ракет выбрасывают хлор на высоте до 50 км. Атомы хлора, содержащиеся в выхлопных газах, являются активными катализаторами реакции превращения атмосферного озона в кислород. Однако признано, что фторхлоруглероды считаются основными разрушителями озонового слоя. В официальном отчете о влиянии "Спейс-Шаттл" на окружающую среду отмечалось, что 60 ежегодных полетов могут снизить концентрацию озона в северном полушарии на 0,25 %, что приведет к увеличению биологически опасного ультрафиолетового излучения на 0,5 %. Расчет баланса озона показал, что в районе старта не возникает озоновых дыр.

По оценкам Европейского космического агентства, влияние хлора на озоновый слой на высоте 40 км, где его воздействие максимально, сводится к уменьшению концентрации озона приблизительно на 0,12 % от установившейся величины снижения, вызванного естественными процессами.

Для внутриконтинентальных космодромов характерно наличие заранее предусмотренных районов падения отделяющихся ступеней, агрегатов и обтекателей ракет-носителей. Системой организации пусков осуществляется предупреждение, оповещение и эвакуация людей, скота и техники из этих районов с целью обеспечения безопасности. В основном районами падения не являются сельскохозяйственные угодья и, конечно, населенные пункты. Но, даже если считать районы падения непригодными для выращивания сельскохозяйственных культур и выпаса скота, эти

территории имеют экологическую ценность. Поэтому выбор районов падения отделяющихся частей РН сопровождается сложной процедурой рекогносцировки и их исследования. В процессе летных испытаний размеры отчуждаемых районов непрерывно сокращаются в результате накопления статистических данных.

Однако площади отчуждаемых земель довольно значительны. Так, ракеты, стартующие с космодрома Байконур, требуют около 10 млн га под районы падения ступеней и обтекателей. Полигон со старта в районе Плесецка требует площадей падения ступеней около 7,5 млн га. Если усреднить стоимость одного гектара до уровня используемых земель для сельского хозяйства, годовые затраты составят около 400 млн долл.

Таким образом, вопрос о замене НДМГ как основного топлива в маршевых двигателях РН класса "Протон" и др. на углеводородные и водородные топлива (керосин, сжиженный природный газ, жидкий водород и жидкий кислород) является актуальным. Поэтому проводимые разработки и внедрение перспективных ракет-носителей "Ангара" и др. на компонентах топлива керосин и жидкий кислород на первой ступени и жидкие кислород и водород на верхних ступенях позволят обеспечить экологическую безопасность космодромов Байконур, Плесецк и Восточный и прилегающих районов [3.32].

Экологическое воздействие пожаро- и взрывоопасной топливной пары жидкие кислород и водород на окружающую среду возможно при испытаниях и отработке ракетных двигателей и ДУ в случае возникновения аварийных ситуаций, сопровождающихся взрывами и пожарами на испытательных комплексах и стартовых сооружениях [3.20].

Федеральный закон от 21 июля 1997 г. N 116-ФЗ "О промышленной безопасности опасных производственных объектов" определяет правовые, экономические и социальные основы обеспечения безопасной эксплуатации опасных объектов и направлен на предупреждение аварий и обеспечение готовности организаций, эксплуатирующих опасные производственные объекты, к локализации и ликвидации последствий аварийных ситуаций.

Этот закон определяет правила разработки декларации промышленной безопасности для каждого опасного предприятия. Разработка декларации промышленной безопасности предполагает всестороннюю оценку риска аварии и связанной с ней угрозы; анализ достаточности принятых мер по предупреждению аварий, по обеспечению готовности организации к эксплуатации опасного производственного объекта в соответствии с требованиями промышленной безопасности, а также к локализации и ликвидации последствий аварии на опасном производственном объекте; разработку мероприятий, направленных на снижение масштаба последствий аварии и размера ущерба, нанесенного в случае аварии на опасном производственном объекте.

Декларация промышленной безопасности утверждается руководителем организации, эксплуатирующей опасный производственный объект. Руководитель организации несет ответственность за полноту и достоверность сведений, содержащихся в декларации промышленной безопасности, в соответствии с законодательством Российской Федерации.

При аварии на химически опасном объекте могут действовать несколько поражающих факторов (пожары, взрывы, химическое заражение местности и воздуха и др.), а за пределами объекта - заражение окружающей среды.

Проведение испытаний ДУ требует выполнения определенных экологических требований, которые определяются:

- применяемыми компонентами ракетного топлива, 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;
- применяемым испытательным оборудованием и системами.

Большинство проводимых экспериментальных работ, в частности, огневые испытания двигателей и ДУ приравниваются к взрывным работам и к испытательным объектам, и к технологии испытаний предъявляются

требования Федерального закона «О промышленной безопасности опасных производственных объектов».

Основные требования к испытательным комплексам, системам стартового комплекса и технологии проведения испытаний при применении КРТ 1...4 классов опасности были рассмотрены в разделе 3.2.

Здесь будут рассмотрены основные экологические нормы и технология испытаний с применением взрывоопасных компонентов ракетного топлива.

Следует отметить, что в начальной стадии работ с водородом ввиду его значительной взрыво – и пожароопасности не было единого мнения о целесообразности дожигания всех видов выбросов водорода. Так, фирма "Пратт-Уитни" (США) придерживалась мнения, что сжигание всего количества выбрасываемого водорода гарантирует полную безопасность испытаний, поэтому над всеми вентиляционными трубами сброса водорода испытательных стендов поддерживается пламя газообразного пропана. Фирма "Дуглас-Эркрафт" (США) считала 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 [3.10, 3.20].

Аварийные ситуации на испытательных стендах, 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 от момента начала выброса.

Для воспламенения и дожигания водорода используются различные устройства, которые осуществляют воспламенение выбросов водорода, как правило, при помощи пороховых и газовых зарядов. При создании системы дожигания выбросов водорода необходимо выбрать тип поджигающего устройства (ПУ), метод зажигания и определить его параметры. Тип поджигающего устройства и метод зажигания выбираются исходя из условий проведения испытания: продолжительности и многократности включения - запуска двигателя. При этом должна быть обеспечена высокая надежность воспламенения выбросов водорода, безопасность и простота эксплуатации устройства.

В [3.10, 3.14] показано, что для воспламенения выбросов водорода из двигателя требуется источник поджигания с длиной факела не менее 0,3 м; при этом ПУ необходимо располагать у выходного сечения сопла. Температура самовоспламенения водородно-кислородной и водородно-воздушной смесей составляет соответственно 580 - 590⁰С и 410 - 630⁰С, минимальная энергия воспламенения - ~ 0,02 мДж.

В случае расположения поджигающего устройства (ПУ) на расстоянии 2...2,5 м от сопла (из-за установки, например, дополнительного оборудования) необходим источник для поджигания с длиной факела 3...3,5 м. Температура факела поджигающего устройства для обеспечения надежного воспламенения должна быть не менее 1100 К. 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 стенда целесообразно выбрать основной компонент - водород. Учитывая большую продолжительность стендовых испытаний (до нескольких часов), расход водорода на горелку поджигающего устройства не должен превышать 0,02...0,05 кг/с, и необходимо обеспечить многократность включения. Поэтому в указанных горелках применен метод зажигания от электрической искры. Расположение поджигающего устройства относительно сопла (зоны смешения выхлопной струи с воздухом) зависит от параметров ПУ (длины факела), но воспламенение выбросов должно производиться непосредственно за выходным сечением сопла на начальном участке струи. Это уменьшает задержку воспламенения

выбросов и обеспечивает участие минимального количества водорода в смеси при начальном воспламенении. В [9, 22] исследованы характеристики различных типов поджигающих устройств. Конструктивные схемы некоторых из них представлены на рис. 3.30.

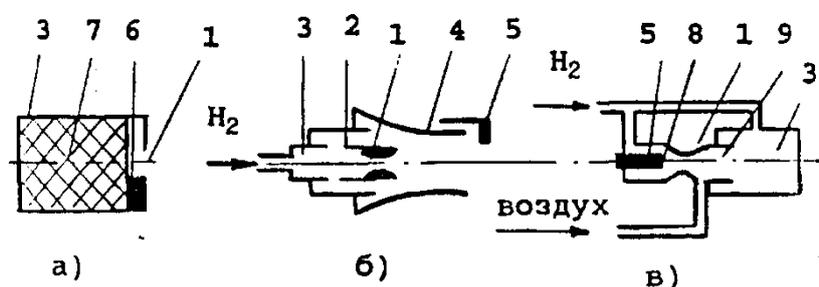


Рис. 3.30. Схемы поджигающих устройств:

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

Так, при испытании:

- *двигателей однократного включения* можно применять ПУ с пороховым зарядом, например, со временем горения 11 с и длиной факела $l_{\phi} = 0,3 \dots 1,0$ м (см. рис. 3.30, *а*);
- *двигателей многократного включения* целесообразно применять ПУ с электрозажиганием с подачей в них газообразного водорода и эжектируемого воздуха (см. рис. 3.30, *б*);
- *двигателей с истечением газов в замкнутый объем или в среду с повышенным содержанием инертного газа* следует применять ПУ двухкомпонентного типа (см. рис. 3.30, *в*) с подачей водорода и воздуха от стендовых систем или ПУ с пороховым зарядом.

Например, в устройстве эжекторного типа (см. рис. 3.30, *б*) получено удлинение факела l_{ϕ} на 15...20% перераспределением части водорода в периферийную часть струи (30...40 %). В поджигающем устройстве двухкомпонентного типа (см. рис. 3.30, *в*) обеспечена независимость работы устройства от внешних условий за счет подачи водорода и воздуха от стендовых систем. В результате проведенных исследований разработаны

рекомендации по выбору параметров и типов поджигающих устройств воспламенения выбросов водорода в стендовых условиях. Для примера приведены принципиальные схемы некоторых устройств воспламенения водородных выбросов в процессе проведения испытания, разработанных и применяемых на стендах НИЦ РКП.

На рис. 3.31 и 3.32 представлены схемы установки поджигающих устройств для воспламенения выбросов из сопла камеры сгорания и в полости выхлопного диффузора при испытаниях двигателя.

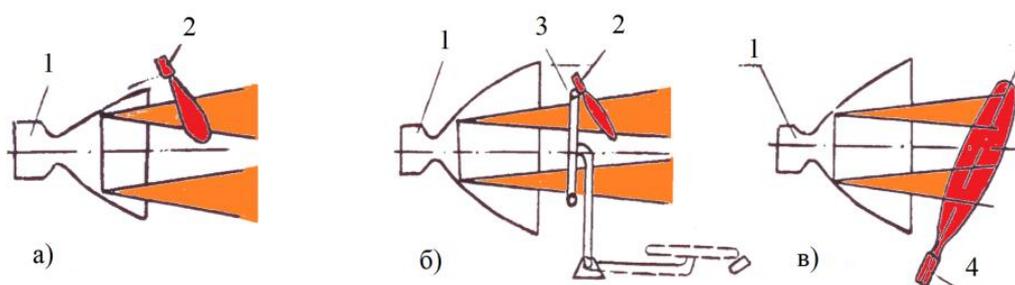


Рис. 3.31. Схемы установки ПУ для воспламенения выбросов:

а, б – однократного; *в* – многократного включения; *1* – камера; *2* – пирозапал; *3* – кольцо со штативом; *4* – ПУ многократного включения

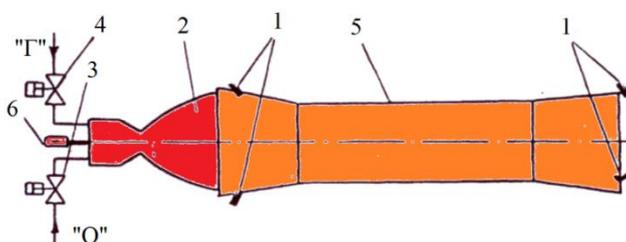


Рис. 3.32. Схема установки пирозапалов при испытании двигателя с выхлопным диффузором:

1 – пирозапал; *2* – камера сгорания; *3, 4* – клапаны подачи компонентов в двигатель; *5* – выхлопной диффузор; *6* – тягоизмеритель

На рис. 3.33 приведена схема устройства для дожигания выбросов водорода в свободной струе при автономных испытаниях газогенераторов, ТНА и проведении технологических операций на стенде (захолаживание систем, заправка и др.). В качестве поджигающего устройства в стендовом

дожигателе используются две эжекторные горелки с электроискровым зажиганием, работающие на газообразном водороде и эжектируемом воздухе [3.11].

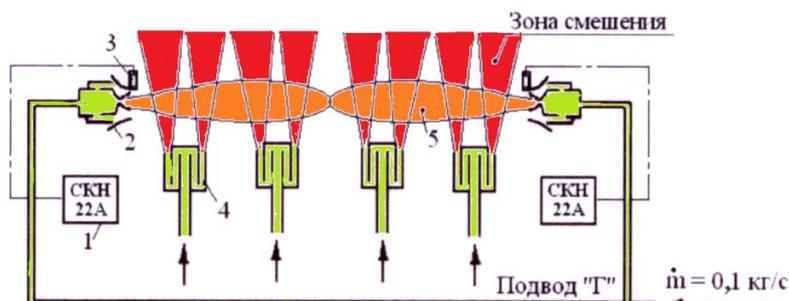


Рис. 3.33. Стендовый дожигатель блочный:

1 – агрегат зажигания; 2 – ПУ; 3 – электросвеча; 4 – выхлопное устройство с газовым затвором; 5 – факел ПУ

Основные меры безопасности при стендовых испытаниях ДУ на кислородно-водородном топливе. Как известно, водород в смеси с воздухом и кислородом может взрываться при наличии источников инициирования. Выше были рассмотрены некоторые условия воспламенения водородно-воздушных смесей. Более опасным по своим последствиям является детонация (взрыв) водородных смесей. При этом опасность взрыва усугубляется тем, что пределы детонации находятся внутри области воспламенения (см. табл. 3.2). Для возникновения детонации, помимо наличия горючей смеси, необходим соответствующий источник инициирования. Известно, что наиболее легко детонация возбуждается ударной волной. Возможность детонации в открытом пространстве исследовано в работах [3.14, 3.20]. Показано, что 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 детонации

не возникает даже при взрыве заряда тринитротолуола (ТНТ) с массой 1кг. Поэтому в стендовых условиях выбросы водорода очень опасны и могут взрываться в смесях с кислородом (воздухом), так как на стенде всегда есть источники инициирования (выхлопная струя двигателя, источники высокого давления, источники электропитания и др.).

Тропиловые эквиваленты водородно-воздушных и водородно-кислородных смесей в стехиометрическом соотношении составляют 10,4 и 13,3 кг ТНТ/кг H_2 . При этом необходимо учитывать, что избыточный водород в смеси не участвует во взрыве. Коэффициент участия водорода во взрыве (z) зависит от многих факторов и определяется режимом смешения, при значениях чисел Рейнольдса значительно больше $Re_{кр}$ может достигать максимального значения: $z_{max} = 0,42$.

Величина ударной волны при взрыве на поверхности земли может быть оценена по формуле М.А. Садовского:

$$\Delta p_{взр} = \left(\frac{1,06}{R} + \frac{4,3 \cdot \sqrt[3]{B}}{R^2} + \frac{14 \cdot \sqrt[3]{B^2}}{R^3} \right) \cdot \sqrt[3]{B}, \text{ бар}, \quad (3.44)$$

где $\Delta p_{взр}$ – давление во фронте ударной волны на расстоянии $\sim R$ (м) от центра взрыва; B – масса заряда тротила, определяемая соотношением $B = z \cdot C_3 \cdot m_{H_2}$; z – коэффициент использования водорода во взрыве для случая истечения и смешения с $Re \gg Re_{кр}$; Re – критерий Рейнольдса; $C_3 = 10,4$ кг ТНТ/кг H_2 – тротильный эквивалент водородно-воздушной смеси в стехиометрическом соотношении; m_{H_2} – масса выброшенного водорода при аварийной ситуации.

Формула (3.44) справедлива для значений приведенного расстояния от центра взрыва

$$\bar{R} = \frac{R}{\sqrt[3]{B}} = 1 \div 15. \quad (3.45)$$

К наиболее опасным факторам при испытаниях водородно-кислородных ДУ следует отнести те, которые приводят к разгерметизации топливной системы, аварийному выбросу водорода и кислорода с последующей реализацией поражающих факторов в виде взрыва, пожара и разлетающихся осколков. Поэтому холодные и огневые испытания

кислородно-водородных ДУ должны проводиться с выполнением специальных мероприятий по безопасности, предусматривающих выполнение определенных требований по системам ДУ, по стенду и к проведению испытаний.

По двигательным установкам: на первые испытания ДУ выполняется с более упрочненными баками, двигатель отделяется от баков защитным устройством (плитой); 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 на натуральных компонентах; огневые испытания должны предшествовать холодные испытания ДУ для проверки совместного функционирования систем; в баках ДУ должны быть установлены разделительные клапаны по магистралям питания окислителя и горючего, клапаны аварийного слива компонентов из бака, дополнительные дренажно-предохранительные клапаны, системы дополнительного наддува баков; должно быть предусмотрено оснащение ДУ системой пожаровзрывопредупреждения (СПВП) и системой аварийной защиты, осуществляющих контроль определенных параметров двигателя и ДУ и прекращение испытания при их отклонениях от заданных величин.

По системам стенда: необходимо контролировать опасные концентрации водорода и кислорода в отсеках стенда и ДУ; воспламенять и дожигать выбросы водорода из сопла двигателя; отводить дренажи водорода на стендовый дожигатель; выполнять блоки ИУС в искрозащищенном исполнении; подавать азот в отсеки и огневой бокс стенда; максимально раскрывать проемы в стенах и крыше стенда; контролировать параметры и обеспечивать парирование нештатных ситуаций (НШС).

По организации испытаний: дистанционное проведение заправочных операций и испытания с укрытием персонала, участвующего в проведении испытания, в бункере; полное удаление людей из опасной зоны в радиусе $R_{\text{без}}$; готовность служб пожарной охраны и газоспасательной службы к ликвидации последствий аварийных ситуаций; ограничение продолжительности первого испытания и количества заправляемого в бак

ДУ водорода, которое определяется исходя из расположения испытательного стенда (расстояния до жилой зоны) и размерности испытуемого 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. Прогнозирование степеней повреждения зданий и сооружений, находящихся на территории промышленной и жилой зон, в случае потенциальной аварии производится путем расчетного определения размеров опасных зон.

Ключевыми моментами в этих расчетах являются:

- масса выброса взрывоопасного компонента и коэффициент использования этого компонента во взрыве;
- коэффициент разрушений, определяемый энергией сгорания стехиометрической парогазовой смеси.

Применительно к стендовой отработке кислородно-водородных ракетных блоков, имеющих в топливных баках от 1 т до 10 т жидкого водорода, в соответствии с моделью мгновенного развития событий проведены расчеты опасных зон. Результаты расчетов для водородно-кислородной смеси с использованием соотношений (3.44) и (3.45) показаны на рис. 3.32 соответственно для разомкнутого (полностью открытого) рабочего объема стенда при коэффициенте использования водорода во взрыве $z = 0,02...0,1$ и для замкнутого рабочего объема при $z = 0,2...0,4$. При этих расчетах на ограниченном расстоянии от стенда допускалось избыточное давление во фронте ударной волны, равное 2 кПа, при котором реализуется вторая степень безопасности и возможно частичное разрушение (менее 20 %) остеклений зданий и сооружений [.20].

Так, межотраслевая экспертная комиссия по безопасности испытаний в 1991 г. на основании проведенных расчетов 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 со степенью риска 10^{-4} (1 отказ на 10000 испытаний). Из графика (см. рис. 3.34) видно, что при ограниченном расстоянии от стенда до зданий жилой зоны (~1100 м) испытания без доработки конструкции стенда возможны с заправкой водорода в количестве не более 2700 кг.

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 до взрыва, а также уменьшение тротилового эквивалента при неполучении стехиометрической смеси. В то же время рассмотрение статистики аварий, произошедших по причине выброса водорода, показывает, что развитие событий имеет заметное время, позволяющее парировать развитие аварийной ситуации, а коэффициент использования водорода во взрыве z в большинстве случаев не превышает 0,1.

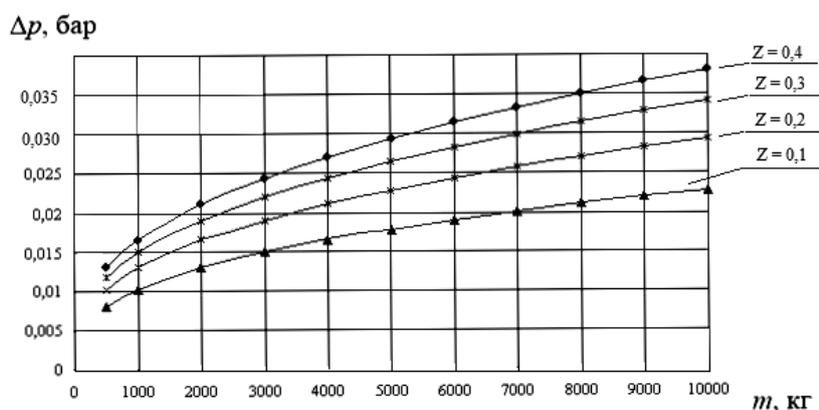


Рис. 3.34. Результаты расчета избыточного давления Δp во фронте ударной волны в зависимости от массы выброса водорода m_{H_2} и коэффициента участия его во взрыве z при расстоянии до жилого массива $R = 1100$ м (водородно-кислородная смесь)

Это показывает возможность проведения испытаний на стенде НИЦ РКП ДУ верхних ступеней РН с полной заправкой топливного бака водородом (до 7000 кг) с обоснованием и внедрением дополнительного комплекса мер обеспечения безопасности для парирования нештатных ситуаций, предусматривающих:

- сохранение иерархического принципа построения программ испытаний с постепенным их усложнением (агрегаты и системы ДУ должны быть испытаны автономно на натуральных компонентах; огневым испытаниям должны предшествовать “холодные” испытания ДУ для проверки совместного функционирования систем; двигатель до начала испытаний в составе ДУ должен иметь коэффициент надежности не ниже 0,98, подтвержденный при автономных испытаниях; постепенное увеличение количества заправляемых компонентов в топливные баки ДУ и продолжительности испытания);
- внедрение датчиков контроля утечек водорода с малой инерционностью (не более 1...2 с);
- внедрение диагностических методов контроля технического состояния двигателя после испытания для оценки остаточного ресурса его систем;
- оснащение САЗ двигателя высокочувствительными первичными преобразователями (датчиками) и средствами, основанными на оптико-волоконной или другой технике и 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 взрывоопасных смесей водорода с воздухом и кислородом в отсеках ДУ и стенда с добавками в газообразный азот ингибиторов – олефиновых соединений, для предотвращения детонации взрывоопасных смесей и др. [3.2, 3.20].

В частности, в работах Института структурной макрокинетики и проблем материаловедения РАН (ИСМАН) [3.20] были предложены высокоэффективные составы ингибиторов, которые позволяют регулировать закономерности горения и взрыва водородно-воздушных смесей: скорости горения, критических условий воспламенения, перехода горения в детонацию. 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. Для предотвращения детонации водородно-воздушных смесей, реально встречающихся на практике составов, достаточная концентрация предлагаемого ингибитора составляет ~ 3 % от замещаемого объема, а для прекращения процесса горения требуется несколько большее количество ингибитора (до 4 %).

Регулирование закономерностей горения и взрыва водородно-воздушных смесей в данном случае объясняется существованием механизма обрыва цепного процесса воспламенения при присутствии ингибитора, в дополнение к ранее применяемому чисто тепловому механизму процесса воспламенения смесей.

Таким образом, разработанный в ИСМАН подход использования активных присадок (ингибиторов) в СПВП открывает новые возможности для более безопасного проведения стендовых испытаний ступеней ракет с увеличенным количеством заправляемого жидкого водорода в топливный бак ДУ и рационального использования водорода в различных областях промышленности и техники [3.2].

При этом 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 % потенциально возможных отказов в процессе проведения испытания [3.20].

3.5. ПРАВИЛА ЭКСПЛУАТАЦИИ, ДИАГНОСТИКИ И АТТЕСТАЦИИ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ

В состав эксплуатационной документации испытательных стендов входят:

- техническое описание с приложением принципиальных электрических, пневматических, гидравлических и механических схем;
- инструкции по эксплуатации;
- формуляр;
- чертежи монтажные, расчеты элементов и правила эксплуатации стенда;
- сборочные чертежи узлов и элементов стенда.

Сосуды и трубопроводы испытательных стендов сооружаются и эксплуатируются в соответствии с «Правилами устройства и безопасной эксплуатации сосудов и трубопроводов, работающих под давлением», утвержденными Ростехнадзором.

Электрические машины и оборудование ИС эксплуатируются в соответствии с «Правилами технической эксплуатации электроустановок» и «Правилами техники безопасности при эксплуатации электроустановок потребителей» (ПТЭ и ПТБ).

Проектирование ИС проводится по утвержденному техническому заданию и выполняется по этапам:

- разработка и утверждение технических предложений;
- разработка эскизного, технического проектов и рабочих чертежей.

К работам по обслуживанию пневмогидросистем (ПГС) допускаются аттестованные ИТР и рабочие, обученные и аттестованные на знание

Правил устройства и безопасной эксплуатации сосудов, работающих под давлением, и имеющие удостоверения на право работы установленной формы. Периодичность переаттестации рабочих, обслуживающих ПГС, составляет 1 раз в год, ИТР – 1 раз в 3 года [3.34].

После проведения монтажных, пуско-наладочных работ и по результатам пробных испытаний испытательные стенды принимаются в эксплуатацию государственной комиссией.

Таблица 3.4 – Виды и периодичность ППР и технического освидетельствования ПГС испытательных стендов

№ п.п	Условия эксплуатации элементов ПГС	Виды и периодичность (в годах)				
		ППР		Техническое освидетельствование		
		ТО	Ремонт	НО ВО	и ВО	и ВО
1	Сосуды, работающие со средой, вызывающей коррозию металла: - со скоростью не более 0,1мм/г; - со скоростью более 0,1 мм/г	1	8	2 1	4 4	8 8
2	Сосуды с вакуумной изоляцией для транспортирования и хранения криогенных жидкостей	1	10	-	10	10
3	Баллоны (сосуды) емкостью более 100 л				10	10
4	Стационарные трубопроводы: - все среды; - криогенные среды	1 1	8 10			8 10
5	Съемные трубопроводы					1
6	Агрегаты ПГС: - вентили, клапаны, ЭПК; - клапаны предохранительные; - редукторы; - фильтры		4 4 4 4			

Примечание:*ГИ – гидравлические испытания пробным давлением

Для обеспечения надежной и безаварийной работы пневмогидросистем испытательных стендов должны проводиться: повседневное техническое обслуживание, плановое обслуживание и периодические ремонтные работы (ППР). При выполнении ремонтных работ и при эксплуатации систем

должно быть обеспечено соблюдение требований конструкторской и нормативно-технической документации.

Виды и периодичность планово-предупредительных ремонтов и технического освидетельствования оборудования агрегатов пневмогидросистем испытательных стендов, включающих техническое обслуживание (ТО), плановый ремонт, наружный и внутренний осмотры (НО и ВО) представлены в таблице 3.4.

Диагностика систем испытательного стенда и принципы установления ресурса эксплуатации. При техническом освидетельствовании или при ремонте систем испытательного стенда проводится диагностика основного оборудования систем (сосудов, теплообменных аппаратов и трубопроводов, работающих под давлением) для определения их технического ресурса работы.

Как правило, ограниченный ресурс работы назначается на криогенные системы с жидкими водородом, кислородом и азотом ввиду цикловых тепловых и силовых нагрузок при многократно повторяющихся операциях захлаживания, заполнения (заправки) и наддува емкости при вытеснении в процессе их эксплуатации. Так, в криогенных системах жидких водорода и кислорода испытательных стендов, как правило, назначается технический ресурс (срок эксплуатации) до 25 лет при максимальном количестве силовых нагружений давлением до 15000 циклов и температурных нагружений до 5000 циклов.

Основными критериями продления технического ресурса основного оборудования ПГС испытательного стенда (сосудов, работающих под давлением, трубопроводов и арматуры) являются уменьшение толщины стенки сосуда ниже допустимой величины, принятой в расчете прочности сосуда, отсутствие трещин (вмятин) и следов окисления металла в сварных швах и стенках сосуда, в элементах трубопроводов и арматуры. Поэтому перед проведением гидравлического испытания системы пробным давлением, равным 1,25 рабочего давления, выполняются операции контроля:

- толщины стенки сосудов с применением методов неразрушающего контроля, например, ультразвукового контроля;
- отсутствия вмятин, трещин и следов коррозии в сварных швах и стенках сосуда при проведении внутреннего и наружного осмотров системы;
- технического состояния элементов арматуры с проверкой функционирования.

Если толщина стенки не ниже допустимых величин, принятых в паспорте сосуда, то по положительным результатам гидравлического испытания пробным давлением инспектором Ростехнадзора дается разрешение на эксплуатацию сосуда на срок проведения следующего технического освидетельствования системы (8 или 10 лет).

В криогенных системах, работающих под давлением, продление срока эксплуатации производят с учетом термопрочностных нагрузок от циклических воздействий температур и давления при проведении заправок и вытеснения криогенного компонента.

Техническое диагностирование и определение остаточного ресурса криогенной емкости проводят по методике, согласованной с Ростехнадзором, с привлечением специализированных организаций. Методика предусматривает проведение следующих операций:

- анализа технической документации;
- визуального осмотра систем на отсутствие повреждений (вмятин), трещин и следов окисления металла при проведении наружного и внутреннего осмотров;
- проверки герметичности теплоизоляционной (вакуумной) полости криогенной системы;
- пневматических испытаний системы испытательным давлением с контролем процесса методом акустической эмиссии;
- пневматических или гидравлических испытаний трубопроводов системы обвязки пробным давлением;
- проверки статической прочности сосудов и их элементов;

- оценки цикловой усталости и определения возможного срока продления безопасной эксплуатации системы;
- анализа результатов проверок и разработки заключения о продлении ресурса эксплуатации.

Если при пневмоиспытании сосуда испытательным давлением с контролем процесса методом акустической эмиссии (АЭ) активных и опасных источников АЭ (дефектов) не возникает, то ресурс системы можно продлить до проведения следующего срока технического освидетельствования с учетом циклов термосиловых нагружений.

Более подробно вопросы диагностики и продления ресурса оборудования и систем испытательных комплексов рассмотрены в [3.34, 3.35].

Аттестация испытательного оборудования. Аттестация испытательного оборудования (ИО) проводится по ГОСТ Р 8.568-97 “Аттестация испытательного оборудования. Основные положения” для подтверждения воспроизведения условий испытаний в пределах допускаемых отклонений и установления пригодности использования испытательного оборудования в соответствии с его назначением.

Испытательное оборудование подвергают:

- первичной аттестации при вводе системы в эксплуатацию;
- периодической аттестации через интервалы времени, установленные в эксплуатационной документации на испытательное оборудование, в процессе эксплуатации ИО.

В случае ремонта или модернизации испытательного оборудования, проведения работ с фундаментом, на котором оно установлено, перемещения испытательного оборудования и других причин, которые могут вызвать изменения характеристик воспроизведения условий испытаний, испытательное оборудование подвергают повторной аттестации.

Для аттестации испытательного оборудования должны применяться поверенные или калиброванные средства измерений.

Первичная аттестация испытательного оборудования заключается:

- в экспертизе эксплуатационной и проектной документации, на основании которой выполнена установка испытательного оборудования;
- в экспериментальном определении его технических характеристик и подтверждении пригодности его использования.

В процессе первичной аттестации устанавливают:

- возможность воспроизведения внешних воздействующих факторов или режимов функционирования систем;
- отклонение условий испытаний от нормированных значений;
- обеспечение безопасности персонала и отсутствие вредного воздействия на окружающую среду;
- перечень характеристик испытательного оборудования, которые проверяют при первичной аттестации оборудования, методы, средства и периодичность ее проведения.

При положительных результатах аттестации на основании протокола первичной аттестации оформляют аттестат на оборудование.

Сведения о выданном аттестате (номер и дата выдачи), полученные значения характеристик испытательного оборудования, а также срок последующей периодической аттестации испытательного оборудования и периодичность ее проведения в процессе эксплуатации заносятся в формуляр испытательного оборудования.

Периодическую аттестацию ИО в процессе его эксплуатации проводят в объеме, необходимом для подтверждения соответствия характеристик испытательного оборудования требованиям нормативных документов на методики испытаний и эксплуатационных документов на оборудование и пригодности его к дальнейшему использованию.

Первичную аттестацию испытательного оборудования проводит комиссия. В состав комиссии включают представителей:

- подразделения предприятия (организации), проводящего испытания на данном испытательном оборудовании;
- метрологической службы предприятия;
- государственных научных метрологических центров и (или) органов государственной метрологической службы.

Периодическую аттестацию испытательного оборудования в процессе его эксплуатации проводят сотрудники подразделения, в котором установлено оборудование, уполномоченные руководителем подразделения для выполнения этой работы, и представители метрологической службы предприятия [3.34].

ВЫВОДЫ ПО ГЛАВЕ 3

1. Создание двигателей верхних ступеней РН и экспериментальное подтверждение удельных характеристик (например, удельного импульса тяги) для сопел с выдвижными насадками, имеющими значения степени расширения сопла $f_c > 200$, требуют имитации высотных условий с применением сложного и уникального оборудования: барокамеры, выхлопного диффузора и эжекторных установок.
2. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке двигателей и ДУ может быть обеспечена применением специальной технологии испытаний, систем нейтрализации и локализации выбросов, систем диагностики и аварийной защиты для предотвращения аварийных и нестандартных ситуаций.
3. В качестве эффективных ингибиторов для предотвращения детонации водородно-воздушных смесей были предложены и испытаны олефиновые соединения, в частности пропилен, трифторметан и др. Регулирование закономерностей горения и взрыва водородно-воздушных смесей в данном случае объясняется существованием механизма обрыва цепного процесса

воспламенения при присутствии ингибитора, в дополнение к ранее применяемому чисто тепловому механизму процесса воспламенения горючих смесей. Использование ингибиторов совместно с флегматизатором (газообразным азотом) в СПВП ДУ открывает новые возможности для более безопасного проведения стендовых испытаний ДУ разгонных блоков и ступеней ракет с увеличенным количеством заправляемого жидкого водорода в топливный бак ДУ и рационального использования водорода в различных областях промышленности и техники.

4. Одним из основных перспективных направлений, обеспечивающих развитие испытательной базы для отработки изделий ракетно-космической техники, является разработка и внедрение метода имитационного математического моделирования процессов в сложной технической системе «испытательный стенд – объект испытания» с использованием высокопроизводительных ЭВМ. Это позволит решать на современном уровне задачи проектирования и экспериментальной отработки ЖРД, ДУ и КА ракетно-космической техники.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ К ГЛАВЕ 3

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. - М.: Наука, 1976.
2. Азатян В.В., Галеев А.Г. Эффективные методы химического управления воспламенением и детонацией газовых смесей водорода с воздухом и кислородом. Материалы III Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (II Козловские чтения), г. Самара, 2011. с. 124-127.
3. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. - М.: Машиностроение, 1989.
4. Барсуков В.С., Бершадский В.А., Галеев А.Г. Экспериментальные установки и системы стендов для испытаний пневмогидросистем двигательных установок ЛА на криогенных компонентах топлива: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 1992.
5. Беляев Н.М. Расчет пневмогидравлических систем ракет – М.: Машиностроение, 1983.

6. Бершадский В.А., Галеев А.Г./ Стратегия уменьшения опасности стендовых испытаний ракетных двигательных установок // Авиакосмическая техника и технология, 2004, № 2, с. 38-45.
7. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. – М.: Наука, 1972.
8. Волков В.Т., Ягодников Д.А. Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей твердого топлива. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.
9. Галеев А.Г. Методы повышения безопасности испытаний ракетных двигателей, связанные с выбросами водорода // Альтернативная энергетика и экология. 2005, №2, (22), с. 9-14.
10. Галеев А.Г. О проблеме отработки и обеспечения безопасности ракетных двигательных и энергетических установок на водородном топливе // Полет. 2009, с. 7-13.
11. Галеев А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок. – г. Пересвет, Моск. обл.: Изд-во ФКП «НИЦ РКП», 2010.
12. Галеев А.Г. Проектирование стендов и оборудования для испытаний двигательных установок летательных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 1987.
13. Галеев А.Г. Проектирование стендов и систем для испытаний двигательных установок ЛА. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 1990.
14. Галеев А.Г. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 2006.
15. Галеев А.Г. Эксплуатация стендов для испытаний ракетных двигательных установок. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 2008.
16. Денисов К.П. Исследование защиты стендовых лотков от теплового воздействия струй ЖРД способом непосредственного впрыска воды: Дис. канд. техн. наук. Загорск.1968.
17. Дрегаллин А.Ф., Черенков А.С. Общие методы теории высокотемпературных процессов в тепловых двигателях. – М.: «Янус-К», 1997.
18. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: ГЭИ, 1960.
19. Испытания жидкостных ракетных двигателей / А.Е. Жуковский, В.С. Кондрусев, В.Я. Левин и др. – М.: Машиностроение, 1992.
20. Испытательные комплексы и экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей / А.Г. Галеев, К.П. Денисов, В.И. Ищенко и др.; под ред. Н.Ф. Моисеева. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2012.
21. Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. – М.: Машиностроение, 1988.
22. Луарсабов К.А., Пронь Л.В., Сердюк А.В. Летные испытания жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1978.
23. Новые направления криогенной техники / Под ред. М.П. Малкова.– М.: Мир. 1966.
24. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания ЖРД. – М.: Машиностроение, 1986.

25. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / Под ред. В.М. Кудрявцева.– М.: Машиностроение, 1983.
26. Петров В.И., Чебаевский В.Ф. Кавитация в высокооборотных лопастных насосах. – М.: Машиностроение, 1982.
27. Перспективные ЖРД России / А.С. Коротеев, Л.П. Самойлов // Двигатель. 2009.
28. Пирумов У.Г. Математическое моделирование в проблемах охраны воздушного бассейна. – М.: Изд-во МАИ, 2001.
29. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов и др.; под ред. академика РАН А.С. Коротеева.– М.: Машиностроение, 2008.
30. Чернышев А.В. Проектирование стендов для испытаний и контроля бортовых систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1983.
31. Шишов А.А., Силин Б.М. Высотные испытания реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1985.
32. 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
33. Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / В.А. Афанасьев, Ю.В. Захаров и др.; Под ред. Н.В. Холодкова. – М.: Изд-во МАИ, 1994. - 412 с.
34. Эксплуатация испытательных комплексов ракетно-космических систем / А.Г. Галеев, А.А. Золотов, А.Н. Перминов, В.В. Родченко; Под ред. д-ра техн. наук А.Н. Перминова. – М.: Изд-во МАИ. 2007.
35. Эксплуатация стартовых комплексов ракетно-космических систем / А.Г. Галеев, А.А. Золотов, А.Н. Перминов, В.В. Родченко; Под ред. д-ра техн. наук А.Н. Перминова. – М.: Изд-во МАИ. 2007.
36. Яковлев И.А. Испытания космических электроракетных двигательных установок. – М.: Машиностроение, 1981.

ГЛАВА 4. СТЕНДОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННО- ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ, СИСТЕМЫ АВАРИЙНОЙ ЗАЩИТЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ПРИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ ЖРД И ДУ

В ходе испытаний ракетно-космической техники стендовые информационно-измерительные и управляющие системы (ИИУС) решают следующие задачи автоматизации испытаний [4.1, 4.2]:

- дискретного управления исполнительными элементами стенда и изделия;
- регулирования параметров в системах стенда и изделия;
- аварийной защиты стенда и изделия;
- измерения, обработки и визуального отображения параметров в системах стенда и испытываемого изделия.

Для испытаний сложных изделий (ЖРД большой тяги и ступеней ракет-носителей) к этим задачам добавляются задачи управления бортовыми приборами изделия.

Чтобы решить поставленные выше задачи при подготовке и проведении испытаний, стендовые системы автоматизации испытаний должны обеспечивать следующие информационные и управляющие функции:

- сбор информации с датчиков объекта испытаний и стенда и ее регистрацию;
- обработку информации в реальном времени и ее отображение;
- формирование управляющих воздействий на исполнительные органы;
- ввод команд управления от ведущих специалистов и операторов.

Кроме того, системы должны обеспечивать требования по взрывозащите, электропитанию, эргономики пунктов управления, возможности наращивания каналов измерения и управления, метрологические характеристики, стоимости оборудования и обслуживания.

Из приведенных задач и функций видно, что построение данных систем всегда является задачей на оптимизацию. При этом приходится учитывать противоречивость требований, предъявляемых к ним. Например, при регистрации информации требуется максимальная информативность, а при

управлении и аварийной защите – минимальное время реакции и максимальная надёжность.

В зависимости от задач автоматизации испытаний конкретная система строится как централизованная или как распределённая структура, состоящая из подсистем, объединённых локальной вычислительной сетью. Обеспечение необходимого уровня надёжности достигается резервированием. Например, подсистемы дискретного управления исполнительными элементами и системы аварийной защиты (САЗ) могут быть выполнены по троированной схеме, системы измерения и регулирования параметров – по дублированной.

К числу наиболее серьёзных проблем, стоящих при создании систем автоматизации испытаний относятся:

- выбор архитектуры системы, обеспечивающей требования к быстродействию, надёжности и вычислительной мощности оборудования для решения задач измерения, управления и аварийной защиты (опрос измерительных параметров – от 100 до 64000 изм./с, цикл управления – не более 10 мс, число параметров аварийной защиты – более 30);
- обеспечение единого времени и обмена данными в распределённой сетевой структуре, объединяющей все подсистемы автоматизации испытаний;
- обеспечение имитации объекта управления с помощью специального оборудования для отладки программного обеспечения в режиме реального времени;
- обеспечение заданной точности измерений с учётом требований искрозащиты и гальванической развязки измерительных каналов.

4.1. ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

Современные стендовые информационно-измерительные системы (ИИС), измерительные системы (ИС), системы измерения (СИ) должны обладать рядом особенностей:

- обеспечивать высокий уровень автоматизации, сводящий к минимуму возможность влияния на подготовку и проведение испытаний человеческого фактора;
- иметь высокую надёжность, способную обеспечить безотказность регистрации измерительных данных и исключающую необходимость повторных испытаний и связанные с этим финансовые затраты;
- в соответствии с российским законодательством ИИС должна быть утверждена как тип средств измерений, внесена в государственный реестр средств измерений и подвергаться поверке.

ИИС должна иметь метрологические характеристики, способные обеспечить установленную программой испытаний точность измерения параметров.

При испытаниях изделий РКТ измеряется большое количество параметров как самого объекта испытаний, так и технологических систем стендового комплекса и вспомогательных систем [4.3]. Принимая во внимание специфику испытываемых в ракетно-космической отрасли изделий (повышенные взрыво - и пожароопасность, использование опасных для здоровья и жизни человека компонентов, высокая стоимость и уникальность самих изделий), можно утверждать, что к используемым ИИС должен предъявляться ряд дополнительных жёстких требований.

1. Поскольку количество измеряемых параметров может достигать нескольких тысяч, то ИИС должна обеспечивать синхронизированную работу нескольких тысяч измерительных каналов. Кроме того, в связи

с возможностью возникновения необходимости в дополнительных данных ИИС должна легко масштабироваться, т. е. обеспечивать возможность и удобство организации дополнительных измерительных каналов без значительной доработки. Это достигается использованием модульной конструкции измерительно-вычислительных комплексов.

2. Специфика отдельных видов испытаний и измеряемых параметров требует обеспечения высокой точности измерений (например, при измерении расходов и температур криогенных компонентов).
3. Наличие на испытательном комплексе большого количества электротехнического оборудования требует высокой помехоустойчивости измерительных каналов, а высокая стоимость испытаний – надёжности измерений и регистрации полученных данных. Обеспечение этих требований осуществляется за счёт дублирования измерительных каналов.
4. ИИС стендовых испытаний РКТ должна обеспечивать дистанционность измерений (информационно-измерительная и управляющая аппаратура, операторский пульт и станция сбора данных должны находиться на безопасном расстоянии от испытываемого изделия) и обладать высокой степенью автоматизации.
5. При подготовке и проведении испытаний должны обеспечиваться оперативность получения результатов измерений, визуальный контроль измеряемых параметров (отображение процесса измерений на мониторах операторской станции, видеоизображение на стенде изделия, его наиболее ответственных деталей и узлов).
6. Подготовка испытаний и проведение отдельных экспериментов могут занимать значительное время (от нескольких часов до нескольких суток), что обуславливает требования по длительности и непрерывности представления и регистрации данных.
7. Для обеспечения ремонтпригодности и оперативности замены одного измерительного канала другим ИИС должна состоять из взаимозаменяемых и унифицированных элементов (измерительных модулей, кроссировочных средств, нормализующих модулей и т. д.).

8. Для обеспечения безопасности проведения испытаний при использовании легковоспламеняющихся и взрывоопасных компонентов измерительная аппаратура должна связываться с установленными на объекте испытаний датчиками искробезопасными электрическими цепями, обеспечивающими взрывозащиту.

Принятая в настоящее время структура построения ИИС испытательного стенда предполагает объединение двух основных подсистем программно-аппаратного комплекса и средств измерений стенда (медленноменяющихся и быстроменяющихся параметров) в единую синхронизированную систему измерения, регистрации и обработки данных. При этом измерительное оборудование должно обеспечивать возможность работы с широкой номенклатурой датчиков, которые могут применяться для первичного преобразования физического параметра (давления, температуры и т.д.) в электрический сигнал (ток, напряжение и т.д.). Так, например, для измерения давления могут применяться потенциометрические, тензометрические, вибрационно-частотные, индуктивные датчики; для измерения температур – термопары и термометры сопротивления; для измерения перемещения – потенциометрические датчики; для измерения тяги двигателя – тензометрические (мост, полумост, четвертьмост) и вибрационно-частотные датчики.

Наряду с этим в подсистему медленноменяющихся параметров могут входить каналы измерения расходов, числа оборотов, деформации и т.п., оснащаемые датчиками как с токовым выходом, так и с выходом по напряжению. Типовыми быстроменяющимися параметрами являются параметры вибрации (виброускорения), переменное давление (пульсации давления), акустические параметры, динамические деформации (при испытаниях РКТ данная задача встречается сравнительно редко).

Высокопроизводительные ИИС, оперирующие большим объёмом измерительных параметров и информационными потоками от сотен тысяч до нескольких миллионов измерений в секунду, строятся по

централизованному принципу, как правило, на крейтовом оборудовании в стандартах PXI и VXI, поддерживаемых ведущими мировыми (фирма National Instruments, фирма VXI Technology и др.) и российскими производителями [4.5, 4.6, 4.7, 4.8]. К числу последних можно отнести фирмы НПП “Мера” и “Информтест” [4.9, 4.10]. Измерительный крейт представляет собой корпус с объединительной платой, реализующей функции системной магистрали (PXI, VXI). С помощью разъемов на объединительной плате в крейт устанавливаются функциональные измерительные модули различного типа. Один из модулей (контроллер) реализует функции управления обменом информации по системной магистрали (ввод, регистрация, передача данных и т. п.).

Типичным представителем централизованной крейтовой ИИС для стендовых испытаний ЖРД является созданный ФКП “НИЦ РКП” на платформе PXI дублированный измерительный комплекс, обеспечивающий измерение, регистрацию и обработку около 300 медленноменяющихся (ММП) и 100 быстроменяющихся (БМП) параметров, различных типов (более десятка) с частотой опроса от 100 до 32000 измерений в секунду [4.11].

Для испытаний ступеней ракет ИИС должны обеспечивать измерение гораздо большего числа параметров – от 700 до 1500. В качестве примера можно привести VXI-измерительно-вычислительный комплекс (ИВК), созданный фирмой “Информтест” и ФКП “НИЦ РКП” для испытаний ступеней ракет “Ангара” в ФКП “НИЦ РКП”.

Суммарная информативность ИИС для испытаний ЖРД и ступеней ракет составляет около 2 млн. измерений в секунду с полной регистрацией измерительного потока данных на жесткий диск. Хотя распределённые системы наиболее эффективны для стендовых информационно-управляющих систем (ИУС), в последнее время появляются ИИС, выполненные в новом стандарте LXI и использующем распределённые сетевые технологии Ethernet, дополненные средствами высокоточной синхронизации времени [4.8].

Стандарт LXI был разработан консорциумом ведущих производителей и пользователей контрольно-измерительного оборудования, созданным в сентябре 2004 г. и насчитывающим уже более 40 членов. В Консорциум LXI входят ведущие компании отрасли контрольно-измерительного оборудования, включая основателей – Agilent Technologies и других производителей, таких как Tektronix, Rohde&Schwarz, Keithley Instruments, Racal Instruments и Yokogawa.

Новая системная архитектура основана на использовании последних достижений компьютерных технологий, прежде всего преимуществ технологий передачи Ethernet, сетевых возможностей Internet, протоколов LAN и других. Высокие скорости ввода/вывода, отсутствие крейтов и интерфейсных кабелей, современное программное обеспечение в сочетании с хорошо зарекомендовавшими себя стандартами готовых средств измерительной техники определяет эффективность стандарта LXI.

В отличие от VXI и PXI-систем, которые жестко ограничены размерами крейтов, стандарт LXI содержит лишь рекомендации придерживаться спецификаций международного комитета. Модули в ширину или половину ширины стандартной стойки удобны для размещения плат и функциональны без необходимости использования крейтов.

Стандарт LXI отличается от PXI и VXI ещё и тем, что каждый модуль или устройство системы имеет собственный блок питания, охлаждение, систему запуска, защиту от помех и интерфейс Ethernet. Таким образом, отдельные модули оборудования LXI могут быть использованы независимо от системы.

В настоящее время имеется опыт создания оборудования для таких ИИС с относительно небольшим количеством измерительных каналов (НПП “Мера” и “Информтест”).

Метрологическое обеспечение при создании стендовых ИИС. Особенность метрологического обеспечения измерительных систем заключается в том, что стендовая измерительная система в соответствии с ГОСТ Р 8.596-2002 “ГСИ. Метрологическое обеспечение измерительных

систем” относится к типу ИС-2, проектируемые для конкретных объектов из компонентов ИС и принимаемые как законченные изделия на объекте эксплуатации.

В соответствии с ГОСТ Р 8.596-2002 измерительная система – это совокупность измерительных, связующих, вычислительных компонентов, образующих измерительные каналы, и вспомогательных устройств (компонентов измерительной системы), функционирующая как единое целое, предназначенная для:

- получения информации о состоянии объекта с помощью измерительных преобразователей в общем случае множества изменяющихся во времени и распределенных в пространстве величин, характеризующих это состояние;
- машинной обработки результатов измерений;
- регистрации и обработки результатов измерений и результатов их машинной обработки;
- преобразования этих данных в выходные сигналы системы в разных целях.

В общем случае структурную схему ИС можно представить в виде схемы, приведенной на рис. 4.1.

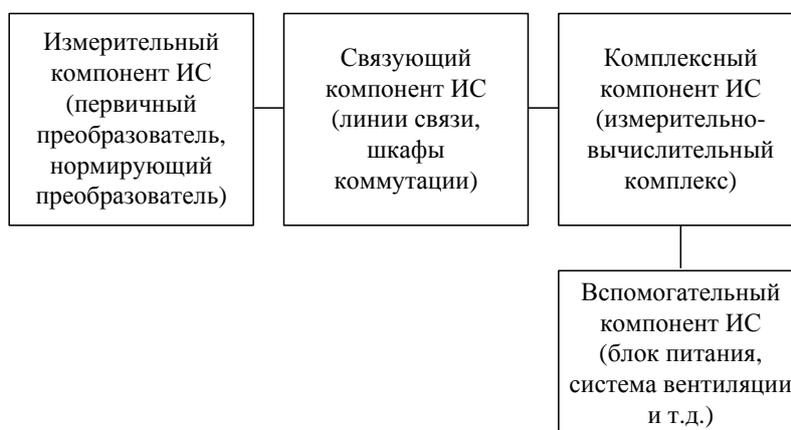


Рис. 4.1. Обобщенная структурная схема измерительной системы

Важным отличием стендовой измерительной системы является то, что измерительный компонент, как правило, состоит из двух частей:

- первичные и нормирующие преобразователи параметров технологических систем стенда;
- первичные и нормирующие преобразователи испытуемого изделия.

Если технологические системы стенда оснащены необходимыми преобразователями постоянно, то состав первичных преобразователей изделия (следовательно, типов и количества измеряемых параметров) зависит от испытуемого изделия, меняется при каждом испытании. То есть измерительная система стенда по своему составу не является постоянной. Это обуславливает некоторые сложности в метрологическом обеспечении измерительных систем.

До принятия закона “Об обеспечении единства измерений” на предприятиях отрасли существовала следующая практика. Комплексный компонент ИС (измерительная и преобразовательная аппаратура стенда) подвергался метрологической аттестации в соответствии с ГОСТ 8.326-89 “ГСИ. Метрологическая аттестация средств измерений” с получением метрологических характеристик электрической части ИК. Далее с учетом метрологических характеристик первичных преобразователей проводился расчет ожидаемых значений погрешностей измерения каждого измеряемого параметра, проводилась оценка полученных значений на соответствие требованиям программы испытаний.

Метрологическая аттестация как разновидность государственного метрологического контроля и надзора распространялась на:

- измерительные каналы, входящие в системы автоматического или автоматизированного измерения, контроля, и другие системы (комплексы), не предназначенные для серийного производства;
- единичные экземпляры СИ серийного выпуска, применяемые в режимах, отличающихся от режимов для которых нормированы их МХ;
- СИ, изготовленные в процессе выполнения ОКР и НИР;

- СИ, приобретаемые по импорту в единичных экземплярах или мелкими партиями.

С отменой действия ГОСТ 8.326-89 в 1991 году и введением правил по метрологии ПР 50.2 009-94 “ГСИ. Порядок проведения испытаний для целей утверждения типа средств измерений” вновь создаваемые стендовые измерительные системы должны подвергаться испытаниям, утверждения типа и быть внесены в Государственный реестр средств измерений.

В 2010 г. взамен ПР 50.2.009-94 введен в действие новый документ – ПР 50.2.104-09 “ГСИ. Порядок проведения испытаний стандартных образцов или средств измерений с целью утверждения типа”. Новые правила устанавливают измененный порядок подготовки, рассмотрения и оформления материалов испытаний.

Рекомендация МИ 3290-2010 “ГСИ. Рекомендация по подготовке, оформлению и рассмотрению материалов испытаний средств измерений в целях утверждения типа” конкретизирует требования к оформлению заявки на проведение испытаний, разработке программы испытаний, выпуску протоколов испытаний, проведению экспертизы материалов. В частности, при проведении испытаний и оформлении описания типа средств измерений более широко рассматриваются вопросы проверки программного обеспечения, в соответствии с МИ 3286-2010 “ГСИ. Проверка защиты программного обеспечения и определение ее уровня при испытаниях средств измерений в целях утверждения типа”.

Проверка программного обеспечения. Требования к программному обеспечению (ПО) измерительных систем установлены Национальным стандартом ГОСТ Р 8.654-2009 “ГСИ. Требования к программному обеспечению средств измерений. Основные положения”. Документ был введен впервые. Цель его выпуска – установление требований к ПО СИ: к документации; к структуре ПО; к влиянию ПО на метрологические характеристики; к защите ПО и данных.

ГОСТ Р 8.654-2009 устанавливает требования к разделению ПО на метрологически значимую и незначимую части. Такое разделение ПО

позволяет разработчику проводить модификацию метрологически незначимых частей без нарушения его соответствия ранее утвержденному ПО.

Стандартом устанавливаются требования к идентификации ПО, в частности, к метрологически значимой части. Идентификация необходима в целях подтверждения целостности и подлинности ПО. Как правило, идентификация ПО производится при его загрузке.

4.2. ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

Стендовые информационно-управляющие системы, системы управления (СУ), распределённые системы управления (РСУ) в ходе испытаний изделий РКТ решают следующие задачи:

- дискретного управления исполнительными элементами стенда и изделия;
- регулирования параметров процессов изделия и стенда;
- управления рулевыми камерами сгорания.

Структура стендовой ИУС в первую очередь, определяет её эффективность и экономичность. Выбор структуры ИУС, начиная с определения её типа (централизованная или распределённая), должен осуществляться на начальной стадии разработки (этапе эскизного проектирования).

Стендовая ИУС, как и любая техническая система, состоит из подсистем, решающих некоторый набор задач из общего алгоритма управления. Эти задачи могут быть распределены между подсистемами по территориальному, функциональному или смешанному принципу. Исходя из этого, для выбора структуры ИУС необходимо определить [4.2]:

- состав подсистем, реализующих определённые в техническом задании задачи автоматизации стендовых испытаний;
- архитектуру построения подсистем с учётом требований быстродействия и надёжности;
- размещение технических средств подсистем в сооружениях испытательного комплекса с учётом требований метрологии, электропитания и заземления;
- организацию единого времени и обмена данными между подсистемами ИУС, обеспечивающих функционирование подсистем как единого информационно-управляющего комплекса;
- организацию оперативного управления с помощью автоматизированных рабочих мест (АРМ) операторов, инженеров-технологов, ведущих инженеров, специалистов и руководителей организации – заказчика по испытанию.

На принятие решения по выбору структуры ИУС влияют следующие факторы:

- принятая на испытательном стенде технология проведения испытаний;
- тип испытываемых изделий;
- сложность изделия и испытательного оборудования, определяемая количеством каналов измерения, управления и регулирования, а также сложностью реализуемых алгоритмов управления;
- требования по надёжности и быстродействию;
- требования к программно-аппаратным средствам имитации объекта управления;
- требования к интеграции ИУС и стендовых информационно-измерительных систем;
- требования к стоимости ИУС;
- топология размещения изделия и стендового технологического оборудования;
- продолжительность и интенсивность испытаний на стендах испытательного комплекса.

ИУС может строиться в виде централизованной или распределённой системы, состоящей из отдельных подсистем. Вариант централизованной системы используется для небольших стендов и установок лабораторного типа с количеством датчиков и исполнительных элементов, исчисляемых десятками. Для сложных стендов наиболее эффективной является распределённая структура ИУС.

Централизованная ИУС представляет собой единый комплекс на базе одного (как правило, резервированного) процессорного устройства. Вся стендовая автоматика (датчики и исполнительные элементы) одного или нескольких рабочих мест испытательной станции подключается к процессорному устройству непосредственно или с помощью специального (обычно релейного) коммутатора. Достоинством централизованной структуры является экономия затрат на создание ИУС и меньшая численность обслуживающего персонала. К недостаткам следует отнести ограничение пропускной способности испытательной станции, а также снижение надёжности ИУС из-за наличия дополнительных коммутаторов и усложнённой кабельной сети.

Распределённая ИУС представляет собой комплекс автономных интеллектуальных подсистем, реализующих различные задачи автоматизации испытаний. Подсистемы объединяются единой локальной вычислительной сетью. Распределённая структура позволяет сократить и упростить кабельную сеть, повысить помехозащищённость измерительных каналов, обеспечивает простое подключение пультов местного управления, параллельное независимое проведение работ на стендах, индивидуальное решение вопросов резервирования в зависимости от важности решаемых каждой из подсистем задач.

Выбор варианта размещения оборудования ИУС зависит от расстояния между сооружениями испытательной станции, наличия и качества помещений для установки аппаратуры, требований по точности измерения и особенностей существующей кабельной сети.

Проблема помехозащищённости измерительных каналов является одной из причин размещения основной части аппаратуры ИУС непосредственно в

помещениях испытательного сооружения стенда. При этом связь между зданием управления и помещением выносной аппаратуры ИУС на испытательном сооружении осуществляется с помощью волоконно-оптических кабелей. С другой стороны, размещение всей аппаратуры ИУС в здании управления (бункере) упрощает её обслуживание и гарантирует наилучшие климатические условия.

Выбор состава подсистем ИУС носит неформализованный характер, так как зависит от многих указанных выше факторов. Как правило, процедура выбора осуществляется методом экспертных оценок различных вариантов.

Распределённая архитектура была принята для построения ИУС ряда стендов ФКП “НИЦ РКП” и отрасли. Типичная ИУС имеет трёхуровневую организацию (рис. 4.2). Два нижних уровня составляют контроллеры (микропроцессорные устройства с интерфейсами ввода/вывода) и оборудование связи с объектом. На верхнем уровне находятся рабочие станции операторов, ведущих инженеров и специалистов, серверы баз данных. В состав ИУС входят имитаторы, представляющие собой выделенные программируемые контроллеры, задачей которых является генерация по заданной циклограмме последовательности сигналов, обеспечивающих проверку правильности работы алгоритмов и оборудования ИУС.

Задачи, решаемые ИУС, рассмотрим на примере стендовых испытаний ступеней РН “Ангара” [4.12, 4.13]. Их можно разделить на следующие группы:

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

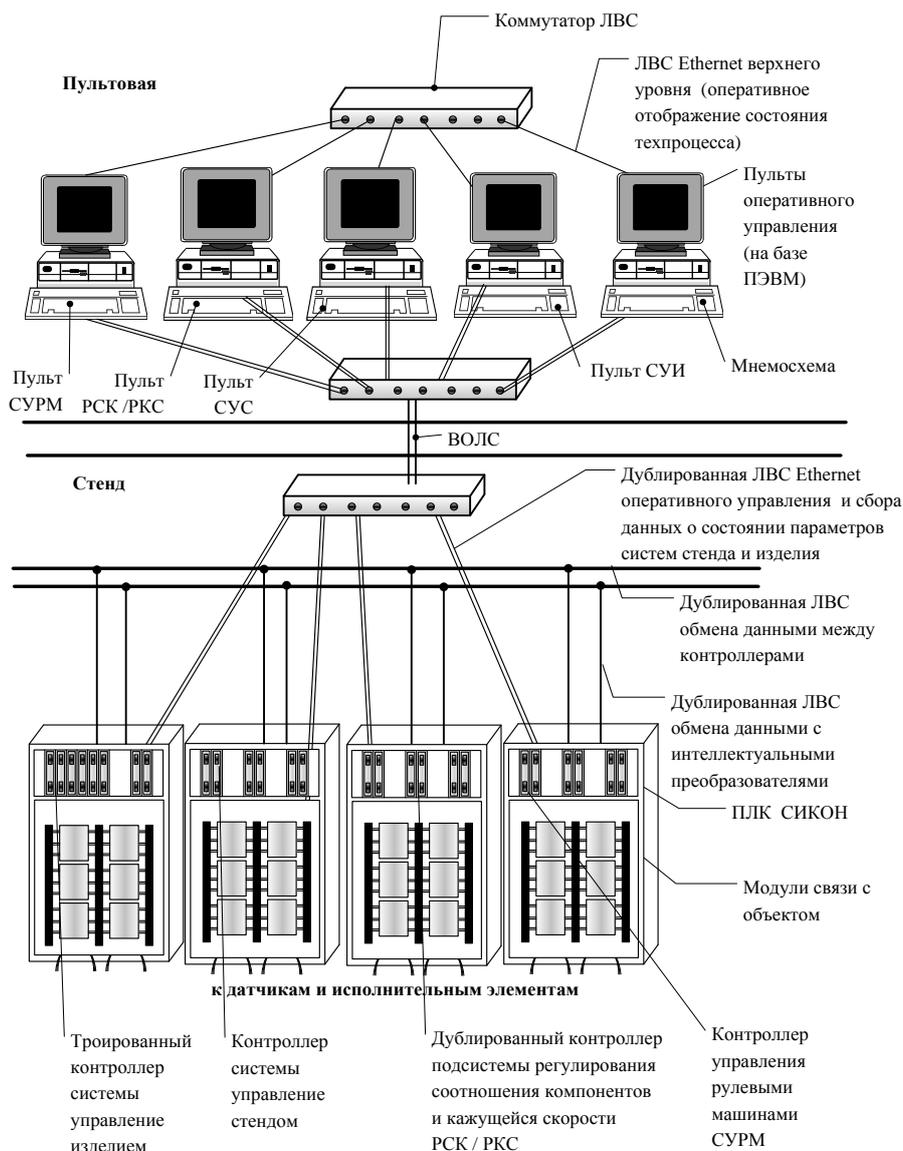


Рис. 4.2. ИУС типового стенда:

ЛВС – локальная вычислительная система; СУРМ – система управления рулевыми машинами; СУС – система управления стендом; СУИ – система управления испытываемым изделием; ПЛК – программируемый логический контроллер; СИКОН – сетевой индустриальный контроллер; РСК/РКС – регуляторы соотношения компонентов и кажущейся скоростью

Первую группу задач решает комплекс стандовых систем управления, контроля и регулирования ИУС-С. Основным назначением систем управления испытательным стендом ИУС-С является:

- дискретное управление исполнительными элементами стенда, управление технологическими процессами в соответствии с заданной циклограммой;
- автоматическое регулирование и контроль параметров (давлений, расходов, температур) стендовых технологических систем и отсеков изделия;
- контроль опасных накоплений газов (кислород, керосин, азот) в отсеках стенда и непосредственно у изделия.

Вторую группу задач решает комплекс систем управления и контроля изделия, включающий в себя систему контроля заправки (СКЗ), информационно-управляющую систему изделия (ИУС-И), информационно-управляющую систему электрогидравлических сервоприводов (ИУС-ЭГС), систему аварийной защиты. Из названий становится понятен широкий спектр функций, выполняемых перечисленными системами. Это:

- контроль уровней компонентов топлива в баках при заправке изделия и испытании (сливе);
- контроль давлений в шар-баллонах при их зарядке и подготовке к пуску;
- контроль и поддержание давления в баках, начиная с предпусковых операций и заканчивая остановом двигателя;
- контроль параметров двигателя перед запуском;
- управление запуском, работой по циклограмме полета и остановом двигателя;
- контроль и управление расходом компонентов топлива с учетом обеспечения равномерного опорожнения баков и поддержание заданного соотношения компонентов в камере сгорания двигателя;
- управление комплектами блоков сопел крена;
- управление отклонением камеры (камер) двигателя и аэродинамических рулей на заданные углы с заданной частотой колебаний по каналам тангажа и рыскания;

- контроль критических параметров двигателя с момента его запуска и до останова с возможностью автоматического выключения в случае выхода одного или группы параметров из допусковых значений.

При всем разнообразии решаемых задач эти системы имеют одну общую особенность – все они непосредственно связаны с элементами автоматики ракетной ступени, образуя функционально ориентированные автономные или взаимосвязанные между собой комплексы бортовых и наземных средств (рис. 4.3).

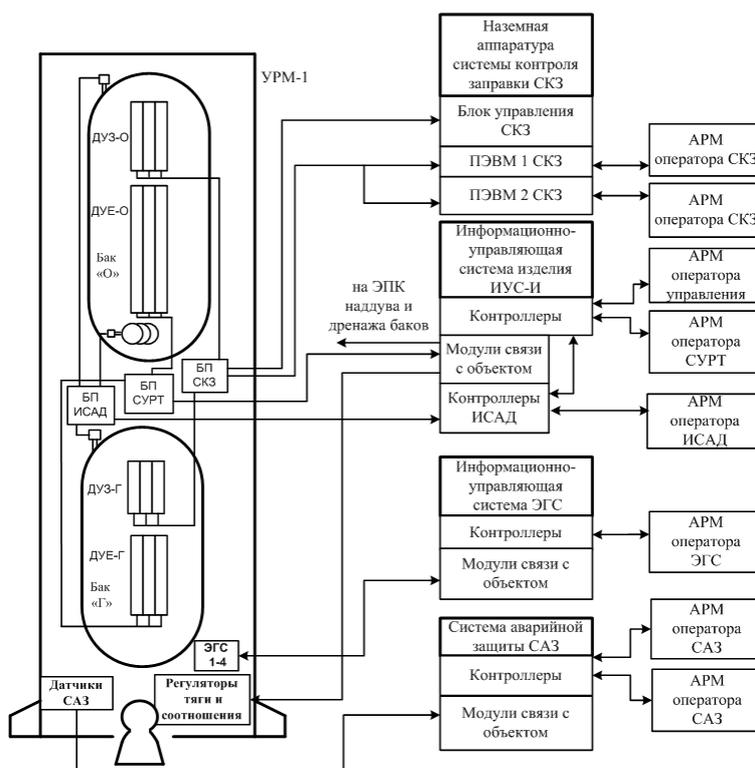


Рис. 4.3. Функциональная схема работы систем контроля и управления испытываемым изделием:

УРМ – универсальный ракетный блок; БП – блок питания; ЭПК - электропневмоклапан; АРМ – автоматизированное рабочее место; ДУЗ, ДУЕ – датчики уровня заправки; СУРТ – система управления расходом топлива; ИСАД – измерительная система абсолютного давления

Характерной особенностью современных стендовых испытаний ракетно-космической техники является высокий уровень автоматизации технологических процессов, который обеспечивается применением большого количества алгоритмов управления и контроля, их возрастающей

сложностью. Безошибочная реализация алгоритмов в информационно-управляющих системах 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.

Программное обеспечение 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. Примененная схема проверки позволяет безошибочно реализовать как алгоритмы управления технологическими системами стенда, так и сложнейшие алгоритмы управления и контроля изделия.

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

- созданием многоканальных (дублированных или троированных) структур ИУС (здесь под каналом понимается самодостаточный тракт ввода, обработки и вывода сигналов на объект управления резервированной аппаратуры);
- распределённой структурой ИУС, когда входящие в неё подсистемы специализируются на определённой задаче (управление изделием/стендом, регулирование параметров изделия/стенда, аварийной защиты) и в зависимости от её важности строятся по дублированной либо троированной схеме.

Поддержка резервирования обеспечивается:

- простым и надёжным способом размножения входных аналоговых и дискретных сигналов;
- наличием модулей дискретного и аналогового вывода/вывода с поддержкой дублирования и модулей дискретного вывода для – троированных систем с функцией мажоритирования;
- использованием дублированных интерфейсов связи с операторскими станциями и другими контроллерами в распределенных системах;
- наличием в контроллерах интерфейса, обеспечивающего обмен и мажоритирование информации при работе контроллера в составе троированных контроллерных блоков;
- наличием аппаратно-программных средств определения отказавшего канала в троированном контроллерном блоке и автоматического безударного реконфигурирования системы.

В стендовых ИУС допустимо использование архитектур трёх типов:

- одноканальные ИУС с дублированием управляющих контроллеров – наиболее простая архитектура, лежащая в основе многих ИУС для управления стендовым технологическим оборудованием. Поскольку последствия отказа управляющего контроллера непредсказуемы, использование одноканальных ИУС без резервирования функций управляющего контроллера не рекомендуется (рис. 4.4);

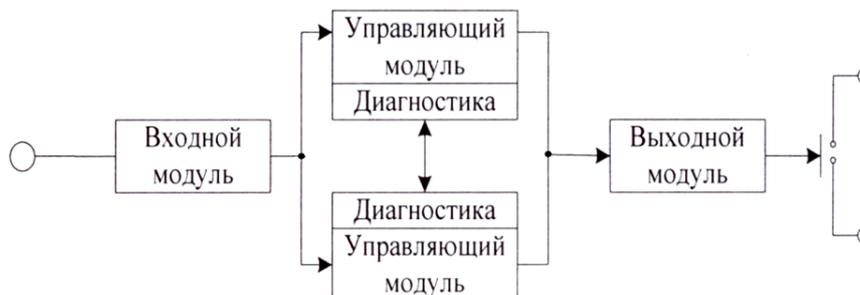


Рис. 4.4. Архитектура 1oo1D (1outof 1) с одноканальной системой, где второй модуль, работающий в режиме “горячего” резерва, обеспечивает возможность программно-управляемого останова

- дублированные ИУС – применяются при построении ИУС управления стендовым технологическим оборудованием с повышенными требованиями к безопасности испытаний. По надёжности дублированные ИУС не уступают троированным при условии корректного решения задачи автоматической диагностики отказа (рис. 4.5);
- троированные ИУС – применяются при построении систем аварийной защиты, ИУС управления изделием, ИУС управления стендовым технологическим оборудованием с повышенными требованиями к безопасности испытаний (рис. 4.6).

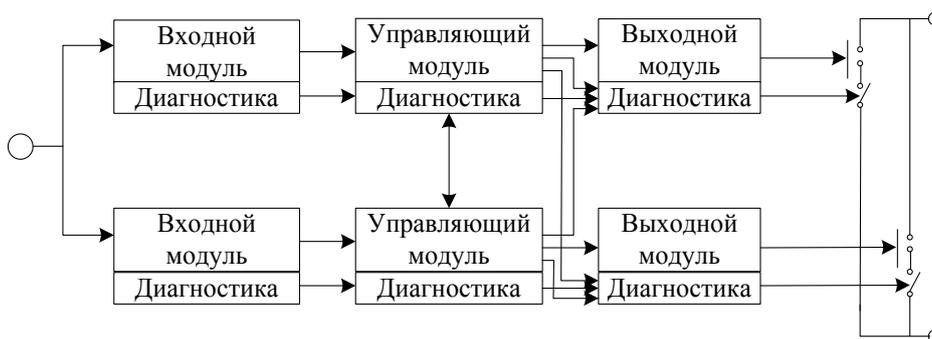


Рис. 4.5. Архитектура 1oo2D. Схема деградации 2-1-0

В соответствии со стандартом ГОСТ Р МЭК 61508 в качестве меры надёжности систем безопасности определён “интегральный уровень безопасности” SIL (Safety Integrity Level) – дискретная величина от 1 до 4, задающая уровень требований, которые должны обеспечивать системы управления и аварийной защиты. Чем более ответственным является объект, тем более надёжной должна быть система [4.14].

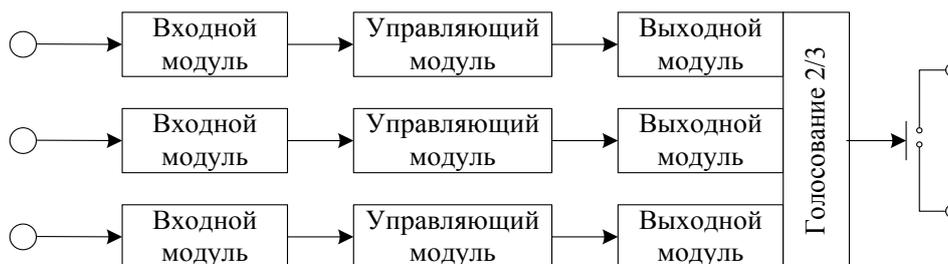


Рис. 4.6. Архитектура 2oo3. Схема деградации 3-2-0

Стенды для испытаний ЖРД и ДУ относятся к объектам II категории взрывоопасности. Существует прямое соответствие между отечественными категориями взрывоопасности (ПБ 09-540-03) и уровнями SIL. Уровень SIL 2 (защита оборудования и продукции, защита от травматизма) соответствует категории III взрывоопасности, уровень SIL 3 (защита обслуживающего персонала и населения) соответствует категории I – II взрывоопасности (табл. 4.1).

Таблица 4.1 – Рекомендации по применению архитектур ИУС

Вероятность отказа (Q)	0,01	0,001
Надёжность (P*100)%	99,0	99,9
SIL согласно ГОСТ Р МЭК 61508	2	3
Категория взрывоопасности согласно ПБ 09-540-03	III	II
Архитектура системы	Дублирование контроллеров управления (1oo1D)	Полностью дублированные, либо троированные системы (1oo2D, либо 2oo3)
Входы системы	Нерезервированные 1oo1, либо резервированные 1oo2	Резервированные 1oo2, либо 2oo3
Выходы системы	Нерезервированные 1oo1	Нерезервированные 1oo1, либо резервированные 1oo2

Кроме вероятности отказа (не более 0,001) определяющим требованием к системам обеспечения безопасности является программно-управляемое функционирование после одиночного отказа в течение заданного времени.

Как следует из таблицы 4.1, для объектов категории II при одиночном отказе программно-управляемая защита объекта возможна только для архитектур 2oo3 (2 outof 3) и 1oo2D.

Архитектура 1oo2D 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. При восстановлении работоспособности канала, он включается в работу, полностью восстанавливая работоспособность

системы. Схема деградации архитектуры 1oo2D при последовательных отказах каналов выглядит следующим образом: 2-1-0.

Архитектура 2oo3 представляет собой структуру 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. Схема деградации архитектуры 2oo3 при последовательных отказах каналов выглядит следующим образом: 3-2-0.

Если сравнить вероятности отказов указанных архитектур, то при прочих равных условия архитектура 1oo2D выглядит более предпочтительной. Вероятности отказов архитектур 1oo2D: 2oo3 соотносятся как 1:3. Трёхкратное превышение вероятности отказа систем 2oo3 по сравнению с системами 1oo2D связано с их архитектурной избыточностью. Несмотря на это преимущество, использование архитектуры 1oo2D 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.

В разработках ФКП “НИЦ РКП” предложена и воплощена в десятках систем оригинальная архитектура 2oo3d (рис. 4.7), обеспечивающая промежуточное между 1oo2D и 2oo3 значение вероятности отказов, а именно, вероятности отказов архитектур 1oo2D : 2oo3d : 2oo3 примерно соотносятся как 1:2:3 [4.15].

В отличие от классической схемы предлагаемая архитектура 2oo3d позволяет реализовать автоматическое определение отказавшего канала по схеме голосования “два из трёх” и автоматическую реконфигурацию к одноканальной архитектуре, обеспечивающую работоспособность системы. В результате реконфигурации один из двух работоспособных

контроллеров (следующий по номеру за отказавшим) становится ведущим и к нему подключаются все три выходных интерфейса связи контроллеров с троированными модулями выходов.

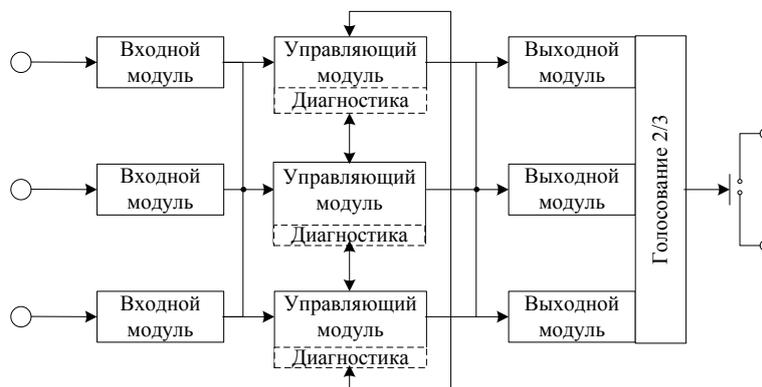


Рис. 4.7. Архитектура 2oo3d. Схема деградации управляющей части имеет вид 3-1-0, а входной и выходной, работающих по классической схеме - 3-2-0. Вероятности отказа архитектур 1oo2D : 2oo3d : 2oo3 соотносятся примерно как 1:2:3

Рассмотрим реализацию различных архитектур с использованием технических возможностей аппаратуры стендовых ИУС, создаваемых ФКП “НИЦ РКП” [4.2].

Одноканальные ИУС с дублированием управляющего контроллера. В системах подобного типа оба контроллера получают идентичную информацию с объекта управления, но фактически управляет объектом только один контроллер, назначенный ведущим (рис. 4.8). Данное решение исключает весьма неоднозначные и ресурсоёмкие процедуры взаимной диагностики и автоматического определения неисправного контроллера.

На уровне модулей ввода/вывода дублирование обеспечивается следующими схемными решениями:

- модули ввода аналоговых сигналов имеют два гальванически развязанных выхода, позволяющих подключиться к двум контроллерам;
- модули ввода дискретных сигналов имеют два выходных интерфейса, к каждому контроллеру;

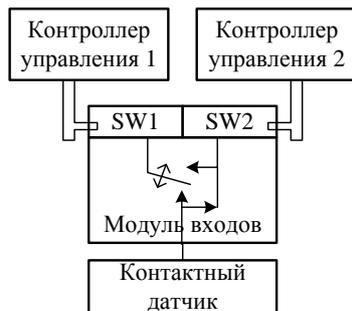
- модули вывода дискретных сигналов имеют два входных интерфейса от двух контроллеров. Переключение реального управления выходами с одного интерфейса на другой осуществляется по служебным командам от контроллеров “я ведущий” или “я ведомый”. Команды “я ведущий/я ведомый” являются взаимоисключающими, то есть, если один из контроллеров назначается ведущим, то второй назначается ведомым. В случае “зависания” какого-либо контроллера модули вывода считают ведущим интерфейс, по которому была выдана последняя команда “я ведущий”.

Троированные ИУС. На рис. 4.9 и 4.10 приведена структура троированной ИУС. В отличие от дублированных систем троированные системы позволяют реализовать автоматическое определение отказавшего канала по схеме голосования “два из трёх” и автоматическую реконфигурацию, обеспечивающую работоспособность системы.

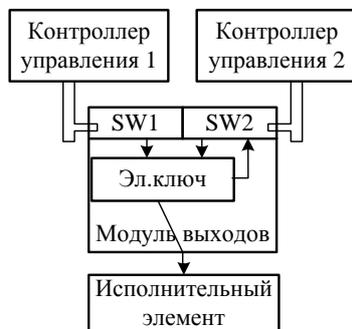
Наибольшую трудность при создании троированных систем представляет задача взаимной синхронизации содержимого памяти каналов. От правильности её решения зависит быстродействие системы и способность обеспечить “безударное” продолжение функционирования при отказе какой-либо её части.

Рассинхронизация чаще всего связана с различным восприятием контроллерами входной информации. Вероятность такого события возрастает с увеличением частоты изменений входных переменных при большом числе условных переходов в алгоритме. Это явление характерно для технологических процессов в ходе стендовых испытаний или подготовки.

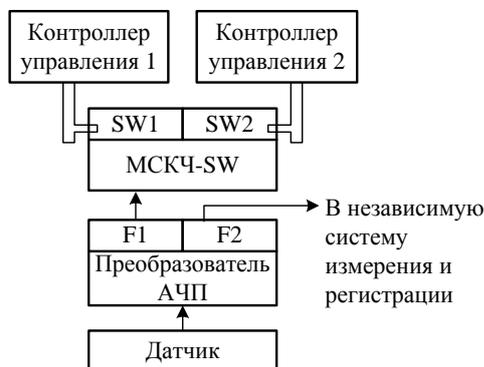
Дискретный ввод реализуется с помощью модулей дискретного ввода, каждый из которых имеет два интерфейса: основной (SW1) и дополнительный (SW2). SW2 может работать в двух режимах: рабочем и имитации. Соответственно второй контроллер при подготовке служит в качестве имитатора объекта управления, а в «боевом» режиме - в качестве горячего резерва основного контроллера. Выбор ведущего контроллера осуществляется по команде оператора.



Дискретный вывод реализуется с помощью модулей дискретного вывода, каждый из которых имеет два интерфейса: основной (SW1) и дополнительный (SW2). Основной интерфейс служит для подачи команд на исполнительные элементы (ЭПК, ПП и т.п.). Через дополнительный - осуществляется либо управление, либо контроль исполнения команд. Выбор «ведущего» канала производится по команде оператора.



Аналоговый ввод реализуется с помощью аналого-частотных преобразователей (АЧП), значение входного сигнала которых (U,I,R,dR/R) пропорционально частоте $F=2...10кГц$, принимаемой обоими контроллерами с помощью модуля МСКЧ-SW. Модуль МСКЧ-SW имеет два интерфейса: основной (SW1) и дополнительный (SW2). SW2 может работать в двух режимах: рабочем и имитации. Соответственно, второй контроллер при подготовке служит в качестве имитатора объекта управления, а в «боевом» режиме - в качестве горячего резерва основного контроллера. Выбор ведущего контроллера осуществляется по команде оператора.



Аналоговый вывод реализуется с помощью частотно-аналоговых преобразователей (ЧАП), значение выходного сигнала которых (U,I) пропорционально частоте $F=2...10кГц$, формируемой контроллерами и модулем МСКЧ-SW. Модуль МСКЧ-SW имеет два интерфейса: SW1 и SW2. Выбор ведущего контроллера осуществляется по команде оператора.

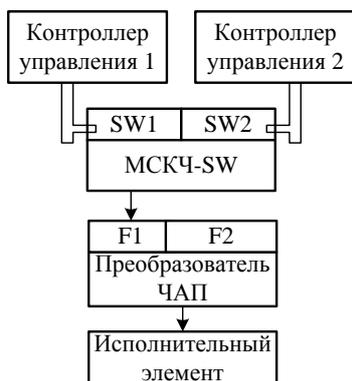
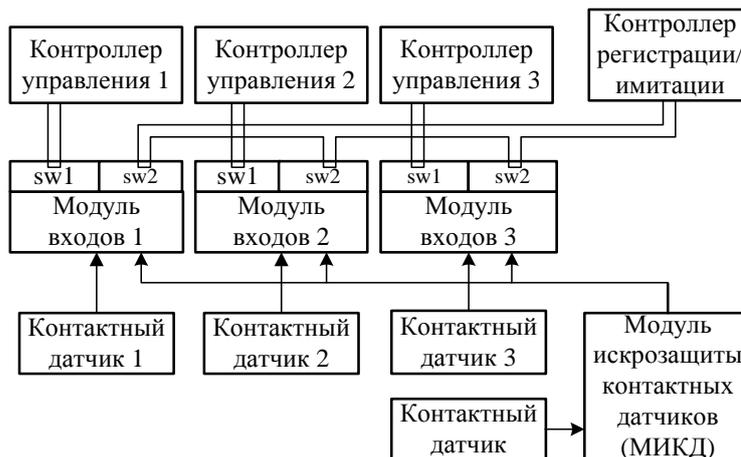


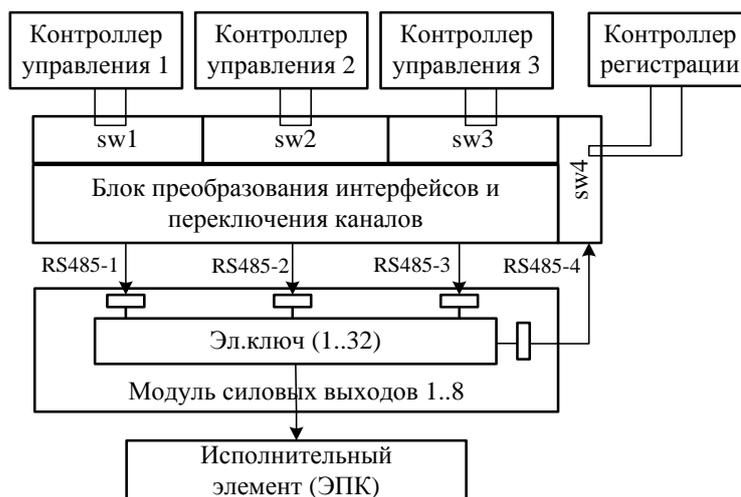
Рис. 4.8. Организация ввода-вывода одноканальных ИУС с дублированием управляющих контроллеров:

SW – (SpaceWire) интерфейс связи контроллера с модулями ввода-вывода, МСКЧ – модуль ввода/вывода частотных сигналов

Дискретный ввод реализуется с помощью модулей дискретного ввода, каждый из которых имеет два интерфейса: основной (SW1) и дополнительный (SW2). И2 может работать в двух режимах: рабочем (регистрации) и имитации. Если контактный датчик имеет троированное исполнение, то каждый контакт подключается к своему модулю входов. Если контакты не резервированы, то необходим дополнительный модуль МИКД, который по выходу обеспечивает размножение сигналов.



Дискретный вывод реализуется с помощью блоков преобразования интерфейсов, каждый из которых имеет четыре интерфейса: основные SW1, SW2, SW3 и дополнительный SW4. Основные интерфейсы служат для подачи команд через RS485 на 32-х каналные силовые модули вывода (до 8 шт.) и далее на исполнительные элементы (ЭПК, ПП и т.п.) по схеме 2 из 3-х. Через дополнительный интерфейс SW4 осуществляется контроль исполнения команд.



Аналоговый ввод реализуется с помощью аналого-частотных преобразователей (АЧП), значение входного сигнала которых (U,I,R,dR/R) пропорционально частоте $F=2...10кГц$. Сигнал частоты с интерфейса F1 АЧП с помощью модуля гальванической развязки МГР размножается на четыре направления: три в троированный контроллер, один - в контроллер регистрации. Преобразование частотного сигнала в цифровой код или обратно осуществляется модулем МСКЧ-SW. Имеется возможность подать на регистрирующий контроллер или на независимую систему регистрации сигнал с интерфейса F2 АЧП. Для реализации режима имитации возможна имитация частотных сигналов контроллером регистрации/имитации через дополнительные интерфейсы модуля МСКЧ-SW.

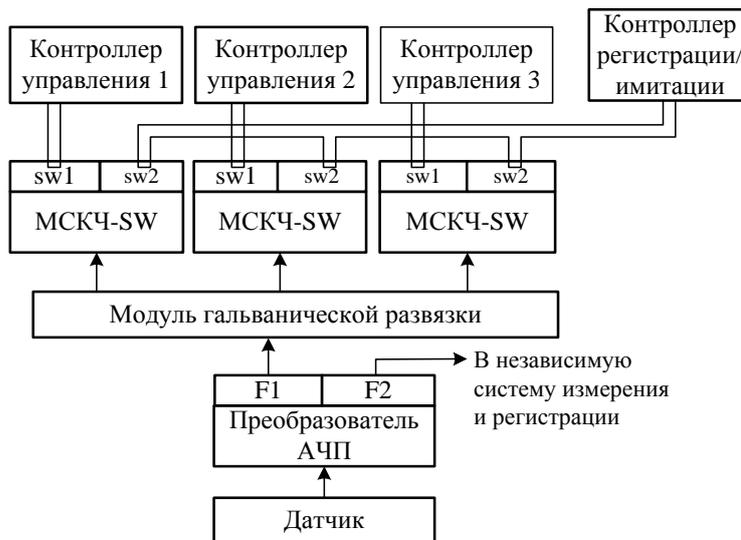


Рис. 4.9. Организация ввода-вывода троированных ИУС

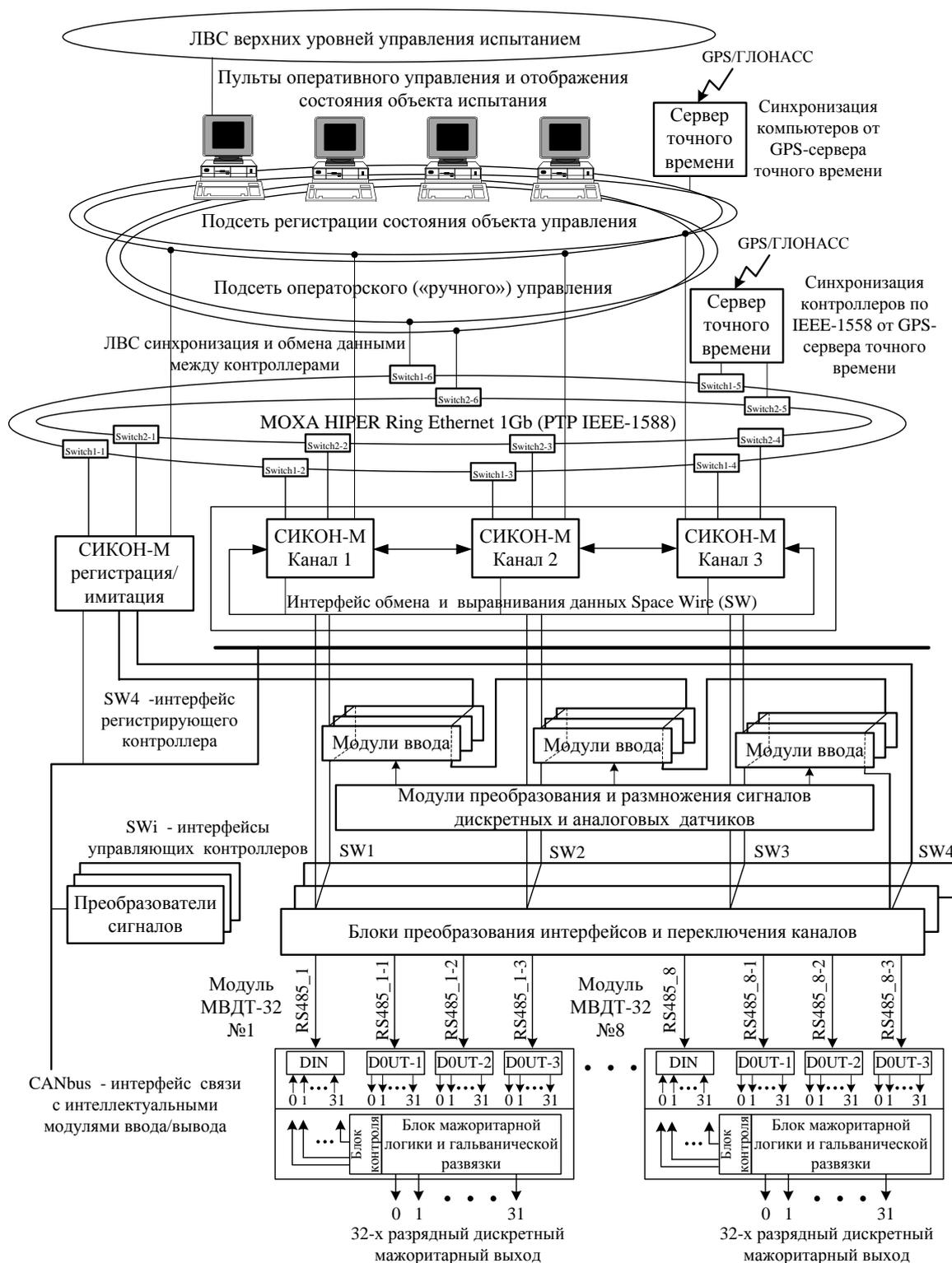


Рис. 4.10. Обобщённая структура троированной ИУС

к старту ракетных изделий и известно под названием “дребезг” параметров (например, подрабатывание контактов сигнализаторов давления на пороге настройки).

В системах управления разработки ФКП “НИЦ РКП” задача управления работает жестко и циклически. В течение одного такта осуществляется опрос входов, обработка программ управления и вывод сигналов на объект управления. Для отсчета длительности такта в процессоре каждого канала используются аппаратные таймеры, которые синхронизируются по локальной промышленной сети с точностью до 50 мкс. Внутри такта работа контроллера в каждом канале осуществляется независимо от работы контроллеров других каналов. При типичной для стендовых испытаний длительности такта в 10 мс расхождения в функционировании контроллеров при одинаковых условиях в течение такта несущественны.

В начале каждого такта производится обмен массивами состояний входов, выходов и промежуточных переменных. После обмена в каждом канале дискретная информация подвергается процедуре голосования два из трех по каждому биту, а для аналоговых данных за результирующее принимается значение, оставшееся после отбрасывания верхнего и нижнего значений.

Данная схема троирования не предполагает самодиагностики процессоров. Каждый из них вырабатывает решение об исправности своих соседей с помощью предельно простой тестовой проверки: длины переданного и принятых от левого и правого контроллеров массивов в результате обмена должны совпадать. Если размеры массивов совпадают, то происходит выравнивание значений. В противном случае, выравнивания значений не происходит, и каждый канал выдает в выходные блоки значения выходов, сформированные на предыдущем такте.

Если в течение нескольких тактов подряд (это число программируется и равно, как правило, двум) от какого-либо контроллера не получено нужного количества данных, то вырабатывается сигнал о его неисправности и производится схемная реконфигурация структуры троированного контроллера. В результате реконфигурации один из двух работоспособных

контроллеров становится ведущим, и к нему подключаются все три выходных интерфейса связи контроллеров с троированными модулями выходов.

4.3. ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ АВАРИЙНОЙ ЗАЩИТЫ ДЛЯ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ЖРД и ДУ

Системы аварийной защиты (САЗ) предназначены для автоматического контроля критических параметров ЖРД (как наиболее сложного элемента ДУ) с момента его запуска и до останова с возможностью автоматического выключения в случае выхода одного или группы параметров из допусковых значений. Алгоритмы контроля создаются разработчиком двигателя на этапе его проектирования и в некоторых случаях даже настраиваются для каждого экземпляра двигателя. Программно-аппаратная реализация САЗ выполняется с учетом требований по объему измеряемых параметров и быстродействию системы в целом.

Число контролируемых параметров в САЗ, как правило, составляет от единиц до нескольких десятков. Например, для испытаний третьей ступени РН “Ангара” стендовая САЗ (рис. 4.11), обеспечивала контроль по 33 параметрам двигателя.

Основными требованиями к работе САЗ являются достоверность распознавания аварийной ситуации и быстродействие. Современные программно-аппаратные средства позволяют получить время реакции **САЗ** на уровне 20..40 мс при большой сложности и многоступенчатости алгоритмов контроля.



Рис. 4.11. Система аварийной защиты и управления для испытаний третьей степени РН “Ангара”

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

Резервирование датчиков позволяет обеспечить нормальную работу САЗ при отказах средств измерения. При этом используется:

- мажоритарная схема выбора параметра из совокупности измерений в конкретной точке конструкции;
- просеивание сбоев (выбросов) измерений;
- цифровая фильтрация (осреднение) измерений;
- так называемые цензоры: алгоритмы – обнаружители отказов измерительных средств САЗ;
- штрафование диагностических алгоритмов (отключение алгоритма по набору заданного числа выходов его логики на аварийную ветвь, не подтверждённых срабатыванием других алгоритмов).

При условии единичных сбоев (в течение такта) входных данных работа логики контроля считается штатной. При наличии множественных сбоев входных данных из логики контроля исключаются алгоритмы, использующие данную информацию.

Системы аварийной защиты используют логику контроля, разработанную конструкторами ЖРД и ДУ. В приведенном ниже описании идеологии построения алгоритмического обеспечения САЗ авторы опираются на опыт и результаты исследований, полученных ведущими отечественными разработчиками ЖРД: ОАО КБХА и РКК “Энергия”.

Структура алгоритма САЗ – пакетная. Каждый пакет осуществляет контроль на определенном участке работы двигателя (участок может быть определен командами циклограммы или параметрами функционирования двигателя). Программа контроля и управления (ПКУ) – программная реализация алгоритма САЗ решает задачи управления запуском двигателя на стадии интенсивного термостатирования и далее на режимах предварительной, основной и конечной ступенях тяги.

Структура пакета алгоритмов САЗ – единообразная. В пакет входят следующие типы алгоритмов САЗ:

- алгоритмы-переключатели – начальные и оконечные;

- алгоритмы формирования функциональных параметров;
- алгоритмы формирования диагностических признаков;
- алгоритмы принятия решения.

На каждом такте решения задачи САЗ ПКУ вначале обращается к начальным алгоритмам-переключателям, затем – к вычислениям по алгоритмам в указанной выше последовательности и в завершение вычислений – к окончательным алгоритмам-переключателям.

Алгоритмы-переключатели вырабатывают признак изменения участка контроля и сообщают признак следующего участка контроля. В одном пакете обязательно наличие начальных алгоритмов-переключателей (может быть несколько) и возможно наличие нескольких окончательных алгоритмов-переключателей (их может не быть совсем).

Алгоритмы формирования функциональных параметров выбирают наиболее достоверную измерительную информацию, вычисляют комплексные параметры и/или текущие пороги контроля (по данным измерений нескольких параметров), вычисляют прогнозируемые значения контролируемых параметров.

Алгоритмы формирования диагностических признаков (включая алгоритмы-цензоры измерений), анализируя параметры функционирования двигателя, вырабатывают логические признаки, в совокупности характеризующие текущее состояние двигателя и измеряемых параметров. Среди освоенных и перспективных задач оперативного диагностирования следует отметить:

- контроль текущего значения параметра, равно как и аналогичный контроль прогнозируемого значения параметра, на соответствие постоянным или дрейфующим (линейно изменяющимся во времени) порогам, заданным относительно номинала параметра (константы) или заданным относительно фактического (измеренного) начального значения параметра или заданным как линейная или квадратичная функция другого параметра или двух других параметров;

- обнаружение предельного приращения параметра на фиксированном интервале по текущему значению порога;
- обнаружение предельного смещения параметра как абсолютного или относительного отклонения среднего по нескольким измерениям (контроль размаха скользящего среднего);
- обнаружение предельного тренда параметра с отсевом влияния сопоставимого с флуктуациями дрейфа (обнаружение отклонения среднего, нарастающего в темпе, значимо превосходящем флуктуации параметра);
- обнаружение предельных выбросов параметра за значение глобального экстремума;
- обнаружение предельного размаха параметра по фиксированным порогам или по линейно зависящим от параметра порогам или по дрейфующим порогам;
- обнаружение аномалий топологии фазовой траектории двигателя на переходных режимах на основе количественного и качественного анализа взаимного поведения параметров;
- обнаружение предельного смещения параметра и предельного изменения масштаба флуктуаций параметра приемами статистического последовательного анализа на основе критерия кумулятивной суммы (обнаружитель разладки статистического процесса);
- оценка максимального правдоподобия для величины неисправности
 - определение в нормированном пространстве параметров двигателя (фазовом пространстве) точки на отрезке прямой (одномерная гипотеза неисправности) или полуплоскости (двумерная гипотеза неисправности), ближайшей к проекции изображения режима двигателя (в фазовом пространстве) на эту прямую или плоскость (задача линейной алгебры);
- оценка меры правдоподобия данного типа неисправности (гипотезы)
 - определение в нормированном пространстве параметров двигателя квадрата расстояния от точки на отрезке прямой (одномерная гипотеза неисправности) или полуплоскости

(двумерная гипотеза неисправности), ближайшей к проекции изображения режима двигателя на эту прямую или плоскость, до точки – изображения режима двигателя (задача линейной алгебры); оценка максимального правдоподобия для “щадящего” управления над всей совокупностью значимых гипотез неисправностей (задача нелинейного программирования).

Алгоритм принятия решения, анализируя совокупность всех диагностических признаков, сравнивает текущее состояние двигателя с набором аномальных состояний и, например, в случае идентификации аварии формирует признак команды АД с “окраской”, определяющей способ реализации, или признак команды аварийного дросселирования или другой команды. Если наступают условия для формирования признаков нескольких команд, то решающее правило выбирает признак приоритетной команды.

Разработка и отработка алгоритмов САЗ осуществляются параллельно с разработкой ЖРД и его отработкой при огневых стендовых испытаниях.

На основании структурно-функционального анализа конструкции двигателя и его агрегатов, анализа результатов автономных доводочных испытаний агрегатов двигателя и энергоустановок, результатов огневой отработки двигателей-прототипов и отчасти результатов расчетного анализа влияния внутренних факторов на параметры работы двигателя проводится анализ видов, последствий и критичности отказов, в ходе которого устанавливаются:

- перечень аварийных ситуаций, возможные последствия, их критичность, вероятность их появления;
- параметры и алгоритмы, предназначенные для своевременного обнаружения каждой аварийной ситуации, мера достоверности (вероятности) обнаружения аварийной ситуации;
- возможные последствия аварийных ситуаций и их критичность с учётом их обнаружения логикой аварийной защиты.

Создаваемая на базе указанного анализа исходная версия алгоритма САЗ, с которой стартует процесс огневой доводки двигателя, характеризуется низкой эффективностью: как правило, “коэффициент охвата аварийных ситуаций” доходит до 30%, причем основную долю “не охваченных” составляют именно наиболее критичные (скоротечные и разрушительные) отказы. Следует отметить также высокую частоту ложных отказов в начальный период отработки: до двух-трех ложных на один “действительный” отказ.

Таким образом, основная тяжесть отработки алгоритмов САЗ ложится на период огневой доводки двигателя, в ходе которой выявляются и устраняются причины отказов “логики контроля” и дефектов аппаратно-программного комплекса САЗ.

Так, например, для изделия И5А2С (третья ступень РН “Ангара”) с двигателем РД0124А “логика контроля” должна была к началу ОСИ иметь:

- вероятность безаварийной работы двигателя не менее 0,98;
- вероятность невыдачи ложного сигнала АВД не менее 0,9995;
- коэффициент доверия при оценке нижних границ вероятностей не менее 0,9.

Отработка “логики контроля” двигателя РД0124 проводилась в ходе 150 огневых стендовых испытаний. Из них 61 завершилось аварийно. В двенадцати случаях имели место ложные аварийные выключения, связанные с ошибками в “логике контроля”, ошибками в настройке алгоритмов, отказами датчиков, отказами оборудования. В пяти случаях команда АВД была сформирована по команде ведущего инженера из-за появления на двигателе пламени. При этом согласно “логике контроля” на момент АВД ситуация была штатной. В девятнадцати случаях САЗ выключила двигатель до наступления внешних повреждений. В пяти случаях двигатель был выключен с некритическими внешними повреждениями. В шести случаях двигатель был выключен с критическими (опасными) внешними повреждениями, а в трех случаях – с катастрофическими.

Логика алгоритмов диагностирования двигателя строится исходя из банка данных возможных отказов. Конфигурация диагностического алгоритма и пороги контроля должны обеспечить заданную вероятность обнаружения аварийной ситуации. Значения порогов, определяющие коридоры изменения параметров и зависимостей комплекса параметров, должны с учётом времени реакции САЗ обеспечивать безопасность испытаний. В то же время от корректности выбора значений порогов в значительной степени зависят риски формирования ложных признаков АД, связанные с различием экземпляров двигателей, условиями испытаний, приработкой или деградацией узлов в результате процессов износа, ошибками измерений и тому подобное.

В настоящее время расчёт границ контроля для каждого алгоритма ведётся исходя из требования невыдачи им ложного сигнала на основании статистики поведения контролируемого параметра при кондиционных испытаниях. Считается, что требования по вероятности невыдачи ложного сигнала (P) признаются выполненными, если пороги для алгоритмов контроля перекрывают односторонние толерантные пределы, определённые для вероятности P и коэффициента доверия γ по данным из статистической выборки объемом N из совокупности “успешных” испытаний.

Важнейшая характеристика алгоритма диагностирования – вероятность своевременного обнаружения аварийной ситуации – не поддается ни расчету, ни экспериментальной проверке в связи с тем, что:

- отсутствуют программные и технические средства для адекватного данной задаче моделирования области возможного поведения параметров при развитии аварийной ситуации данного типа с учетом разброса внешних и внутренних факторов, меры повреждения, ошибок измерения в динамике отказа;
- физическое воспроизведение для этой цели множества аварийных ситуаций, соответствующих отказу данного типа, является чрезвычайно трудной задачей.

Основная функция алгоритмов-цензоров состоит в защите от ложных решений при независимых отказах датчиков (каналов) измерения параметра в том случае, когда в результате предшествующих отказов датчиков (каналов) схема резервирования измерения данного параметра исчерпана.

Цензор сопоставляет значение параметра, выбранное как субмаксимальное из совокупности одновременных его измерений, с предельными значениями. Если значение параметра выходит за пределы возможных значений в условиях аварийной ситуации, то цензор отключает алгоритмы, контролирующие данный параметр. Применение цензоров требует корректной оценки границ предельного поведения параметров в аварийных ситуациях.

Методика расчёта границ изменения параметров для цензоров включает в себя:

- определение условий работы датчиков, влияющих на их динамические характеристики;
- определение динамических характеристик измерительных систем (датчик + импульсный канал + канал вторичного преобразования и фильтрации);
- определение предельных границ и характера (скорости) изменения параметров САЗ во времени при различных аварийных ситуациях;
- определение настройки алгоритмов-цензоров (выбор метода и порогов обнаружителя отказов датчика).

В настоящее время для настройки алгоритмов цензоров используются, в основном, экспериментальные данные статистики аварийных испытаний.

Исходными данными имитационного моделирования для решения задач аварийной защиты являются:

- модель двигателя либо частные модели характерных физических процессов;
- функциональные зависимости изменения граничных условий моделирования, соответствующие смене режимов работы двигателя

- согласно циклограмме испытания (последовательность изменения состояния исполнительных элементов – ЭПК, ПП);
- банк данных аварийных ситуаций;
- значения постоянных времени датчиков и исполнительных элементов.

В результате имитационного моделирования могут быть определены:

- конфигурация и границы контроля диагностических алгоритмов;
- конфигурация и границы контроля алгоритмов-цензоров;
- предельные значения времён реакции САЗ на отказы, обеспечивающие безаварийное завершение испытания;
- последствия отказов и их критичность с учётом их обнаружения логикой аварийной защиты;
- модельные данные изменения параметров САЗ во времени с шагом 10 мс для нормального и аварийных завершений испытаний. Эти данные используются для комплексных проверок стендовых систем управления и аварийной защиты при подготовке к испытаниям в режиме реального времени.

Аппаратная реализация САЗ. История сотрудничества предприятий ФКП “НИЦ РКП” и ОАО КБХА в области компьютерных систем аварийной защиты и управления (САЗУ) насчитывает уже более двадцати лет. Созданные ФКП “НИЦ РКП” системы были использованы при испытаниях двигателей РД0120, РД0750, ступеней РН “Союз-2” и “Ангара” с двигателем РД0124. Особенностью данных систем является применение в качестве их программно-алгоритмической основы логики контроля разработки КБХА. Одним из последних совместных проектов предприятий было создание САЗУ для испытаний третьей ступени РН “Ангара”. Структурная схема системы приведена на рис. 4.12.

В ходе испытаний САЗУ обеспечивает контроль давлений в шар-баллонах при их зарядке и подготовке к пуску, контроль и поддержание давления в баках ДУ, начиная с предпусковых операций и заканчивая остановом

двигателя, управление запуском, работу по циклограмме полета, контроль параметров двигателя в соответствии с алгоритмами аварийной защиты.

Система представляет собой трёхканальную структуру. Возможность интеграции задач аварийной защиты и управления обеспечивается наличием в каждом PXI-крейте (фирма NationalInstruments) двух процессорных модулей – контроллера PXI-8352, работающего под управлением WindowsXP и реализующего задачи аварийной защиты, регистрации, операторского интерфейса и др., и контроллера жесткого реального времени СИКОН ТС1775.20, реализующего сбор данных, обмен данными с задачами САЗ и реализацию циклограммы управления двигателем и его аварийного останова. Такт работы всей системы равен 10 мс.

Совмещение в одном крейте программно-аппаратных средств реализации задач управления и аварийной защиты обеспечило существенное повышение надёжности и сокращение времени реакции на аварийную ситуацию по сравнению с распределёнными системами управления и аварийной защиты.

Четвёртый канал САЗУ обеспечивает дополнительную, независимую регистрацию параметров ЖРД и ДУ. В состав этого канала также входят имитаторы, представляющие собой выделенные программируемые контроллеры, задачей которых является генерация по заданной временной циклограмме тестовых значений сигналов датчиков для проверки правильности работы алгоритмов и оборудования САЗУ в ходе подготовки к испытаниям.

Вопросы надёжности САЗ. Испытания ЖРД и ступеней ракет предъявляют особые требования к системам обеспечения безопасности. Среди них важное место занимают системы аварийной защиты и управления, надёжность которых должна обеспечивать требуемый уровень безопасности испытаний.

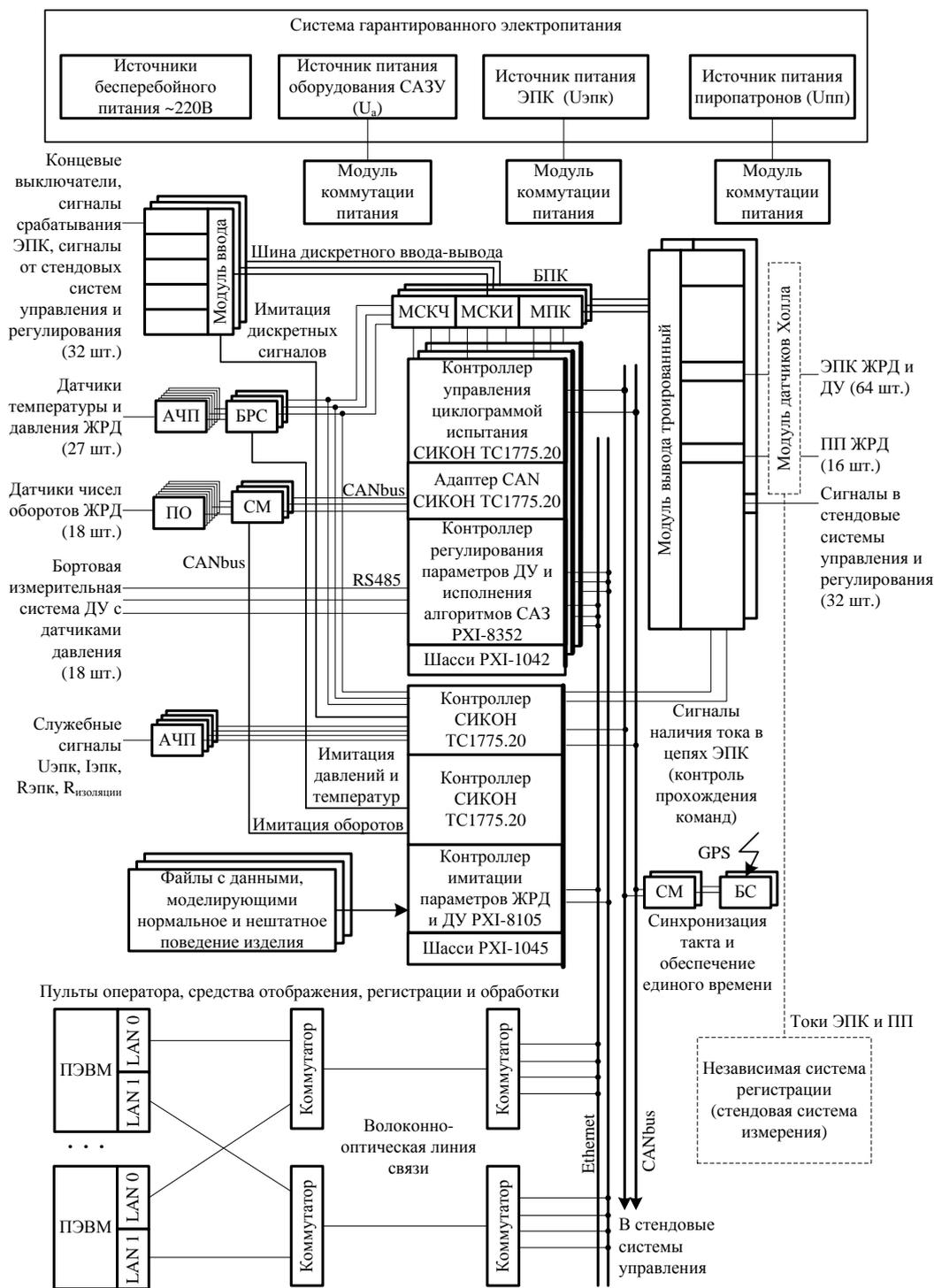


Рис. 4.12. Структурная схема САЗУ для испытаний ДУ “Ангара” с двигателем РД0124А

Уровень надежности САЗУ зависит от следующих основных факторов:

- уровня надежности используемых технических средств, их взаимосвязи в надежностной структуре системы, степени использования различных видов резервирования;
- уровня надежности программного обеспечения системы и программно-алгоритмического обеспечения аварийной защиты, их функциональности и взаимосвязи в структуре всего программного обеспечения САЗУ;
- уровня организации работ по подготовке САЗУ к испытаниям.

Оценка надёжности автоматизированных систем производится для реализуемых системой функций. Отказом функции САЗУ при оценке надежности необходимо считать невыполнение хотя бы одной из следующих функций, определённых требованиями технического задания (ТЗ):

- автоматического управления и аварийной защиты;
- операторского (“ручного”) управления;
- информационных.

Отказами функций системы являются:

- для функций автоматического управления и аварийной защиты – отсутствие формирования управляющих воздействий по любой из функций, реализующих циклограмму испытаний, алгоритмы управления и аварийной защиты;
- для операторских функций – прекращение выдачи команд “ручного” управления от оперативного персонала (отказ операторского интерфейса);
- для информационных функций – отсутствие сбора, обработки, передачи, регистрации и оперативного отображения информации.

Так, например, в результате расчётов значение надёжности аппаратной части САЗУ составило $\sim 0,9986$. Результирующая вероятность безотказной работы САЗУ рассчитывается следующим образом:

$$P = P_{\text{САЗ}} \cdot P_{\text{в.р.}} \cdot P_{\text{б.р.}} \cdot P_{\text{л.с.}}$$

где $P_{\text{САЗ}}$ – вероятность безотказной работы аппаратуры САЗ; $P_{\text{в.р}}$ – вероятность реализации требуемого времени реакции; $P_{\text{б.р}}$ – вероятность безаварийной работы двигателя, реализуемая специальным программно-алгоритмическим обеспечением САЗ; $P_{\text{л.с}}$ – вероятность невыдачи ложного сигнала АВД, реализуемая специальным программно-алгоритмическим обеспечением САЗ.

В ходе более 150 огневых стендовых испытаний ЖДР РД0124, разработчиком которого является ОАО КБХА, показатели надёжности специального программно-алгоритмического обеспечения аварийной защиты были доведены до $P_{\text{б.р}}=0,98$ и $P_{\text{л.с}}=0,9995$ [4.15].

Одним из важнейших критериев надёжности систем аварийной защиты двигателей является время реакции каналов САЗУ на изменения значений контролируемых параметров. Быстродействие каналов приема, обработки информации и скорость принятия решения определяют коэффициент охвата отказов ЖРД системой аварийной защиты и, следовательно, эффективность САЗУ как инструмента диагностирования состояния двигателя во время его работы. Заданное на этапе проектирования время реакции системы обеспечивается как самим алгоритмом аварийной защиты, так и системными программно-аппаратными средствами, включающими в себя устройства преобразования сигналов с датчиков, контроллерное оборудование и системное программное обеспечение. Подтверждение технических характеристик экспериментальным путем выполняется на стадии автономных испытаний системы перед вводом её в эксплуатацию.

Подобные работы по определению динамических характеристик каналов САЗУ двигателя РД0124 в составе блока третьей ступени РН “Ангара” проводились при подготовке к ОСИ. Эксперименты проводились с каналами контроля давлений окислителя после автомата осевой разгрузки ротора ТНА, горючего перед форсунками камеры сгорания и температуры генераторного газа по следующей схеме. Особенностью перечисленных измерительных каналов является использование в них аналого-частотных преобразователей (АЧП), имеющих в своем составе инерционные звенья, оказывающие существенное влияние на быстродействие. Целью экспериментов являлось определение динамических характеристик

каждого типа преобразователей и времени реакции системы аварийной защиты по каждому типу контролируемых параметров. Временные характеристики определялись методом исследования кривой переходной характеристики, то есть реакции системы на воздействие единичной ступенчатой функции (рис. 4.13).

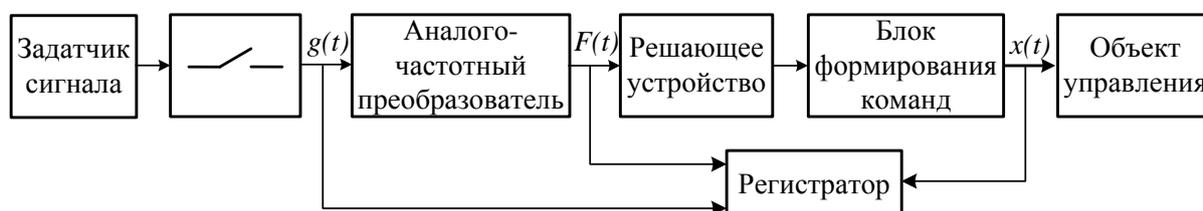


Рис. 4.13. Схема экспериментального определения времени реакции САЗУ

В качестве задатчиков сигнала использовались резисторы и источник напряжения, а в качестве исполнительного элемента – эквивалент пироклапанов, установленных на двигателе и подрываемых при формировании алгоритмом САЗ команды на аварийное выключение двигателя. Регистрация значений входного сигнала $g(t)$, сигнала с выхода АЧП $F(t)$, изменяющегося в диапазоне от 2 до 10 кГц, и команды $x(t)$ на исполнительный элемент объекта управления регистрировались с частотой 64 000 измерений в секунду.

Полученные значения постоянных времени преобразователей сигналов с учетом статистики экспериментов составили по каналам температурных параметров – 3...5 мс; по каналам параметров давлений – 13...15 мс.

Экспериментальные работы по определению динамических характеристик преобразователей сигналов датчиков, чисел оборотов бустерного и основного насоса окислителя не проводились ввиду сложности контроля цифрового выхода преобразователя.

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.

Одним из направлений работ по совершенствованию САЗУ является унификация постоянных времени преобразователей сигналов для всех типов параметров (температур, чисел оборотов, расходов, углов поворота ротора дросселей, токов на исполнительные элементы). При этом время доставки всех данных в ПМО алгоритма аварийной защиты будет составлять 10...15 мс, а максимальное время реакции на аварийную ситуацию будет снижено до 35 мс.

Особенностью реализации САЗУ является наличие в каждом канале двух процессорных модулей: процессорного модуля PXI-8352, работающего под управлением WindowsXP, реализующего задачи аварийной защиты, регистрации, операторского интерфейса и др., и контроллера жесткого реального времени СИКОН ТС1775.20, обеспечивающего сбор данных, обмен данными с задачами САЗ и реализацию циклограммы управления двигателем и его аварийного останова. Такт работы всей системы равен 10 мс. В связи с тем, что WindowsXP не является ОС реального времени, возможны пропуски тактов при доставке и приеме данных из одного процессорного модуля в другой. Экспериментальные проверки показали, что наблюдаются только одиночные пропуски тактов и среднее число пропусков не превышает одного на 5000. Это позволяет сделать заключение, что вероятность реализации требуемого времени реакции с учётом программного обеспечения САЗ $P_{в.р} = 0,9998$, а результирующая надёжность САЗ $P = 0,9986 \cdot 0,9995 \cdot 0,98 \cdot 0,9998 = 0,978$.

4.4. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИУС

Программирование контроллеров. Для описания алгоритмов и циклограмм в среде контроллеров ИУС в разработках ФКП “НИЦ РКП” используется язык параллельных алгоритмов логического управления CLL (ControlLogicLanguage). Этот язык был специально разработан для стендовых систем управления. Для него характерны компактность и выразительность синтаксических конструкций, доступность языка для

операторов-технологов, часто не имеющих навыков профессионального программирования [4.2].

В основу языка CLL положена модель, согласно которой алгоритм описывается в виде совокупности параллельно функционирующих и взаимодействующих друг с другом последовательных программ. Каждая из программ состоит из блоков, называемых ситуациями. Ситуация состоит из возможно пустого множества операторов изменений выходных и внутренних переменных, а также множества условных переходов в другие ситуации. Из текущей ситуации программа переходит в следующую только в случае истинности булевой функции перехода, соединяющей эти ситуации.

Кроме входных и выходных переменных в программе могут быть использованы внутренние переменные для хранения различных значений и для выполнения над ними арифметических операций. К числу управляющих (ситуационных) переменных относятся имена программ. В ходе реализации алгоритма с помощью ситуационных переменных программы могут быть включены, выключены, а также установлены в заданную ситуацию.

Язык CLL состоит из следующих операторов (рис. 4.14):

- 1) операторов определения констант, целых, входных, выходных и флаговых переменных;
- 2) операторов описания структуры алгоритма в виде программ и ситуаций;
- 3) исполнительных операторов: присваивания; включения и выключения выходных переменных и программ; установки программы в заданную ситуацию;
- 4) оператора, обеспечивающего безусловный или условный переход из одной ситуации в другие.

Данный язык, прежде всего, предназначен для программирования алгоритмов логического типа, поэтому в нем отсутствуют операторы

традиционных языков программирования. Однако это не означает, что они недоступны. В программы могут быть вставлены блоки операторов языка С.

1. Операторы определения переменных:

целое< список целых переменных >;

флаг< список флаговых переменных >;

вход< список входных переменных >;

выход< список выходных переменных >;

2. Операторы описания структуры алгоритма:

программы< заголовок >;

{ < ситуация > };

конец[< имя программы >];

ситуации< имя ситуации >;

[< исполнительные операторы >]

< оператор переход >;

конец[< имя ситуации >];

3. Исполнительные операторы:

включение< список логических переменных >;

выключение< список логических переменных >;

уставка< имя программы >**в**< имя ситуации >;

начало_С; < операторы языка С >**конец С**;

4. Оператор перехода:

переход< список альтернатив >;

< альтернатива > :: =

< имя ситуации > [**если**< логическое выражение >]

Рис. 4.14. Операторы языка программирования алгоритмов логического управления

На рис. 4.15 представлена блок-схема выполнения шага алгоритма контроллером логического управления. Организация обмена сигналами с объектом управления (ОУ) в языке не регламентируется. Главное, что в цикле управляющей задачи контроллера содержимое области выходов выводится на ОУ, а содержимое области входов обновляется новым состоянием входных сигналов.

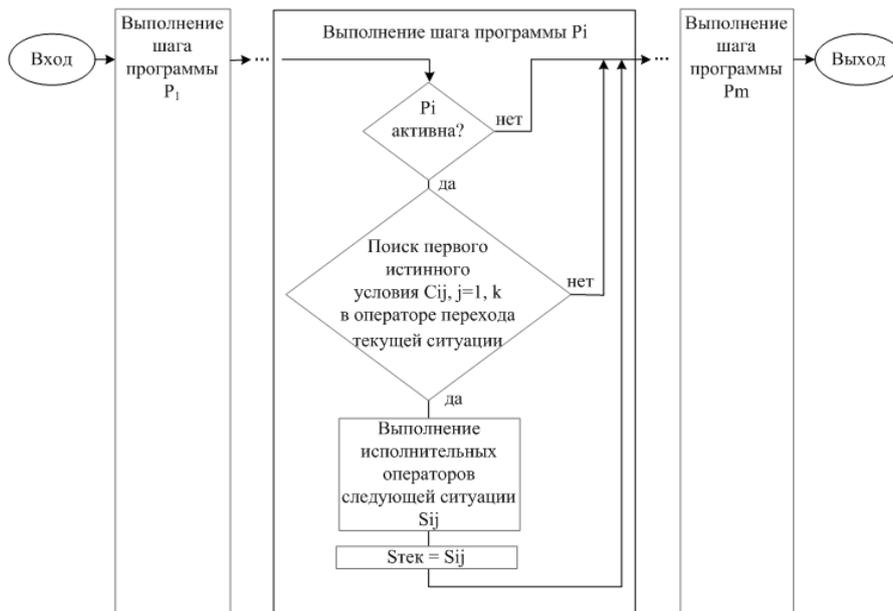


Рис. 4.15. Блок-схема выполнения шага алгоритма контроллером логического управления

Обработка операторов программ управления определяется следующими правилами:

1. Параллельные программы (P_i) упорядочены по приоритету, определяемым порядком их появления в программном проекте, и обрабатываются последовательно в режиме разделения времени.
2. Выполнение шага алгоритма осуществляется в течение фиксированного по времени цикла. В течение одного цикла происходит обработка неделимых последовательностей операторов в каждой из программ от самой младшей по приоритету до самой старшей. Неделимая последовательность операторов программы начинается оператором условного перехода текущей ситуации программы $S_{тек}$ и заканчивается исполнительными операторами следующей ситуации, т.е. точками ожидания программ в период между циклами являются операторы перехода текущей ситуации. В исходном состоянии текущей является первая ситуация программы.
3. Для разрешения конфликтов между несколькими готовыми к срабатыванию переходами из текущей ситуации (C_{ij}) используются приоритеты. Приоритеты переходов определяются порядком их

появления в описании оператора перехода, причём первые более приоритетны, чем последующие.

Информационная поддержка ИУС. Основными операциями ИУС являются формирование управляющих воздействий, измерение, регистрация и хранение измеренных данных, расчёт физических величин параметров, обработка и анализ результатов испытаний. Организация этих процессов невозможна без должным образом структурированной информации о конфигурации технических средств ИУС, адресации измерительных и управляющих каналов, градуировочных характеристик датчиков и преобразователей, формул обработки и т.п.

Система информационной поддержки ИУС состоит из следующих компонентов:

- базы исходных данных, содержащей информацию о конфигурации измерительных и управляющих каналов ИУС, градуировках и функциях обработки измеряемых и расчётных параметров;
- файловой системы архивирования экспериментальных данных;
- программного обеспечения загрузки и обслуживания базы исходных данных;
- программного обеспечения экспресс-обработки экспериментальных данных и их конвертирования в форматы данных системы автоматизированного анализа и формирования отчётных документов;
- программного обеспечения анализа (вторичной обработки) и формирования отчётных документов;

Система хранения и доступа к экспериментальным данным должна обеспечивать:

- жизненный цикл истории изменения конфигурации и исходных данных описания каналов ИИУС;
- жизненный цикл доступа к экспериментальным данным испытаний;
- конфиденциальность доступа к экспериментальной информации;
- единую шкалу времени для экспериментальных данных.

База исходных данных ИУС. На протяжении 15 лет ФКП “НИЦ РКП” использует в своих разработках по ИУС для хранения данных реляционную систему управления базой данных (СУБД) MicrosoftSQLServer. СУБД подобного класса обеспечивают высокую надёжность и предоставляют широкие возможности по ограничениям прав доступа на различных уровнях (пользователей, групп пользователей).

Для обеспечения жизненного цикла в таблицы, описывающие каналы ввода/вывода, и данные, необходимые для их обработки, введены специальные поля данных, содержащие астрономические времена начала и конца “времени жизни”. Каждому элементу автоматики, в общем случае, может соответствовать несколько записей, упорядоченных по времени и составляющих историю изменения атрибутов (полей) элемента автоматики, в течение которого значения атрибутов были на тот момент действительны.

В ИУС принята файловая система хранения экспериментальных данных. Данный способ регистрации обеспечивает наибольшую эффективность и надёжность с точки зрения скорости записи / чтения данных. Жизненный цикл сопровождения экспериментальных данных обеспечивается структурой архива ИУС.

Архив телеметрических данных представляет собой иерархическую структуру каталогов [год] [месяц] [день], на нижнем уровне которой содержатся файлы регистрации экспериментальных данных контроллеров, входящих в ИУС. Имя файла представляет собой астрономическое время начала регистрации, а расширение – имя контроллера. Процедура поиска файлов, содержащих требуемые параметры за определённый интервал времени, достаточно проста. Искомая совокупность файлов определяется их именами, представляющими время, которое покрывает заданный интервал и расширениями – именами контроллеров. Принадлежность параметров определённым контроллерам задана в базе исходных данных.

Данные в файлах хранятся в исходных, не подвергнутых преобразованиям, кодах сигналов в виде записей фиксированной длины, соответствующей конфигурации контроллера. Данный способ регистрации позволяет:

- хранить их в общедоступных хранилищах, поскольку без интерпретационных данных их свободное перемещение не представляет угрозу нарушения режима конфиденциальности и секретности;
- производить многократную переобработку в случае обнаружения после испытаний ошибок в коммутации каналов, уточнения градуировочных характеристик датчиков и преобразователей, ошибок в формулах обработки;
- использовать значения исходных кодов для диагностики аппаратуры преобразования сигналов (многие вторичные преобразователи ИУС выставляют специальные уровни сигналов, находящиеся за пределами диапазона измерения в случае обнаружения на их входе обрыва или короткого замыкания).

Обеспечение режимов конфиденциальности хранения и обработки экспериментальной информации. В подсистемах ИУС разработки ФКП “НИЦ РКП” для обеспечения режимов конфиденциальности принят следующий подход.

В системе предполагаются следующие уровни защиты данных:

- уровень, не требующий защиты данных – необработанные кодовые двоичные величины;
- уровень конфиденциальных данных – физические значения параметров;
- уровень секретных данных – результаты обработки и анализа данных, связанные с техническими характеристиками изделия (ЖРД, степень РН), выполненные по методикам с грифом “секретно”.

Экспериментальные данные регистрируются в файлы и передаются по сети на пульты операторов и технологов в необработанных двоичных кодовых величинах. В связи с этим для их защиты не требуется никаких специальных мер, а к компьютерам сбора и каналам передачи данных никаких специальных требований не предъявляется.

Обработка данных для целей оперативного визуального отображения и управления технологическим процессом осуществляется в пультах операторов и пультах инженеров технологов (мнемосхемы). При этом обработка потока экспериментальных данных с вычислением физических величин параметров осуществляется на основе интерпретационной информации, содержащейся в базе исходных данных. На данном уровне, если необходимо, решается вопрос о соблюдении режима конфиденциальности путём разграничения прав доступа как к самой базе данных, так и на уровне прав доступа к компьютеру, который её содержит. Использование в качестве базы исходных данных СУБД MSSQLServer и операционных систем MSWindowsXP / MSWindows 7 в полной мере обеспечивают данные возможности.

Таким же образом решаются вопросы конфиденциальности в процессе экспресс-обработки и формирования данных для целей анализа и формирования отчётных документов. В данном случае в качестве входной информации используются кодовые двоичные файлы регистрации, а выходная информация в согласованных форматах таблиц физических величин оформляется в виде архива, доступ к которому защищается системой паролей.

Анализ данных и формирование отчётных документов по методикам, содержащим соответствующий гриф, осуществляется на выделенных из сети общего пользования аттестованных компьютерах, снабженных специальным программным обеспечением контроля режима секретности. Входными данными для них служат носители с защищёнными паролем архивами данных.

Описанная в таком варианте схема используется лишь при испытаниях изделий РКТ по линии МО РФ. Чаще всего уровень анализа данных переходит в разряд конфиденциального, а конфиденциальный уровень (физических величин) становится общедоступным. Результаты передаются заказчику, либо направляются по защищённым каналам связи в виде архива данных.

Программное обеспечение ИУС состоит из следующих компонентов:

- ПО контроллеров ИУС;
- ПО подготовки программ управления;
- ПО загрузки и обслуживания баз данных;
- ПО управления пультов оператора и ведущих инженеров по испытанию (мнемосхемы);
- ПО обработки данных.

Структурная схема типового комплекта программного обеспечения ИУС показана на рис. 4.16.

Рассмотрим оснащение автоматизированных рабочих мест операторов и ведущих инженеров по технологическим системам.

Пульты-мнемосхемы рабочих мест оператора и инженеров-технологов предназначены, прежде всего, для удобного и наглядного отображения состояний технологических систем стенда и изделия в форме мнемосхем ПГС. Все элементы мнемосхемы делятся на 2 класса: активные и неактивные. Неактивные элементы мнемосхемы служат для повышения наглядности изображения (в основном, это статические рисунки и поясняющий текст). Активные элементы мнемосхем служат для управления и отображения элементов автоматики, а также вывода физических значений параметров в различной форме. Каждый активный элемент мнемосхемы требует ввода имени одного или нескольких аргументов, с которым связано его “поведение”. Также с помощью редактора свойств может быть введена некоторая дополнительная информация.

Пользовательские компоненты разрабатываются с учетом особенностей технологии и проведения стендовых испытаний. На рис. 4.17 приведен пример мнемосхем с элементами управления ЭПК.

Интеграция ИИС и ИУС. До недавнего времени задачи измерения, дискретного управления, регулирования и аварийной защиты для испытаний изделий РКТ решались самостоятельно в соответствии с принятой в отрасли организацией управления, разработки и производства. В последнее десятилетие наметилась тенденция к их интеграции.

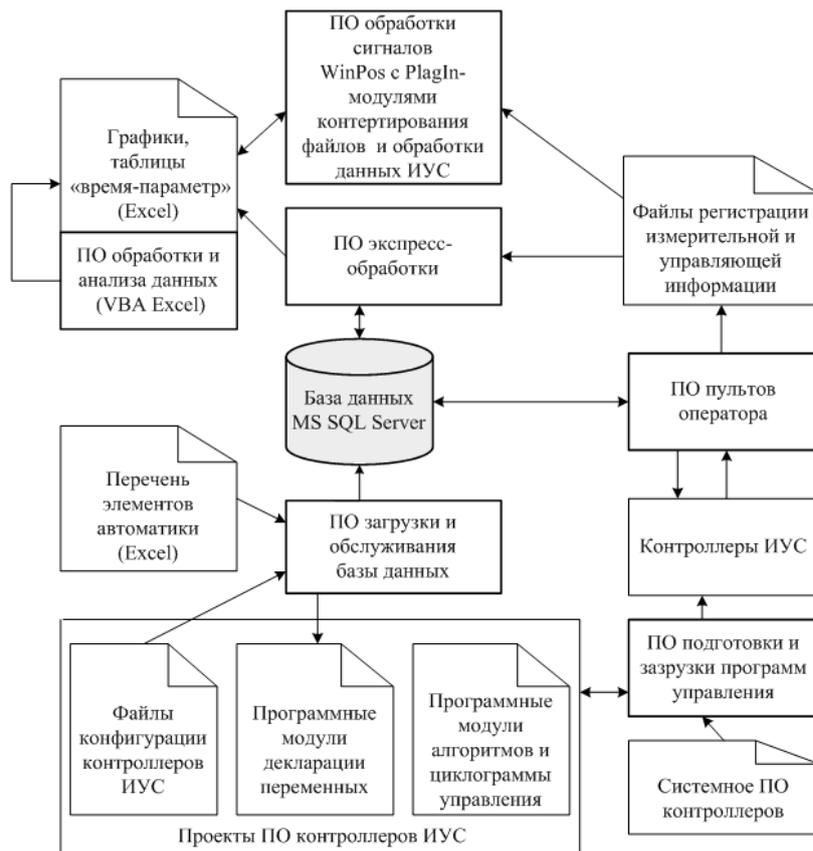


Рис. 4.16. Программное обеспечение ИУС

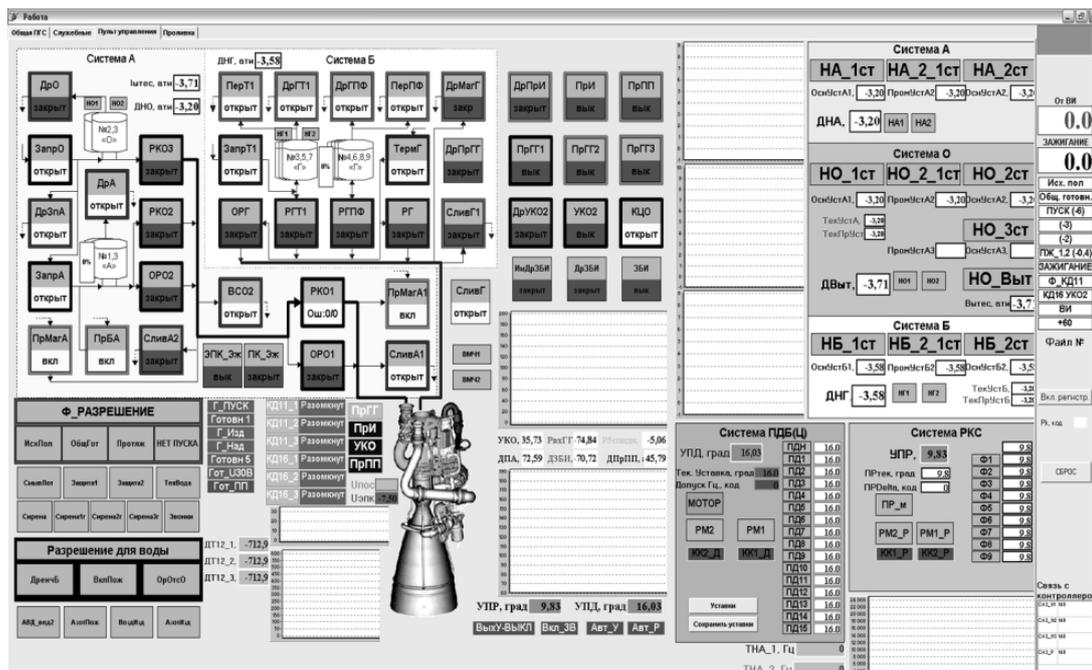


Рис. 4.17. Внешний вид окна пульта-мнемосхемы с элементами управления ЭПК

Этому способствует, в частности, развитие электронной техники, методов технической диагностики и аварийной защиты изделий, анализа нештатных ситуаций программными средствами экспертных систем.

В этих методах используется все больше измеряемых параметров изделий РКТ, оборудования испытательных стендов и сигналов управления ими. Поэтому переход к интегрированным стендовым информационно-измерительным и управляющим системам, реализующим в единой идеологии функции управления, измерения, диагностики и аварийной защиты, является вполне закономерным. Актуальность интеграции также связана с возможностями повышения качества испытаний (надежности, оперативности и информативности) и снижения затрат на их проведение.

В зависимости от задач испытаний и требований надёжности интеграция ИИС и ИУС осуществляется различными способами. Наиболее часто это происходит на “нижнем” уровне, когда ИИС и ИУС обмениваются сигналами между входными и выходными модулями. Как правило, в качестве обменных команд используются сигналы “Старт”, сигналы временной синхронизации, сигналы групповых команд циклограммы, сигналы регистрации токов ЭПК, пиропатронов (ПП) и т.п.

Вариант полной интеграции задач измерения и управления параметрами стенда и изделия реализуется на базе единой аппаратной платформы. В качестве первого примера полной интеграции можно привести ИИУС, созданную ФКП “НИЦ РКП” и НПП “Мера” для комплексного стенда РКК “Энергия” [4.2]. В этом проекте удалось обеспечить оптимальное сочетание требований, предъявляемых к ИИС и ИУС. Подсистема измерения и регулирования на базе платформы PXI обеспечивает:

- измерение параметров стенда и изделия;
- доставку измерительной информации в управляющие контроллеры в режиме реального времени с циклом 10 мс;
- автоматическое поддержание давления в баках и ресиверах стенда;
- работу систем наддува на этапах захолаживания магистралей и заправки баков и ресиверов стенда;
- поддержку давления в камере сгорания изделия на заданном уровне;

- поддержание заданного соотношения компонентов на входе в изделие;
- автоматический контроль значения импульса тяги и своевременную реакцию системы на выход параметра за допустимый диапазон во время испытания;
- контроль критических параметров в системах стенда и изделия по давлению и своевременную выдачу команды на останов изделия в случае выхода этих параметров за допустимый диапазон во время испытания;
- качание рулевого сопла, входящего в состав изделия.

В качестве второго примера можно привести систему управления и аварийной защиты третьих ступеней ракет-носителей “Союз-2” и “Ангара”, созданных для обеспечения их испытаний на стенде ИС-102 ФКП “НИЦ РКП” (см. рис. 4.12).

Совмещение на одной аппаратной платформе средств реализации задач измерения, управления и аварийной защиты в САЗУ для стендовых испытаний РН “Союз-2” и “Ангара” обеспечило существенное сокращение времени реакции на аварийную ситуацию, а также возможность использования измерительной информации для решения задач регулирования.

Третьим вариантом интеграции ИИС и ИУС является объединение информационных потоков на “верхнем” уровне – локальных вычислительных сетей.

Примером такой интеграции является система контроля, диагностики и отображения хода испытаний (СКДО), созданная совместными усилиями специалистов ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и ФКП “НИЦ РКП” и сыгравшая значительную роль в обеспечении эффективности стендовых испытаний РН “Ангара” [4.16].

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.

Структурная схема системы и её основные технические характеристики (число параметров и экранных форм, информативность потоков данных), приведена на рис. 4.18.

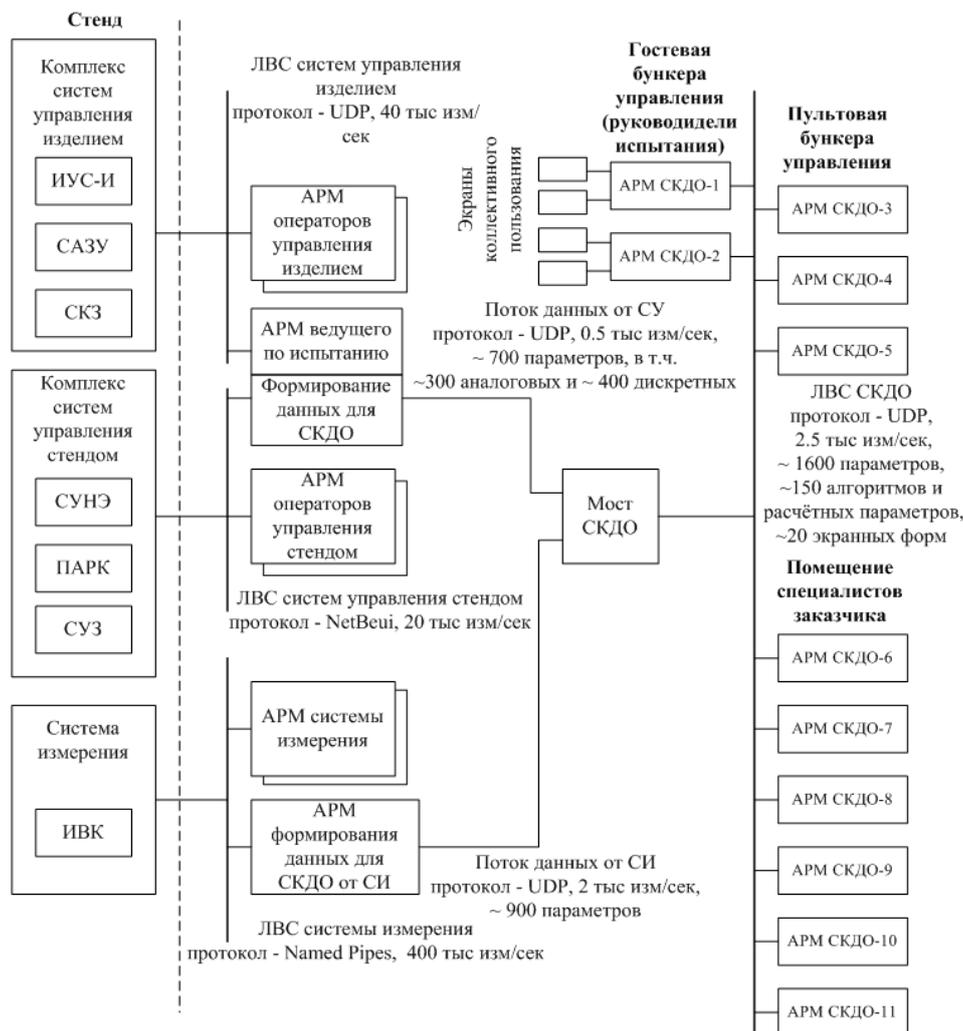


Рис. 4.18. Структурная схема системы контроля, диагностики и отображения:

СКЗ – система контроля заправки; СУНЭ – система управления научным экспериментом; ПАРК – подсистема аналогового регулирования и контроля; СУЗ система управления заправкой; ИВК – информационно-вычислительный комплекс

СКДО реализована как система верхнего уровня, не оказывающая непосредственного влияние на работу стендовых систем управления и измерения. Интегратор информационных потоков (мост) и автоматизированные рабочие места АРМ СКДО реализованы на стандартных персональных компьютерах, объединённых ЛВС Ethernet.

Благодаря объединению информационных потоков ИУС-С, ИУС-И, СИ в СКДО появилась возможность отображать на экранах рабочих терминалов системы значений 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. АРМ СКДО универсальны с точки зрения эксплуатации, т.е. на любом терминале может быть организовано рабочее место любого специалиста. Состав и структура отображаемой информации задаётся экранными формами согласно техническому заданию на конкретное испытание.

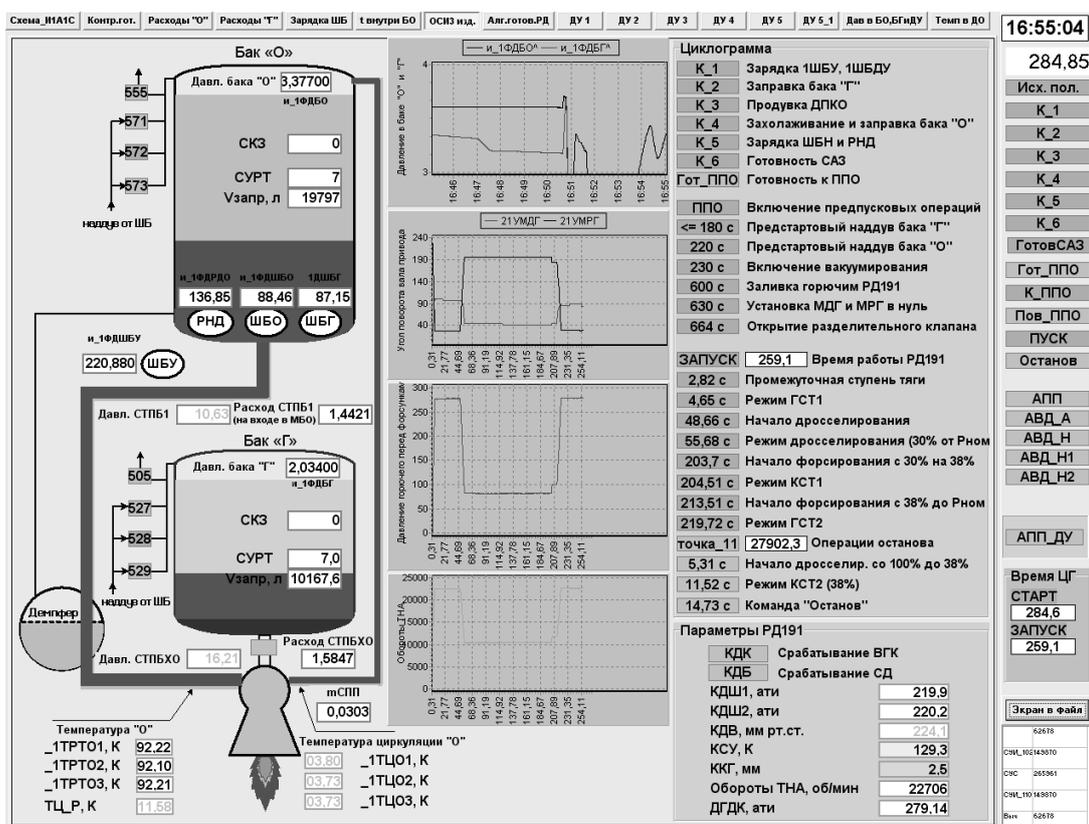


Рис. 4.19. Внешний вид мнемосхемы изделия

Специалистам предоставлена возможность получения справочной информации о любом параметре (назначение параметра, тип датчика, диапазон измерения) из базы данных. Представление об экранных формах СКДО можно получить из рис. 4.19.

4.5. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ И ДАТЧИКО-ПРЕОБРАЗУЮЩАЯ АППАРАТУРА

На рис. 4.20 представлены структурные схемы моделей измерительного и управляющего каналов информационно-измерительной и управляющей системы (ИУС), основными элементами которых являются:

- датчик – первичный измерительный преобразователь физического параметра в форму, удобную для последующей передачи информации (как правило, в электрический сигнал);
- исполнительный элемент – механизм (ЭПК, ПП, привод дросселя, нагреватель и т.п.), воздействующий на объект управления путём преобразования электрического сигнала управления (тока, напряжения) в соответствующее изменение физического параметра;
- вторичный преобразователь, обеспечивающий гальваническую развязку, искрозащиту, нормирование – приведение сигнала к виду и форме, приемлемым для его ввода в измерительный модуль;
- формирователь сигнала управления – компонент ИИУС, отвечающий за приведение сигнала к виду и форме, приемлемым для управления исполнительным элементом;
- измерительно-управляющий модуль – в общем случае многофункциональное устройство, обеспечивающее интерфейс процессора с датчиками и исполнительными элементами объекта. Это может быть контроллер управления (микропроцессорное устройство с интерфейсами ввода/вывода) или встраиваемый в кейт (PXI, VXI и т.п.) модуль ввода-вывода. Так, например, практически все

“измерительные” PXI-модули ф. NationalInstruments в дополнение к каналам измерения содержат каналы аналогового вывода и цифрового ввода/вывода. Аналогично, применяемые в ИУС управляющие промышленные контроллеры предоставляют ещё более широкие возможности по вводу/выводу аналоговых, дискретных и частотных сигналов, выходу на промышленные сетевые интерфейсы – дублированные Ethernet и CANbus, интерфейс космического назначения SpaceWire. Одной из существенных характеристик модуля является цикл обновления информации принадлежащих ему каналов ввода/вывода. Как правило, для управляющих контроллеров он составляет 100 изм./с, а для измерительных модулей ИИУС от 100 до 100000 изм./с .

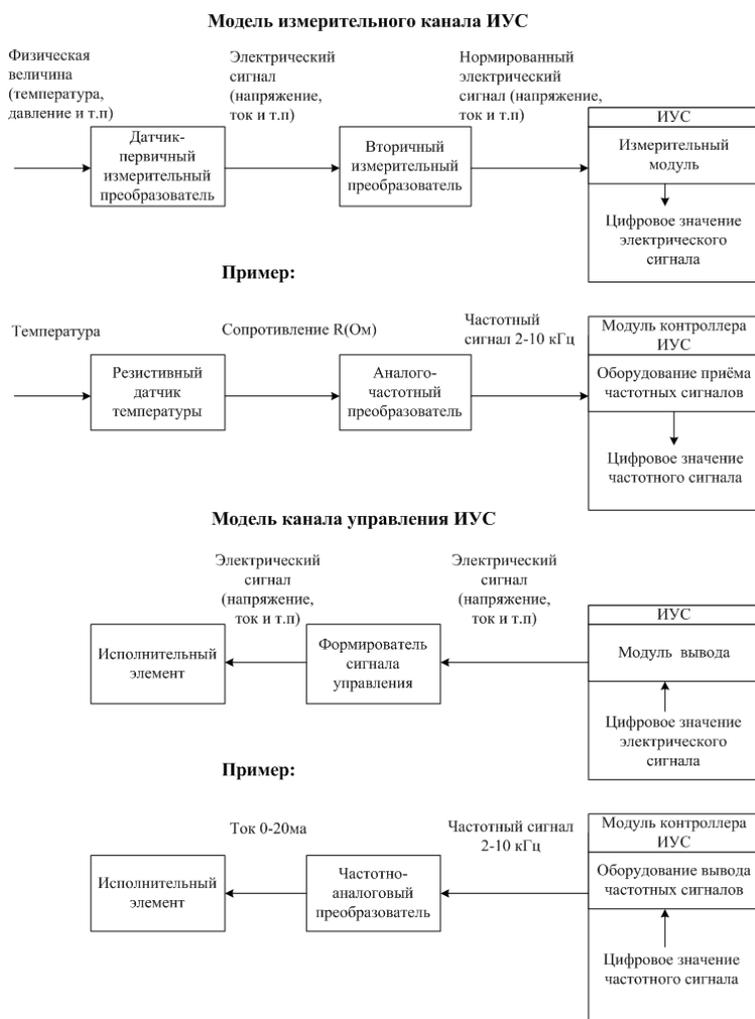


Рис. 4.20. Структура моделей каналов измерения (а) и управления (б) ИУС

При отработке изделий РКТ используются датчики для измерения и контроля медленноменяющихся давлений, разрежений и перепадов давлений; тяги; расходов и уровней компонентов топлива; сплошности (однородности) потоков топливных компонентов; температур; углов поворота, линейных перемещений и шарнирных моментов; быстроменяющихся (пульсирующих) давлений; вибраций; деформаций; акустических шумов. Такое разнообразие параметров, прежде всего, связано с необходимостью получения информации о параметрах статического режима, определяемого давлением и температурой газов в камере сгорания и газогенераторе, напорами насосов ТНА, перепадами давлений в трактах двигателя. При имитации высотных условий работы ЖРД требуется определение степени разрежения в зоне отрыва потока от стенок сопла; при проверке действительных кавитационных запасов – давлений на входе в насосы. Так как работа двигателя сопровождается значительными динамическими нагрузками, необходимо точное измерение давлений в момент гидроудара и “провала” давления на входах в насосы, темпов нарастания и спада давлений в узлах двигателя, пульсаций давлений в камере сгорания и газогенераторе, в узлах и магистралях двигательной установки.

Результаты измерения основных параметров двигателя используются для оценки режимов функционирования двигателя (запуск, маршевый режим и останов) и определения характеристик ДУ – удельного импульса тяги J_v и удельного комплекса давления в камере сгорания $\beta_{КС}$ [4.1].

Представленные ниже типы датчиков далеко не исчерпывают всего многообразия первичных преобразователей физических величин, используемых в стендовой практике. В настоящее время происходит постепенное оснащение стендовых и бортовых пневмогидросистем питания (ПГСП) датчиками повышенной точности с встроенными микропроцессорными средствами обработки и цифровыми интерфейсами типа RS-485, Hart, FoundationFieldbus и др. [4.4].

Датчики давления. Большое распространение при испытаниях ЖРД нашли потенциометрические преобразователи давления. Они наиболее просты по

своей электрической схеме, не требуют последующего усиления сигнала или его преобразования. Выходной сигнал потенциометрического датчика, изменяющийся в соответствии с изменением относительного сопротивления dR/R при перемещении ползунка реостата, представляет собой изменение напряжения постоянного тока от $U_{min} = 0$ до $U_{max} = U_{пит}$ в зависимости от подведенного к реостату напряжения питания $U_{пит}$. Диапазоны измерения охватывают давления от долей Паскаля (преобразователь типа МДД) до десятков МПа (преобразователи типа МД, ДТ). Потенциометрические преобразователи обеспечивают сравнительно высокую точность измерения установившихся процессов – с погрешностью $\pm 0,8$ % номинального давления $P_{ном}$ (преобразователи типа ДТМ и ДТ); $\pm 1,5...3$ % $P_{ном}$ (преобразователи типа МДД и МД).

Температурные датчики. При проведении испытаний ЖРД возникает необходимость измерения температур компонентов в баках, магистралях стенда и двигателя, в газогенераторах и газоведах, в узле турбины ТНА, на поверхности элементов конструкции двигателя, окружающей среды. Эти измерения необходимы для оценки энергетического состояния двигателя, учета действия внешних факторов при определении точности его настройки на заданный режим, оценки надежности элементов конструкции.

При отработке нового двигателя иногда приходится измерять температуры газов в камере сгорания и в истекающей из сопла струе, для чего могут применяться оптические пирометры.

В практике испытаний ЖРД повсеместное применение находят термопары и термометры сопротивления.

Термопары. Принцип работы термопары основан на возникновении напряжения в цепи, составленной из двух разнородных проводников, электрического тока, если места соединения этих проводников и свободных концов термопары имеют разную температуру.

Область применения наиболее часто используемых термопар, °С:

Вольфрам –молибден.....	до 2600
Иридий –иридиеродий.....	до 2000
Платина –платинородий.....	0...1600
Хромель –алюмель.....	200...1300
Медь –константан.....	200...350.

Термосопротивления. В основу резистивных датчиков температуры (термометров сопротивлений) положен принцип изменения электрического сопротивления проводников, выполненных из металла, в зависимости от температуры. Наибольшее распространение в стендовой практике получили датчики на основе платины, позволяющие измерять температуры в диапазоне от -267,78 до +1010 °С.

Измерение тяги. Тяга, развиваемая ЖРД на установившемся режиме работы, является важнейшим параметром двигателя, определяющим его основные характеристики. В связи с этим к точности ее измерения предъявляются высокие требования – допустимая предельная погрешность в большинстве случаев не должна превышать 0,3...0,5 % от номинального значения. Реализация этих требований обеспечивается:

- применением измерительных систем высокого класса точности;
- установкой их на стендах в местах, защищенных от действия вибраций, переменных температур и других дестабилизирующих факторов;
- тарировкой измерительной системы непосредственно до и после проведения огневого испытания;
- периодической проверкой (аттестацией) измерительной системы с использованием эталонных устройств на подтверждение класса точности.

Однако необходимость достоверного знания тяги не ограничивается только определением ее значений на установившихся режимах. Измерение тяги на переходных режимах затруднено. Это объясняется, главным образом, участием в процессе динамической передачи усилия на измеритель силовой схемы крепления двигателя, параметры которой, прежде всего

жесткость, не обладают высокой стабильностью. Сама силовая схема характеризуется высокой динамической добротностью, что приводит к проявлению на фоне полезного сигнала значительных по амплитуде свободных колебаний системы с периодом, близким к характерным временам исследуемых динамических процессов.

Эти обстоятельства приводят к необходимости применения для определения тяги в переходных процессах специальных измерительных устройств, включающих звенья с высокой собственной частотой. В этой связи в большинстве случаев целесообразно определение тяги косвенными методами по результатам измерения, например, давления в камере сгорания.

Устройства для измерения медленноменяющихся усилий можно разделить на три группы: механические, гидравлические и электрические. На рис. 4.21 приведена принципиальная схема наиболее распространенного вибрационно-частотного силоизмерителя. Действие датчика основано на преобразовании усилия, приложенного к упругому кольцу 1, в изменение частоты поперечных колебаний перемычки 2.

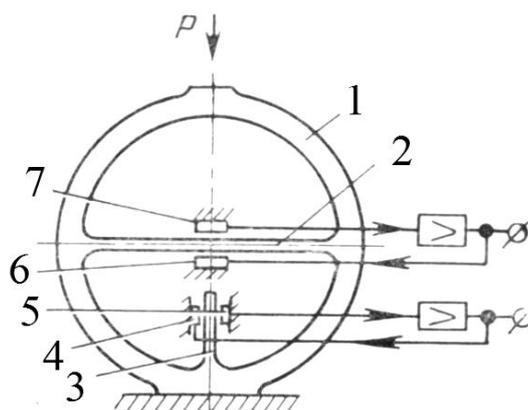


Рис. 4.21. Принципиальная схема вибрационно-частотного силоизмерителя:

1 – упругое кольцо; 2 – перемычка; 3 – стержень; 4, 5, 6, 7 – электромагниты

Упругое кольцо и перемычка выполнены как одно целое. Для возбуждения и съема колебаний служит система, состоящая из двух электромагнитов 6 и 7, включенных на вход и выход усилителя. Стержень 3 служит для

температурной компенсации и имеет аналогичную систему возбуждения и съема сигнала (электромагниты 5 и 4). Схема измерений предусматривает получение выходной величины, пропорциональной отношению частот. Вибрационно-частотные преобразователи усилия обладают высокой статической точностью, погрешность измерений не превышает $\pm 0,2\%$.

Статические значения тяги, развиваемые ЖРД, и значения массовых расходов компонентов топлива на установившихся режимах используются для расчета основных характеристик двигателя. Важным является также определение характера изменения расходов компонентов в магистралях ДУ на переходных режимах работы ЖРД.

Датчики расхода. Для измерения статических значений расходов компонентов применяют дроссельные расходомеры, принцип действия которых основан на измерении перепада давления на сужающемся устройстве (калиброванная диафрагма или сопло), установленном в расходной магистрали двигателя или стенда (рис. 4.22).

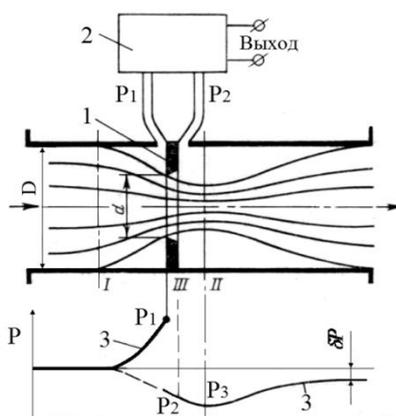


Рис. 4.22. Схема дроссельного расходомера:

1 – сужающее устройство (диафрагма); 2 – датчик перепада давления; 3 – кривая изменения давления (---- – вдоль стенки канала; — – вдоль оси канала)

Объемный или массовый расходы определяются при этом из соотношений:

$$\dot{Q} = \mu F \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_1 - p_2)} ; \quad (4.1)$$

$$\dot{m} = \mu F \sqrt{2\rho (p_1 - p_2)} , \quad (4.2)$$

где F – площадь сечения дроссельного устройства; μ – коэффициент расхода; ρ – плотность компонента топлива; p_1 и p_2 – давления компонента перед и за калиброванной диафрагмой.

Плотность компонента ρ определяется методом косвенных измерений, для большинства криогенных жидкостей $\rho = f(p, T)$. Коэффициент расхода μ , как правило, определяется экспериментальным путем при лабораторных проливках дроссельных устройств. В качестве дроссельных устройств могут применяться диафрагмы различной конструкции, сопла Вентури и т. д.

К недостаткам описанного метода измерения следует отнести сравнительно невысокую точность статических измерений расхода (погрешность 1...3 %), нелинейность градуировочной характеристики, а также необходимость установки в магистраль двигателя дополнительного гидравлического сопротивления.

Наиболее распространен метод измерения расходов турбинными преобразователями расхода, принцип работы которых основан на зависимости частоты импульсов, возникающих в индукционном приемнике от скорости вращения крыльчатки (рис. 4.23).

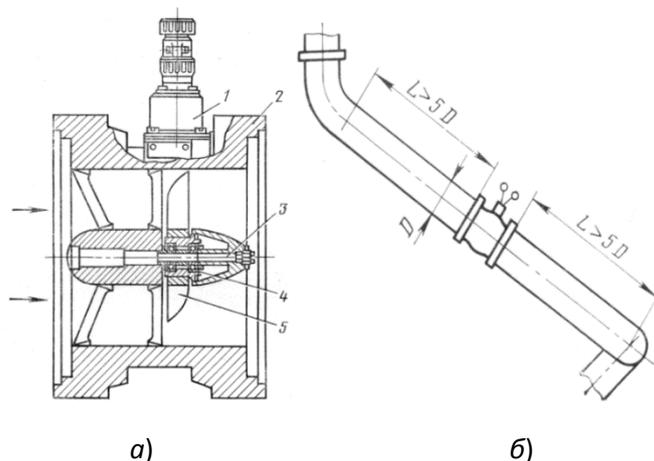


Рис. 4.23. Схема турбинного расходомера (а) и схема установки расходомера в топливной магистрали двигателя (б):

1 – магнитоиндукционный узел; 2 – корпус; 3 – ось крыльчатки; 4 – подшипник; 5 – крыльчатка

Частота вращения связана с объемным расходом линейной зависимостью

$$f = cvF,$$

где c – коэффициент, зависящий от конструкции крыльчатки (числа лопастей, силы трения в опорах и т. д.), v – скорость движения жидкости и F – площадь поперечного сечения преобразователя в месте установки крыльчатки. Погрешность измерения расхода такими преобразователями в зоне устойчивой работы не превышает $\pm 0,5...1,0$ %.

Для повышения метрологических свойств турбинные преобразователи устанавливают в прямолинейных участках расходного трубопровода и проводят периодическую аттестацию преобразователей при контрольных проливках для коррекции коэффициента c . В качестве образцовых расходомеров при периодической аттестации турбинных расходомеров применяют высокоточные кариолисовые расходомеры (класса точности до 0,1 %). В итоге применение турбинных расходомеров обеспечивает погрешность измерения расходов криогенных компонентов топлива (кислорода и водорода) в пределах $\pm 0,2...0,4$ %.

Для определения предельной погрешности измерительной цепи при оценке косвенного измерения удельного импульса тяги I_y и удельного (расходного) импульса давления в камере сгорания $\beta_{кс}$ с учетом погрешности градуировки можно использовать формулу:

$$\Delta I_y (\Delta \beta_{кс}) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta_i^2 + \Delta_{\Gamma}^2}, \quad (4.3)$$

где ΔI_y – предельная погрешность определения удельного импульса тяги; $\Delta \beta_{кс}$ – предельная погрешность определения удельного импульса давления в камере сгорания; Δ_i – предельные погрешности отдельных звеньев цепи измерения (тяги, давления в камере сгорания и расходов компонентов топлива); Δ_{Γ} – погрешность градуировки [4.4, 4.18].

Таким образом, погрешность оценки основных параметров двигателя: удельного импульса тяги I_y и удельного импульса давления в камере сгорания $\beta_{кс}$ с применением указанных средств и методов измерений составляет 0,5...0,6 %.

Исполнительные органы. В качестве исполнительных органов, или элементов (ИЭ), стендов и изделий РКТ применяются, в основном, электропневмоклапаны (ЭПК), пироклапаны (ПК), пирозапальные устройства (ПЗУ), приводы дросселей и регуляторов с двигателями постоянного тока и с шаговыми двигателями, электронагреватели. Рассмотрим более подробно каждый из указанных типов ИЭ.

Самыми распространенными исполнительными элементами стендовых ПГСП являются электропневмоклапаны (или электроклапаны). ЭПК предназначены для дистанционного открытия или закрытия тракта пневмо- и гидротрубопроводов. С помощью ЭПК осуществляется управление наддувом и дренажем емкостей, подача компонентов в камеру сгорания двигателя и др. Существует множество модификаций ЭПК, определенных условиями их применения и решаемыми задачами. В общем принцип действия всех типов ЭПК заключается в открытии или перекрытии сечения трубопровода подачи рабочего тела при помощи штока, связанного с сердечником электромагнитной катушки или с валом электродвигателя, на обмотки которых подается управляющий сигнал в виде напряжения постоянного тока.

Как правило, применяемые в отрасли ЭПК рассчитаны на питание электромагнита напряжением 27 ± 4 В постоянного тока. При этом сопротивление обмотки электромагнита, а, следовательно, и потребляемый ток у разных типов ЭПК существенно отличаются. На стендах ракетно-космической отрасли нашли широкое применение ЭПК, имеющие сопротивление обмотки около 50 Ом, а на изделиях – ЭПК (нередко разработанные под конкретное изделие) с сопротивлением электромагнита до 10 Ом. Очевидна существенная разница в величине тока управления одними и другими ЭПК. Увеличение энергетических затрат при управлении последними обеспечивает увеличение быстродействия и уменьшение массогабаритных параметров клапанов – важнейших характеристик исполнительных элементов ЖРД и ступеней РН. Так, время срабатывания (открытия) стендового ЭПК составляет около 200 мс, а бортового – от 40 до 120 мс. Кривая изменения тока через обмотку электромагнита при срабатывании ЭПК приведена на рис. 4.24. Отношение

значения тока начала срабатывания (втягивания штока) ЭПК к установившемуся значению тока через обмотку $I_{ср}/I_{уст}$, а также динамика процесса являются параметрами, диагностирующими работоспособность ЭПК.

В целях снижения энергопотребления в двигательных установках космических аппаратов для управления подачи компонентов на двигатели применяют ЭПК, запитываемые двумя уровнями напряжений – напряжением срабатывания, соответствующим напряжению бортовой сети 27 В, и напряжением удержания, которое в три раза меньше, что уменьшает потребляемую мощность во время работы клапана примерно в 10 раз.

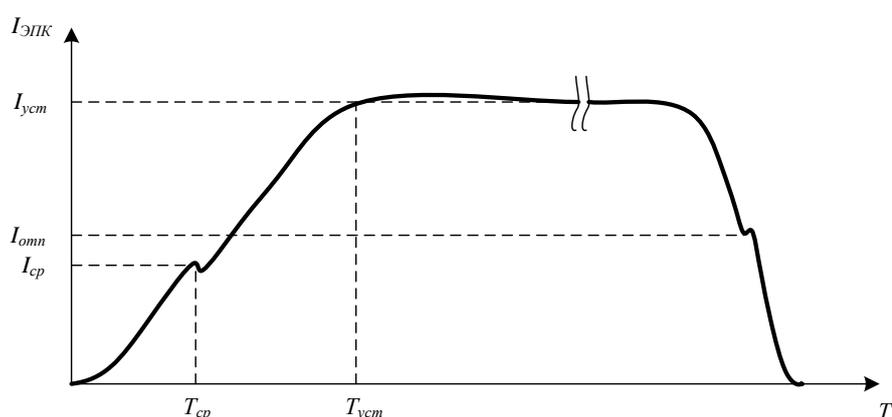


Рис. 4.24. Кривая изменения тока через обмотку электромагнита при срабатывании ЭПК

$I_{уст}$ – установившееся значение тока через обмотку ЭПК; $T_{уст}$ – время выхода на установившийся режим; $I_{ср}$ – значение тока срабатывания (начала втягивания штока); $I_{отп}$ – значение тока отпущения штока ЭПК

Для двигательных установок орбитальных станций, эксплуатирующихся в космическом пространстве длительное время и имеющих в своем составе большое число энергопотребителей, помимо массогабаритных показателей приоритетными являются требования энергосбережения и ресурса. Поэтому для наддува баковых полостей, подачи компонентов к двигателям и др. в контурах управления применяют высокоресурсные двухпозиционные электроклапаны. В качестве привода в них используют двигатели постоянного тока. Для перевода клапана из одного устойчивого состояния в другое (из открытого – в закрытое и наоборот) на обмотки

электромеханического привода подается импульс длительностью 10 ± 1 с соответствующей полярности. Вращение вала электродвигателя преобразуется редуктором в возвратно-поступательное движение штока, связанного с механическими элементами клапана. При полном открытии и закрытии клапана, что соответствует крайним положениям штока, электромеханический привод автоматически отключается от бортовой сети. О положении клапана сигнализируют микропереключатели. Плавное срабатывание клапана (до 8 с) обеспечивает отсутствие гидроударов в бортовой ПГСП.

В ПГСП ЖРД и ДУ РН наряду с ЭПК широко применяются пироклапаны, или пиродатчики-обтюраторы. Они предназначены для дистанционного управления агрегатами автоматики ПГСП путем открытия или перекрытия трубопроводов подачи рабочих тел. Существенным отличием от ЭПК является то, что пироклапаны – элементы одноразового действия, так как электрическая энергия управляющего сигнала вызывает в них нагрев нити, провоцирующий реакцию сгорания порохового заряда, что приводит к необратимому разрушению узла крепления запорного элемента. В результате, сечение трубопровода открывается или, наоборот, закрывается. Пироклапаны имеют существенно меньшие массогабаритные характеристики по сравнению с ЭПК и на порядок меньшее время срабатывания – в основном от 10 до 30 мс. Поэтому они используются для управления переходными быстроразвивающимися процессами, такими как запуск двигателя, аварийный останов, а также для расконсервации систем изделия, когда требуется однократное срабатывание. Нити, инициирующие возгорание заряда, в пироклапанах, как правило, дублируются. В процессе срабатывания нити перегорают в течение примерно 1...2 мс, разрывая цепь управления. Однако образующаяся в результате реакции горения заряда сажа иногда создает электропроводную цепь сопротивлением несколько десятков Ом, что при большом количестве пиросредств может дать серьезную нагрузку на каналы системы управления. Поэтому на пироклапаны выдаются импульсные команды продолжительностью около 0,5 с. Этого времени хватает для обеспечения гарантированного срабатывания клапана.

Пирозаряд используется в составе еще одного типа исполнительных элементов – в пирозапальных устройствах, предназначенных, как правило, для воспламенения компонентов топлива в газогенераторе и камере сгорания (например, в кислородно-водородном двигателе КВД1 и его прототипе 11Д56У, отработывавшихся на стендах ФКП “НИЦ РКП”). ПЗУ, установленные на штативах, вставленных через сопла в камеры сгорания, используются для запуска двигателей РД-107 и РД-108 и их модификаций РН “Союз”. ПЗУ применяются также и в стендовых системах, например, для дожигания выбросов компонента при отработке двигателей верхних ступеней ракет или разгонных блоков, работающих на взрывоопасных компонентах (кислороде – водороде). Время горения пирозаряда в ПЗУ составляет несколько секунд. С точки зрения алгоритма управления ПЗУ не отличается от пироклапана.

Для поджига смеси компонентов топлива и для их дожигания наряду с ПЗУ используются также электровоспламенители, преобразующие стандартное входное напряжение 27 В в напряжение величиной до 10 кВ, пробивающее воздушный зазор на специальных свечах с образованием плазменной дуги. Энергии разряда, происходящего с частотой до 10 Гц, хватает для надежного воспламенения топливной смеси. Мощность сигнала управления при двух одновременно работающих свечах составляет около 150 Вт. Свечи зажигания связаны с агрегатами преобразования напряжения специальными высоковольтными проводами. Поджиг компонентов топлива запальником электроплазменного типа имеет преимущества перед пиротехническим и химическим способами поджига компонентов в части обеспечения многократности использования.

Электровоспламенители широко используются на стендах для отработки ЖРД и ДУ на криогенных компонентах. Например, при испытании кислородно-водородного разгонного блока 12КРБ на стенде В-3 было задействовано шесть агрегатов с четырнадцатью свечами. Примером использования электровоспламенителей в ЖРД может служить кислородно-водородный двигатель РД0120 разработки ОАО КБХА, в составе которого установлен электроплазменный запальник,

обеспечивающий запуск газогенератора и воспламенение смеси в камере сгорания.

Регулирование расходов жидкостей и газов в стендовых системах, ЖРД и ДУ обеспечивают устройства, называемые дросселями и регуляторами.

В отличие от описанных выше двухпозиционных электроклапанов дроссели и регуляторы могут занимать устойчивое положение в любой точке рабочего хода запорного элемента. Таким образом, может быть обеспечено любое проходное сечение магистрали подачи компонента топлива или рабочих сред в заданном электромеханическом устройством диапазоне регулирования. Проходное сечение регулируется перемещением заслонки или иглы, перекрывающей жиклер, которые посредством редуктора связаны с валом электродвигателя. В основном в качестве привода используются электродвигатели постоянного тока и шаговые электродвигатели. Последние обеспечивают точное позиционирование регулирующего органа и отсутствие перерегулирования, что делает процесс управления объектом более прогнозируемым и устойчивым, но требуют более сложного алгоритма формирования и подачи управляющих команд.

Приводы с шаговыми двигателями обладают относительно небольшой массой и применяются в ЖРД для регулирования соотношения компонентов топлива и управления тягой, а также для управления отклонением камер рулевого двигателя (например, на РН "Союз-1в").

Приводы с электродвигателями постоянного тока, применяемые как в составе ЖРД, так и в стендовых системах, бывают двухмоторные, одномоторные реверсивные и одномоторные с управляющими муфтами. Такие приводы гораздо проще в управлении, чем шаговые, но и ошибка позиционирования у них больше.

Еще одним достаточно широко применяющимся в бортовых и наземных системах исполнительным элементом являются электронагреватели. На схемах они обозначаются как аппараты теплообменные подогревающие. Электронагреватели применяются в стендовых ПГС для поддержания

заданной температуры компонентов и рабочих сред, подаваемых на изделие. Используются электронагреватели и в составе ДУ ракет-носителей и космических аппаратов, например, для обогрева магистрального трубопровода высококипящего горючего, проходящего через бак окислителя с криогенной температурой на ДУ третьей ступени РН “Союз - 1б” или для подогрева камер сгорания двигателей орбитальной ориентации на КА. Основной сложностью управления электронагревателем, как исполнительным элементом контура регулирования температуры, является его большая инерционность.

4.6. ТИПОВЫЕ АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ СТЕНДА

При проведении стендовых испытаний ЖРД и ДУ ракет-носителей и космических аппаратов ИУС решают задачи поддержания давления в стендовых емкостях и баках изделия, расходов жидкостей и газов, температур компонентов и рабочих тел, управления расходом топлива, соотношением компонентов, тягой двигателя и ее вектором и множеством других задач, состав которых зависит от объекта испытаний и технологических систем стенда. Рассмотрим некоторые наиболее типичные из них.

Самой распространенной является задача поддержания давления, без которой не обходится ни одно стендовое испытание ЖРД и ДУ. Эта задача решается системами наддува. Системы наддува предназначены для обеспечения заданного уровня давления газовой подушки в емкости в условиях нестационарных процессов, происходящих в течение испытания. Системы наддува могут быть непрерывного и дискретного действия. В качестве регулирующих органов используются газовые редукторы, дроссели при непрерывном действии и отсечные клапаны или ЭПК, открываемые по командам систем регулирования от сигнализаторов

давления (СД) или датчиков давления. Рассмотрим примеры систем наддува с использованием гребенки ЭПК и управляемого редуктора, представленные на рис. 4.25,а и 4.25,б соответственно.

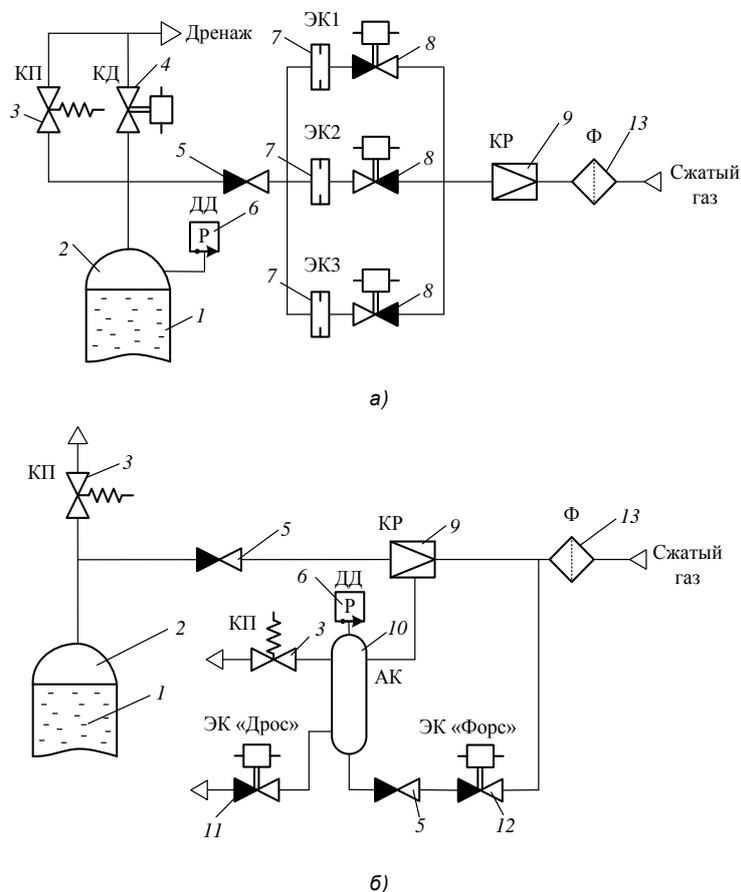


Рис. 4.25. Схемы пневмогидравлических систем наддува с использованием гребенки ЭПК (а) и управляемого редуктора (б):

1 – бак с компонентом топлива; 2 – газовая подушка бака; 3 – предохранительный клапан; 4 – дренажный клапан; 5 – обратный клапан; 6 – датчик давления; 7 – дроссельная шайба (жиклер); 8 – ЭПК наддува; 9 – газовый редуктор; 10 – управляющая полость редуктора; 11 – ЭПК дросселирования давления; 12 – ЭПК форсирования давления; 13 – фильтр

Гребенка ЭПК представляет собой два и более ЭПК, обеспечивающих подачу газа наддува в бак с компонентом топлива. ЭПК включены в схему ПГСР параллельно. При этом в магистралях подачи могут быть установлены дроссельные шайбы (жиклеры) разного диаметра, обеспечивая 2^n (n – количество ЭПК) комбинаций суммарных проходных сечений, включая нулевое, а, следовательно, и значений расходов газа наддува при открытии

различных ЭПК. Комбинация включаемых ЭПК задается программно в зависимости от значения давления в подушке бака, определяемого по датчику давления.

Пример алгоритма наддува через гребенку из трех ЭПК приведен на рис. 4.26,а. Наддув бака через гребенку применяется как в стендовых системах, так и в ПГС двигательных установок ракет-носителей. 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 в управлении и изменяет расход газа наддува ступенчато.

Суть алгоритма заключается в определении величины текущего давления P_i , измеренного датчиком обратной связи, и формировании управляющей команды на гребенку ЭПК, обеспечивающей суммарное проходное сечение линии наддува в зависимости от зоны, внутри границ которой находится текущее значения давления. На рис. 4.26,а приведен обобщенный алгоритм, дающий представление о работе системы. 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.4.26,б), условно показаны характерные для многих алгоритмов регулирования зона нечувствительности и зона регулирования.

Зона регулирования представляет собой диапазон допустимого изменения регулируемой величины, в данном случае – давления P_i , в условиях установившегося процесса при правильной настройке алгоритма. Размер зоны регулирования, с одной стороны, ограничен параметрами системы наддува, а с другой – точностными требованиями по поддержанию давления, определяемыми заданием на испытание.

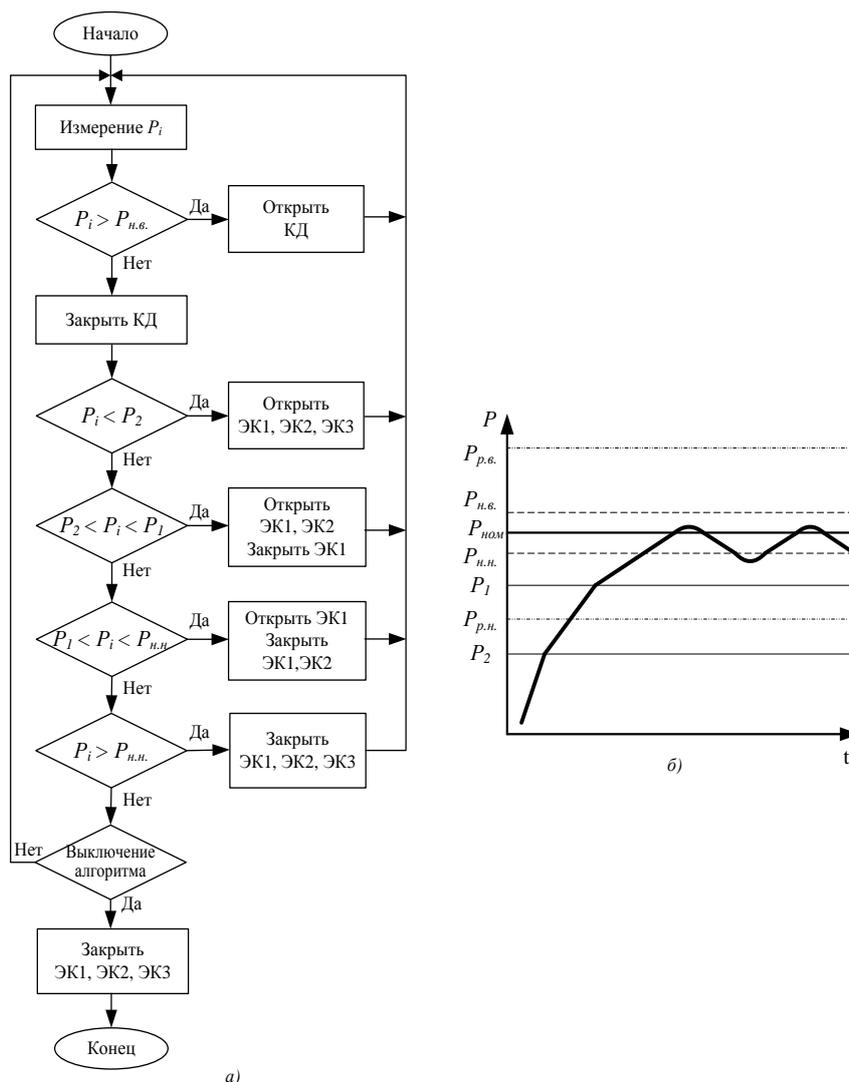


Рис. 4.26. Блок-схема алгоритма наддува бака через гребенку ЭПК (а) и график изменения давления в подушке бака (б):

$P_{ном}$ – 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

Размер зоны нечувствительности всегда меньше зоны регулирования и определяется параметрами системы наддува с целью повышения устойчивости, исключения перерегулирования и лишней наработки исполнительных элементов.

Принцип действия схемы редукторного наддува заключается в плавном регулировании расхода газа наддува путем управления давлением в командной полости редуктора. Расход регулируется в определенном

диапазоне, который зависит от типа редуктора, входного давления, а также от параметров и природы газа. Для управления редуктором используют, как правило, два ЭПК – форсирования и дросселирования давления в командной полости. Регулирование может осуществляться как по давлению в командной полости редуктора, так и по давлению в подушке бака. Последний метод может дать более точный результат при условии учета динамических характеристик системы наддува. Схемы с управляемым редуктором применяются для наддува стендовых емкостей. Они обеспечивают плавное регулирование расхода газа наддува, просты в управлении, но менее надежны, чем гребенка ЭПК, и имеют меньший диапазон регулирования, ограниченный характеристиками редуктора.

Принцип алгоритма состоит в следующем. При понижении текущего давления P_i ниже значения нижней границы зоны нечувствительности ($P_i < P_{н.н.}$) включается ЭПК “Форс” и выключается ЭПК “Дрос” (для исключения одновременного открытия обоих клапанов). Давление в командной полости редуктора увеличивается, клапан дросселя приоткрывается, увеличивая расход газа наддува, происходит увеличение давления в газовой подушке. При достижении P_i значения $P_{н.н.}$ ($P_i \geq P_{н.н.}$) ЭПК “Форс” выключается. Подобный принцип работы алгоритма и при превышении текущим давлением значения верхней границы зоны нечувствительности ($P_i > P_{н.в.}$). В этом случае включается ЭПК “Дрос” и выключается ЭПК “Форс”, клапан редуктора прикрывается, уменьшая давление в подушке бака. При выполнении условия ($P_i \leq P_{н.в.}$) ЭПК “Дрос” выключается. В некоторых случаях для повышения точности регулирования используют импульсное управление ЭПК. При этом, чем меньше рассогласование текущего значения давления и номинального, тем меньше длительность импульса.

Задачи поддержания расходов и температур жидкостей и газов решаются в стендовых ПГСП для обеспечения режимов заправки баков и термостатирования отсеков ДУ РН. Схемы термостатирования отсеков изделия и поддержания расхода заправки изделия компонентами топлива приведены на рис.4.27.

Система термостатирования предназначена для поддержания заданных температур в отсеках изделия с целью обеспечения нормального функционирования бортовых электронных и технологических систем. Термостатирование осуществляется газами (азотом, воздухом) определенной температуры, подаваемыми в отсеки изделия от наземных систем.

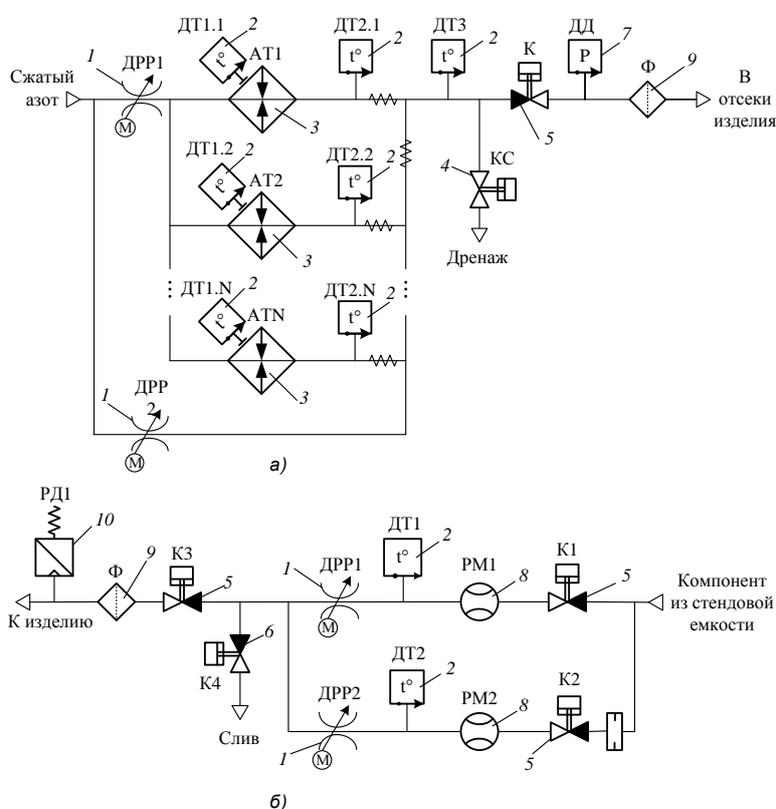


Рис. 4.27. Схемы пневмогидравлических систем термостатирования отсеков изделия (а) и поддержания расхода заправки изделия компонентами топлива (б):

- 1 – электроуправляемый дроссель расхода; 2 – датчик температуры;
 3 – электронагреватель; 4 – клапан дренажа; 5 – клапан; 6 – клапан слива; 7 – датчик давления; 8 – датчик расхода; 9 – фильтр; 10 – реле давления

Задачами управления в данном случае являются поддержание заданного расхода газа и его температуры. Расход газа обеспечивается управляемыми дросселями ДРР1 (расход через теплообменник АТ) и ДРР2 (расход холодного газа).

Соотношение расходов холодного и “горячего” газа определяет температуру газа на входе в изделие. В свою очередь, температура “горячего” газа зависит от эффективности работы теплообменника, состоящего из нескольких секций с электронагревателями различной мощности. Алгоритм управления системой термостатирования отсеков изделия, состоящий из двух частей, приведен на рис. 4.28.

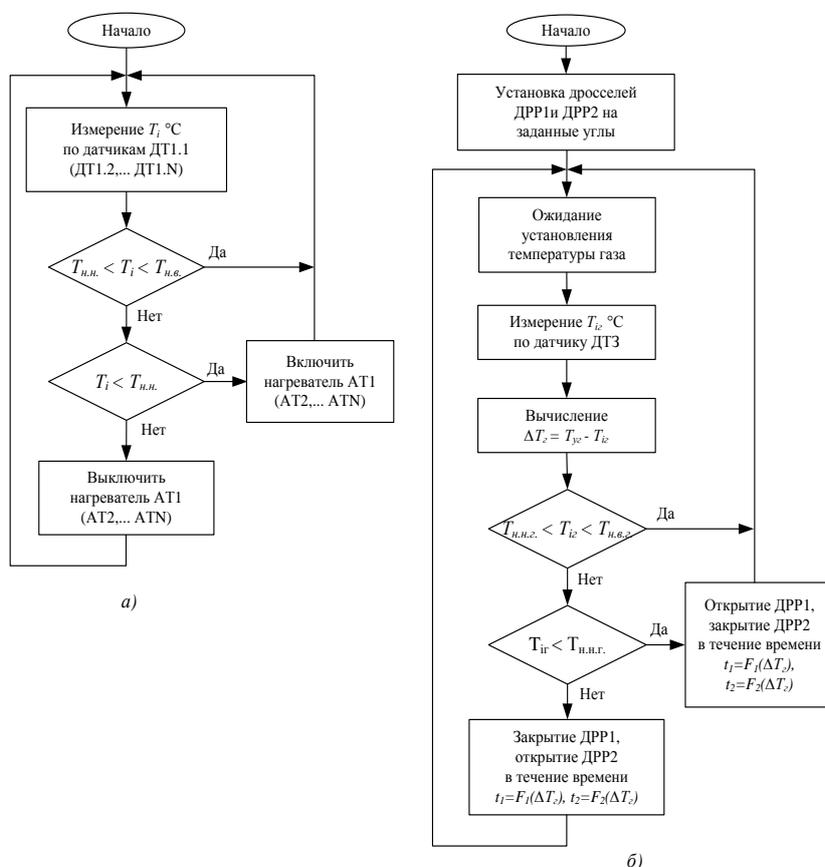


Рис. 4.28. Блок-схемы алгоритмов управления системой термостатирования отсеков изделия:

а — алгоритм поддержания температуры нагревателей теплообменника, *б* — алгоритм поддержания температуры газа на входе в изделие

Первая часть алгоритма представляет собой алгоритм поддержания температуры i -го электронагревателя (см. рис. 4.28,*а*). Алгоритм достаточно простой и заключается в измерении текущей температуры электронагревателя T_i по датчику, установленному на его поверхности, и сравнении ее со значением нижней границы зоны нечувствительности $T_{н.н.}$. При наступлении условия $T_i < T_{н.н.}$ включается нагреватель. Число

включенных в работу секций теплообменника может быть разным и подбирается оператором системы термостатирования в зависимости от заданных требований по расходу и температуре газа и условий окружающей среды. Описанный алгоритм работает в каждой включенной секции. Однако регулировать температуру подаваемого в изделие газа с помощью одних электронагревателей чрезвычайно сложно из-за очень большой инерционности этих элементов. Поэтому на практике добиваются разогрева газа до определенной температуры, несколько превышающей заданную, и поддерживают ее с помощью управления электронагревателями, а температуру газа, подаваемого на борт, регулируют в соответствии со второй частью алгоритма термостатирования.

Вторая часть алгоритма (см. рис. 4.28,б) обеспечивает управление соотношением расходов холодного и “горячего” азота в зависимости от температуры газа на входе в изделие, измеряемой датчиком, обозначенным на схеме индексом ДТЗ. Вначале дроссели ДРР1 и ДРР2 устанавливаются на определенные, заранее рассчитанные углы, обеспечивающие соответствие суммарного расхода через них расходу, заданному в документации на испытание. После установления температурного режима измеряется текущее значение температуры газа на входе в изделие T_{i2} и вычисляется рассогласование текущей и заданной температуры ΔT_2 . При отклонении T_{i2} за нижнюю границу зоны нечувствительности ($T_{н.н.г.}$) открывается ДРР1, увеличивая расход “горячего” газа, и оппозитно закрывается ДРР2 для сохранения суммарного объемного расхода, уменьшая расход холодного газа. При отклонении T_{i2} за верхнюю границу зоны нечувствительности ($T_{н.в.г.}$) ДРР1 закрывается, а ДРР2 открывается на величину, пропорциональную отклонению. Время выдачи команды управления на каждый дроссель, определяющее изменение его проходного сечения, является функцией рассогласования температур $t = F(\Delta T_2)$. Для каждого дросселя время может быть разным в виду возможного различия характеристик устройств, учитываемого функциями $F1$ и $F2$.

В системе термостатирования используются дроссели с двигателями постоянного тока, для управления которыми применяется так называемая широтно-импульсная модуляция (ШИМ), обеспечивающая управление скоростью вращения вала привода подачей на обмотки двигателя импульсов напряжения различной длительности, пропорциональной величине отклонения регулируемого параметра от заданного значения (ошибке регулирования). В зоне нечувствительности управляющий сигнал равен нулю. Принцип управления с использованием ШИМ проиллюстрирован на рис. 4.29.

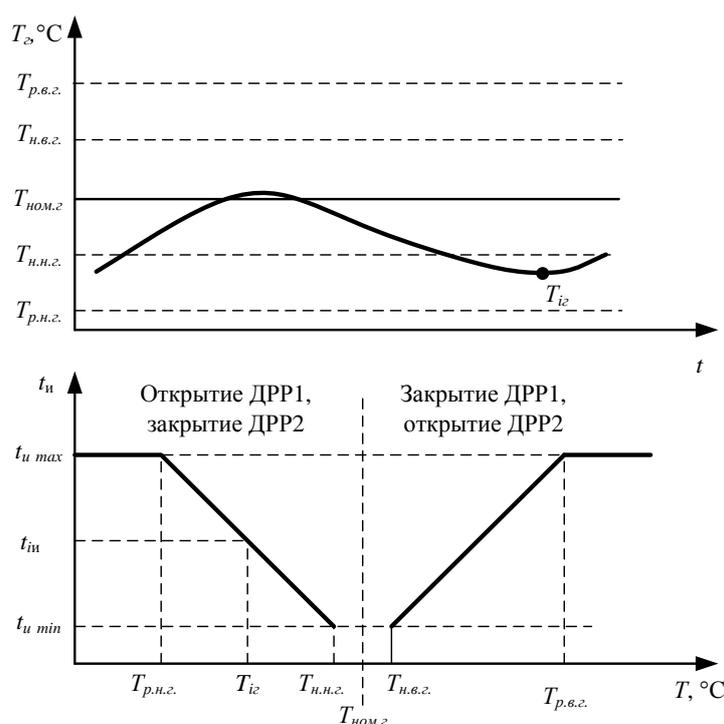


Рис. 4.29. Формирование команды управления приводом дросселя с двигателем постоянного тока с использованием ШИМ:

$T_{\text{иг}}$ – текущая температура газа; $T_{\text{ном.г}}$ – номинальное значение температуры газа; $T_{\text{н.н.г.}}$, $T_{\text{н.в.г.}}$ – нижняя и верхняя границы зоны нечувствительности; $T_{\text{р.н.г.}}$, $T_{\text{р.в.г.}}$ – нижняя и верхняя границы зоны регулирования; $t_{\text{иг}}$ – текущая длительность импульса управления; $t_{\text{и min}}$, $t_{\text{и max}}$ – минимальная и максимальная длительность импульса управления

При заправке баков ступеней РН компонентами топлива при их испытаниях также применяются дроссели, управляемые ШИМ. Из рисунка видно, что принципиально алгоритмы заправки и термостатирования близки. В качестве датчика расхода используется расходомер турбинного типа,

частота вращения турбины которого пропорциональна объемному расходу жидкости через сечение трубы в единицу времени. Расход вычисляется по формуле:

$$Q_i = a + bf + cf^2 + df^3,$$

где: a , b , c , и d – коэффициенты уравнения расходомера; f – частота вращения турбины.

При отклонении Q_i за нижнюю границу зоны нечувствительности $Q_{н.н.}$ формируется команда на открытие дросселя ДРР1 (ДРР2), увеличивающее расход компонента, а при отклонении Q_i за верхнюю границу $Q_{н.в.}$ – на закрытие, уменьшающее расход компонента. Для обеспечения малого расхода заправки, например, при захолаживании бака криогенного компонента, работает линия с регулированием ДРР2, а для основного режима заправки с большим расходом – линия с ДРР1. Алгоритмы управления при этом идентичны. В некоторых случаях применяются алгоритмы регулирования массового расхода компонента. При этом для расчета используют плотность компонента и температуру, измеряемую датчиками, обозначенными на схеме, приведенной на рис. 4.30, ДТ1 (ДТ2) (в случае, если плотность компонента зависит от температуры).

Одними из наиболее сложных задач, решаемых информационно-управляющими системами при испытаниях ЖРД и ступеней РН, являются связанные между собой задачи управления расходом топлива, соотношением компонентов в камере сгорания и тягой двигателя. Рассмотрим различные варианты решения этих задач на примерах испытаний первой ступени РН “Ангара” на компонентах керосин–кислород и экспериментального двигателя на криогенных компонентах сжиженный природный газ (СПГ) – кислород.

На рис. 4.30 и 4.31 приведены схема и алгоритм управления расходом топлива при стендовых испытаниях первой ступени РН “Ангара”.

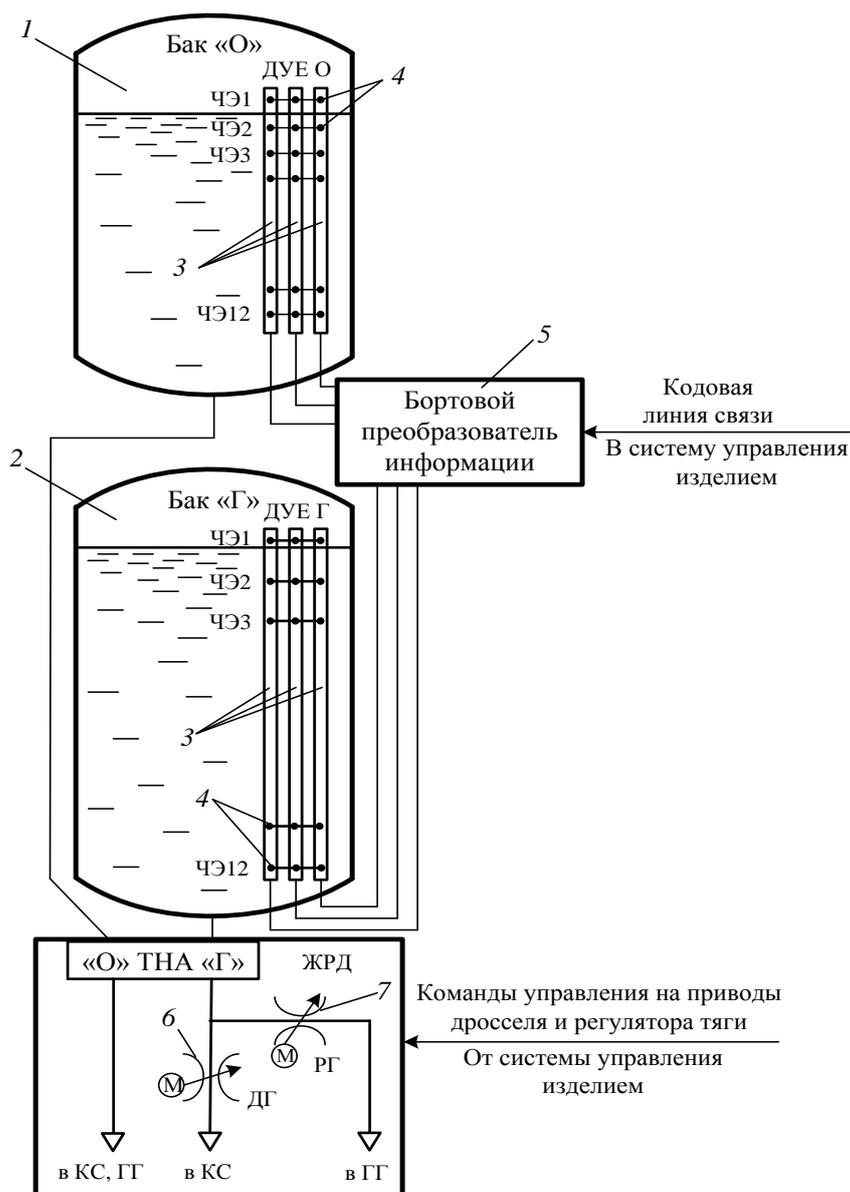


Рис. 4.30. Схема управления расходом топлива при испытаниях первой ступени РН “Ангара”:

1 – топливный бак окислителя; 2 – топливный бак горючего; 3 – датчик уровня емкостной; 4 – чувствительный элемент (ЧЭ) датчика уровня; 5 – преобразователь сигналов датчиков; 6 – электроуправляемый привод дросселя горючего; 7 – электроуправляемый привод регулятора горючего

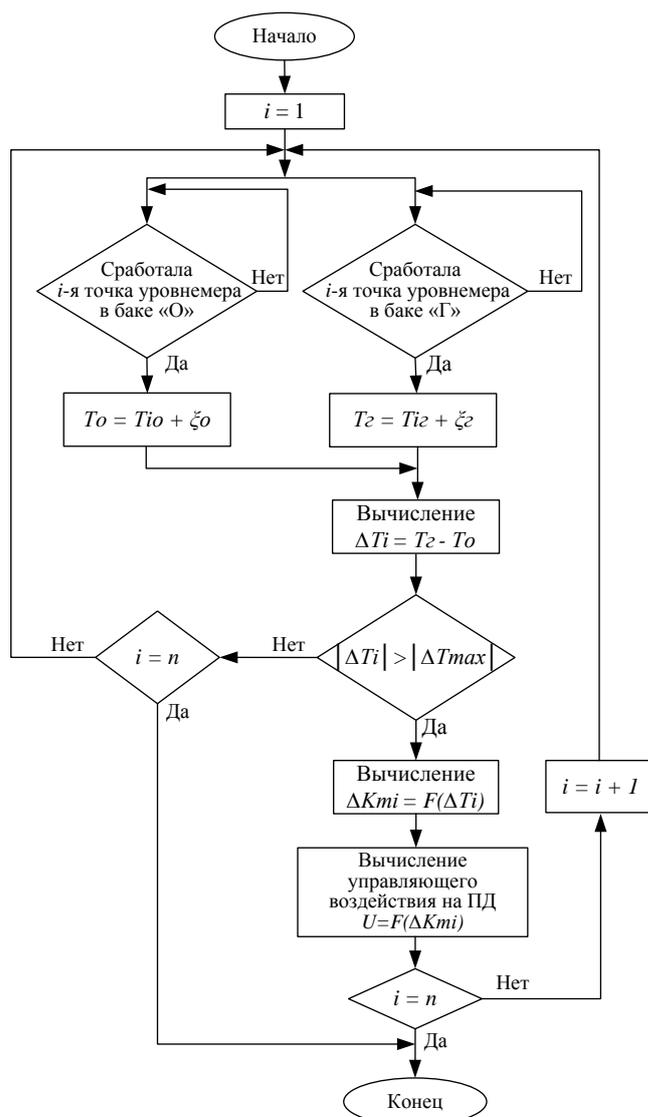


Рис. 4.31. Общая блок-схема алгоритма управления расходом топлива при испытаниях первой ступени РН “Ангара”

Система управления расходом топлива (СУРТ) предназначена для обеспечения заданного соотношения компонентов топлива в камере сгорания (КС) двигателя и одновременного опорожнения баков на момент окончания работы ступени. Бортовая часть СУРТ включает в себя уровнемеры, расположенные в баках окислителя и горючего, представляющие собой трехканальные емкостные датчики уровня (ДУЕ), усилитель-преобразователь разработки ГОСНИИП (г. Москва) и электрогидравлический привод дросселя горючего, обеспечивающий регулирование соотношения компонентов в камере сгорания двигателя РД-

191 разработки ОАО “НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко”. Тягой двигателя управляет аналогичный привод регулятора горючего. Каждый ДУЕ имеет 12 чувствительных элементов (точек), образующих измерительные мосты, имеющие в качестве плеч четные и нечетные чувствительные элементы. При полной заправке бака (для СУРТ это состояние является исходным) мост сбалансирован и выходной сигнал равен нулю. При прохождении зеркалом компонента верхней (четной) точки уровнемера емкость чувствительного элемента изменяется, мост разбалансируется, на выходе появляется сигнал напряжения разбаланса.

При прохождении компонентом следующей (нечетной) точки, изменяется емкость другого плеча, мост оказывается опять сбалансированным. Сигналы с датчиков уровня, преобразованные штатным прибором в дискретные сигналы, поступают в стендовую ИУС по трем независимым каналам, являясь входными параметрами алгоритма СУРТ, разработанного Институтом проблем управления Российской академии наук (ИПУ РАН). Алгоритм СУРТ определяет приведенные времена прохождения компонентами текущих уровней T_o , T_2 путем коррекции реальных времен срабатывания точек T_{io} , T_{i2} поправками ξ_o , ξ_2 , учитывающими геометрию топливных баков, погрешность уровнемеров и т.д. Если рассогласование приведенных времен превышает заданную погрешность ΔT_i , алгоритм СУРТ рассчитывает значение рассогласования соотношения компонентов ΔK_m , являющееся входным параметром для алгоритма регулирования разработки НПО “Энергомаш”, управляющего приводами дросселя горючего и регулятора тяги двигателя. Алгоритм регулирования, учитывающий значения тяги для каждого режима работы двигателя, температурные изменения компонентов топлива и текущее положение дросселя горючего, рассчитывает количество шагов соответствующего знака, которые ИУС должна выдать на шаговый двигатель, чтобы компенсировать рассогласование ΔK_m . Кроме того, алгоритм СУРТ имеет диагностическую составляющую, определяющую работоспособное состояние ДУЕ и парирующую “пропуск” точки или отказ уровнемера, переводя систему в режим программного управления. Одновременно с этим обеспечивается заданный профиль тяги с помощью регулятора

расхода горючего, также управляемого по алгоритму регулирования двигателя. Такт работы алгоритмов СУРТ и регулирования двигателя, т.е. период времени, в течение которого выполняется прием сигналов с датчиков уровня, их обработка и формирование управляющего воздействия на приводы, составляет 30 мс.

Подобные системы управления расходом топлива, отличающиеся друг от друга типами применяемых устройств, функционируют и на других изделиях. Например, на третьей ступени РН “Союз-2.1б” с двигателем РД0124 разработки ОАО КБХА сигналы с датчиков уровня преобразуются прибором При из состава штатной системы управления разработки НПО Автоматики (г. Екатеринбург) в кодовый сигнал, транслируемый последовательным интерфейсом ГОСТ Р 52070-2003 (MIL STD 1553B), а отклонение положения вала привода дросселя, управляемого двумя электродвигателями постоянного тока, определяется импульсным датчиком, сигналы которого также преобразуются При. На первой ступени РН “Союз-2.1в” с двигателем НК-33А разработки ОАО «КУЗНЕЦОВ» (г. Самара) положение вала привода дросселя в процессе регулирования не контролируется. Величина ΔK_m определяет длительность управляющего импульса, выдаваемого на одну из рабочих муфт привода в зависимости от знака рассогласования.

Соотношение компонентов топлива и тяга являются важнейшими параметрами ЖРД, определяющими эффективность его работы и надежность. От безошибочной и точной работы алгоритмов регулирования этих параметров зависит выполнение задач испытания по подтверждению заданных характеристик двигателя, а, следовательно, и возможность его использования в составе ракеты-носителя. Для регулирования соотношения компонентов топлива в камере сгорания кислородно-водородного двигателя КВД-1 применена иная схема (рис. 4.32).

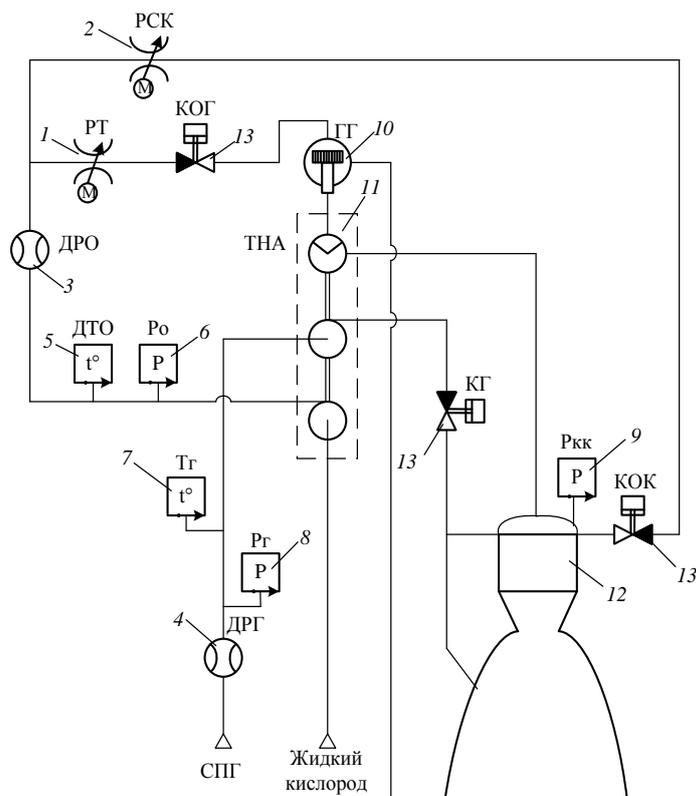


Рис. 4.32. Схема регулирования соотношения компонентов топлива и тяги двигателя на криогенных компонентах СПГ – кислород:

1, 2 – электроуправляемый привод регулятора тяги (РТ) и соотношения компонентов (РСК); 3, 4 – датчики расхода окислителя (ДРО) и горючего (ДРГ); 5 – датчик температуры окислителя (ДТО); 6 – датчик давления окислителя (P₀); 7 – датчик температуры горючего (T_r); 8 – датчик давления горючего (P_r); 9 – датчик давления в камере сгорания (P_{кк}); 10 – газогенератор; 11 – турбонасосный агрегат; 12 – камера сгорания; 13 – клапан (КОГ, КОК, КГ – клапаны окислителя газогенератора, окислителя камеры и горючего соответственно)

Отличием этой схемы является использование датчиков расхода компонентов на входе в двигатель вместо датчиков уровня в баках ступени. Двигатель эксплуатируется в составе криогенного разгонного блока 12КРБ, разработанного ГКНПЦ им. М.В. Хруничева для индийской РН “GSLV”. Отработанная на стендах ФКП “НИЦ РКП” и подтвержденная летными испытаниями, эта схема нашла применение в двигателе разработки КБХМ им. А.М. Исаева, работающем на компонентах СПГ – кислород, стендовые испытания которого проводятся на стенде ФКП “НИЦ РКП”. Рассмотрим данную схему более подробно. Принцип работы схемы отражен в алгоритме и диаграмме, приведенных на рис. 4.33 и 4.34.

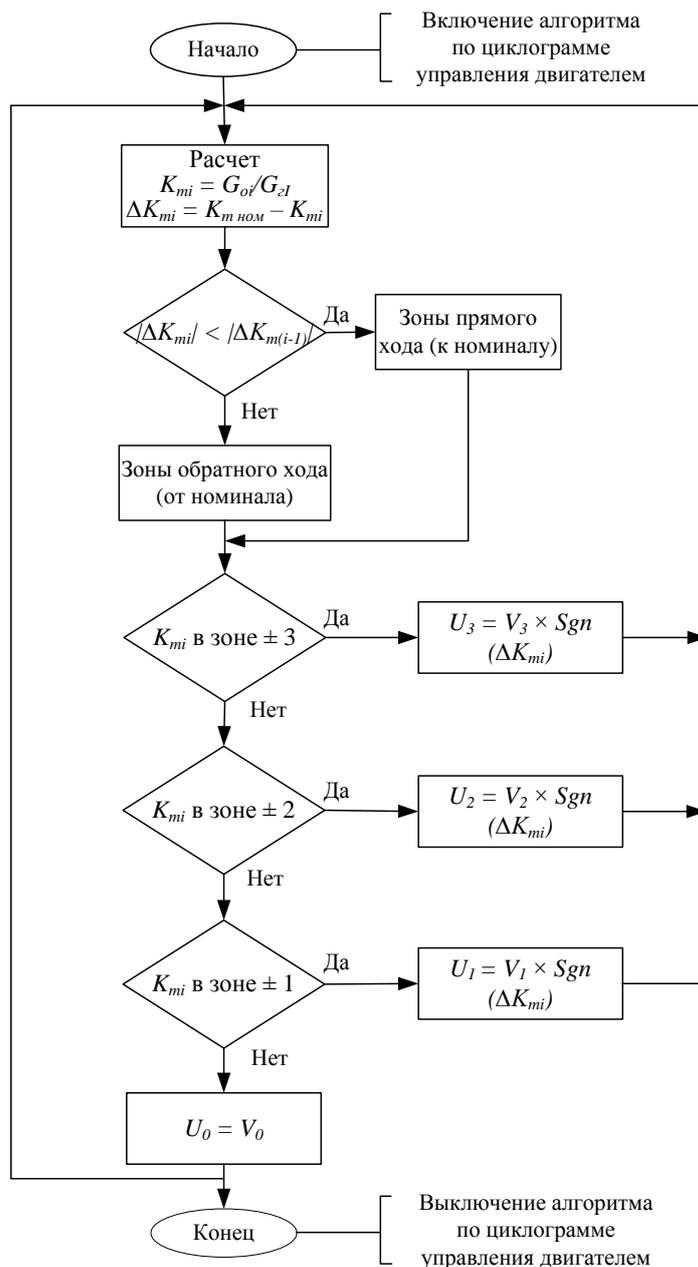


Рис. 4.33. Блок-схема алгоритма регулирования соотношения компонентов топлива в камере сгорания двигателя на криогенных компонентах СПГ – кислород

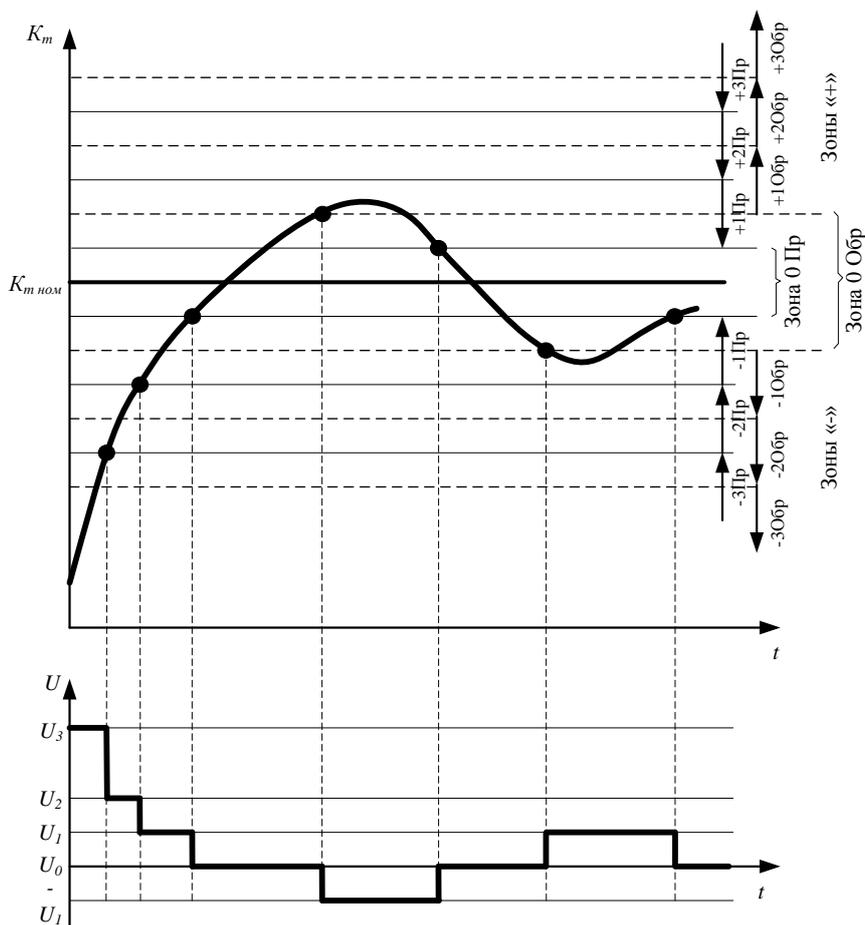


Рис. 4.34. Диаграмма формирования управляющих воздействий на привод в зависимости от текущего значения соотношения компонентов топлива

Соотношение компонентов топлива в камере сгорания рассчитывается как отношение массовых расходов окислителя и горючего по формулам

$$K_m = G_o / G_z;$$

$$G_o = Q_o \gamma_o - 0,1;$$

$$G_z = Q_z \gamma_z;$$

где Q_o – объемный расход окислителя; γ_o – плотность окислителя; Q_z – объемный расход горючего; γ_z – плотность горючего.

Объемные расходы компонентов рассчитываются по уравнениям расходомеров ДРО и ДРГ. Плотности окислителя и горючего также рассчитываются по формулам с использованием значений параметров температур и давлений окислителя и горючего, измеряемых соответствующими датчиками.

После вычислений определяется отклонение текущего вычисленного значения соотношения от заданного (ΔK_{mi}) и его знак ($Sgn(\Delta K_{mi})$). В зависимости от этих параметров формируется управляющее воздействие U на шаговый двигатель регулятора соотношения компонентов (РСК), определяющее скорость V и направление вращения вала привода. Для уменьшения K_m привод уменьшает расход окислителя в камеру сгорания двигателя и наоборот, для увеличения K_m – увеличивается расход. Скорость вращения вала шагового электродвигателя определяется частотой импульсов напряжения, выдаваемых на обмотки, и максимальна в зонах ± 3 , кратно уменьшаясь при уменьшении ΔK_m . Зоны регулирования имеют так называемый гистерезис, обеспечивающий изменение скорости переключки привода на разных значениях ΔK_m при уменьшении и увеличении отклонения от заданного значения, что снижает чувствительность системы к незначительным изменениям соотношения на границах зон. Направление к номинальному значению соотношения на диаграмме условно обозначено как “прямое” ($\pm 1, 2, 3$ Пр в зависимости от знака и величины рассогласования), а в сторону уменьшения – как “обратное” ($\pm 1, 2, 3$ Обр). Нулевые зоны фактически являются зонами нечувствительности, в них вал привода удерживается в неподвижном состоянии. Величина зон подбирается опытным путем и может оперативно корректироваться в процессе регулирования с целью достижения необходимой точности регулирования и качества переходных процессов (устойчивости системы).

Направление изменения соотношения в начале работы алгоритма регулирования на графике показано условно. При испытаниях во время запуска двигателя приводы регуляторов соотношения и тяги автоматически устанавливаются на определенные углы, обеспечивая расчетные значения соотношения компонентов и давление в камере сгорания. Алгоритмы регулирования соотношения и тяги включаются через несколько секунд после запуска, на установившемся режиме. Поэтому значение соотношения компонентов на момент начала регулирования зависит от расчета и может совпадать с номинальным значением или отличаться от него как в положительную, так и в отрицательную сторону.

Регулирование тяги двигателя при стендовых испытаниях осуществляется по давлению в камере сгорания, измеряемому датчиком $P_{кк}$. Алгоритм поддержания давления по своей структуре аналогичен алгоритму регулирования соотношения компонентов, включая процедуры формирования управляющего воздействия на шаговый двигатель регулятора тяги, определяющий расход окислителя в газогенератор. Так называемый “зонный” алгоритм управления используется и при установке приводов регуляторов соотношения и тяги на заданные углы при запуске двигателя.

Одним из самых сложных алгоритмов управления, реализованных в стендовых ИУС ФКП “НИЦ РКП”, стал алгоритм поддержания и контроля давления в баках и шар-баллонах блоков первой и третьей ступеней космического ракетного комплекса (КРК) “Ангара” [4.12, 4.13]. Отработка измерительной системы абсолютного давления (ИСАД) и алгоритма ее функционирования была одной из задач при испытаниях ступеней комплекса на стенде ИС-102 НИЦ РКП. Схема системы наддува с ИСАД баков первой ступени КРК “Ангара” приведена на рис. 4.35.

Система ИСАД разработки НИИФИ (г. Пенза) состоит из десяти функциональных датчиков абсолютного давления (ФДД), бортовой кабельной сети и нормализующего преобразователя функциональных датчиков (НПФД). ФДД установлены в пяти точках измерения давления – в баках окислителя и горючего (ФДДО, ФДДГ), в шар-баллонах наддува и управления (ФДДШБН) и ресивере демпфера магистрали окислителя. В каждой точке установлено по два датчика, имеющих по два независимых канала. Таким образом, в каждой измерительной точке образовано четыре независимых измерительных канала, три из которых после преобразования сигнала в НПФД в виде последовательных цифровых кодов направлялись в ИУС, а один – в стендовую систему измерения. В контроллерах ИУС цифровые коды по каждому из трех каналов преобразовывались с помощью градуировочных коэффициентов в физические значения давления, которые обрабатывались алгоритмом фильтрации, оценки давления в емкостях и диагностики работы штатных клапанов разработки ИПУ РАН (алгоритм ИСАД). Полученные в результате обработки значения

давлений в баках и шар-баллонах использовались для управления штатными клапанами и дополнительными системами изделия (аварийный наддув, дренаж, слив, сброс давления из ШБ и др.) с помощью алгоритма ПГСП разработки ИПУ РАН и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

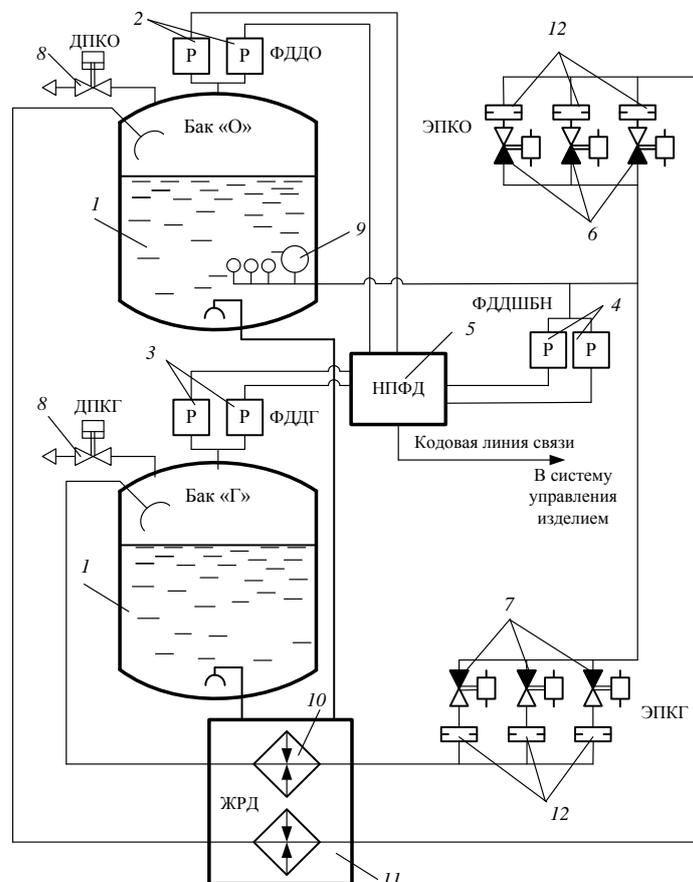


Рис. 4.35. Схема ПГСП системы наддува с ИСАД

- 1 – топливный бак с компонентом; 2 – функциональные датчики давления бака О; 3 – функциональные датчики давления бака Г; 4 – функциональный датчик давления бака наддува; 5 – нормализующий преобразователь функциональных датчиков; 6 – ЭПК наддува бака О; 7 – ЭПК наддува бака Г; 8 – дренажно-предохранительный клапан; 9 – погруженные шар-баллоны; 10 – теплообменник двигателя; 11 – двигатель; 12 – жиклеры

В целом алгоритм наддува баков и контроля давления в шар-баллонах имеет два такта – малый и алгоритмический. Преобразование кодов НПФД и регистрация величин давлений выполняется в малом такте длительностью 30 мс, а обработка измеренных параметров и выработка

управляющих воздействий на клапаны системы – в алгоритмическом такте, длительность которого составляет 0,5 с.

В общую схему алгоритма работы системы наддува баков первой ступени КРК “Ангара” (рис. 4.36) входят следующие функциональные блоки: БНС – блок начальных состояний переменных алгоритма; БНВ – блок начальных включений ЭПК наддува бака; БФМ – блок фильтрации сигналов с ФДД в малом такте; БФАТ – блок формирования алгоритмического такта работы системы ПГСП; БПО – блок предварительной обработки сигналов с ФДД; БФПД – блок фильтрации приращений давлений на алгоритмических тактах; БФОП – блок фильтрации с использованием отклонений от прогноза; БДРК – блок диагностики работы клапанов; БОД – блок оценки давления в шар-баллонах; БФГ – блок формирования верхней и нижней границ диапазона поддержания давления наддува в подушке бака; БУН – блок управления ЭПК наддува бака в штатной ситуации; БУД – блок управления клапаном дренажа бака в штатной ситуации; БУКН – блок управления клапанами в нештатных ситуациях, связанных с отказом на открытие и закрытие; БУНОД – блок управления ЭПК наддува бака в условиях отказа датчика давления в подушке бака; БУОН – блок управления в условиях отказа системы измерения давления.

Принцип работы алгоритмов ИСАД и ПГСП следующий. При включении алгоритма ИСАД происходит установка начальных состояний переменных и констант алгоритма, а также – начальные включения ЭПК наддува баков в случае, если включен алгоритм ПГСП. В малых тактах выполняется считывание и регистрация значений параметров давлений с ФДД. Измерительная информация о давлении наряду с полезной составляющей содержит ошибки, связанные с воздействием на датчики вибраций в широком диапазоне частот, со случайным разбросом технологических характеристик и отклонениями температуры ИСАД.

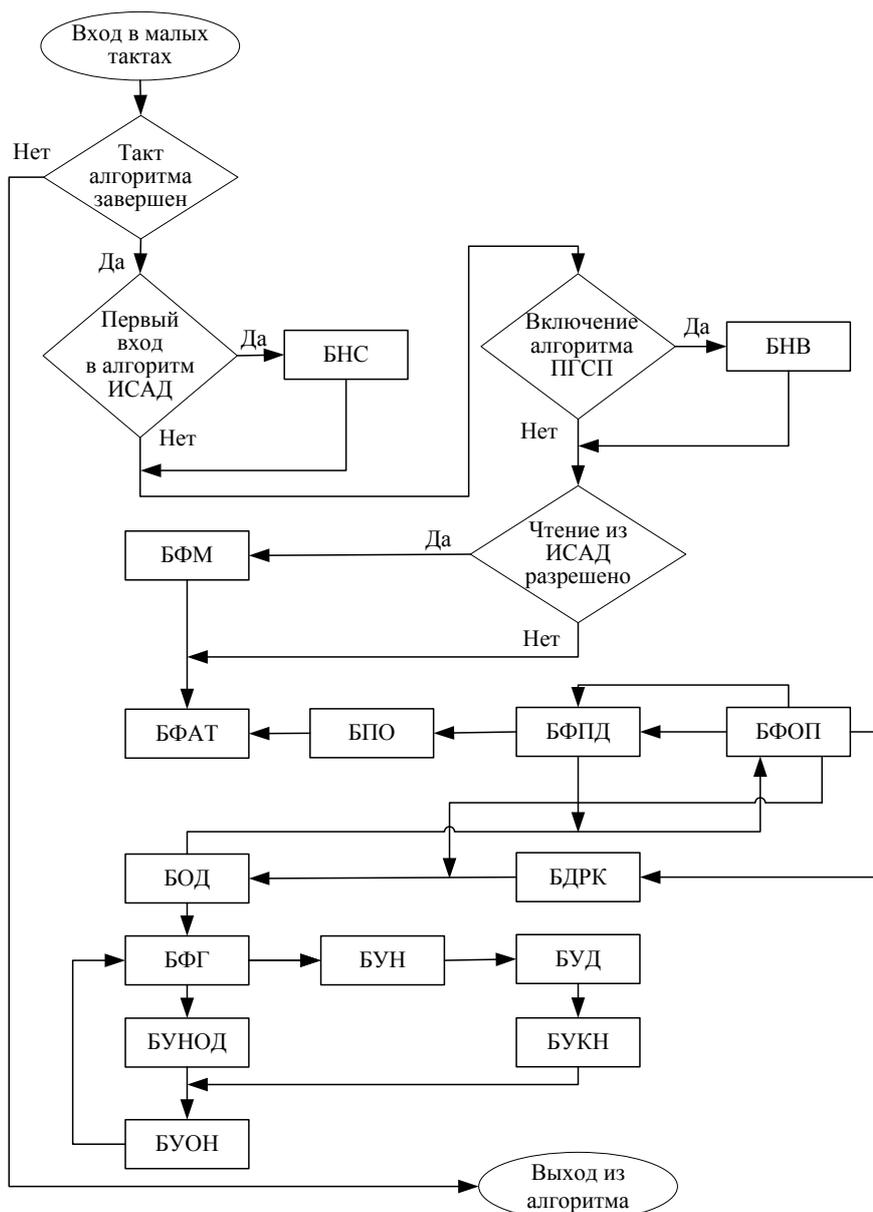


Рис. 4.36. Общая блок-схема алгоритма управления ПГС ступени РН

В связи с этим, в алгоритмическом такте происходит обработка накопленной информации, включающая в себя осреднение (с целью фильтрации высокочастотных составляющих) и оценку достоверности принятой информации, расчет приращений давлений в смежных тактах, фильтрацию величин давлений в подушках баков с использованием отклонений от прогнозных значений, рассчитанных в предыдущем такте (фильтрация помех с периодичностью, совпадающей с длительностью алгоритмического такта), и присвоение признаков достоверности каналам

измерения давлений. Определяются верхняя и нижняя границы диапазона регулирования, изменяемые программно в зависимости от фазы работы ДУ. Выполняется также результирующая оценка давлений в шар-баллонах на основании сопоставления сигналов с отдельных каналов ФДД. График изменения давления при работе системы наддува первой ступени РН “Ангара” с границами диапазона регулирования приведен на рис. 4.37.

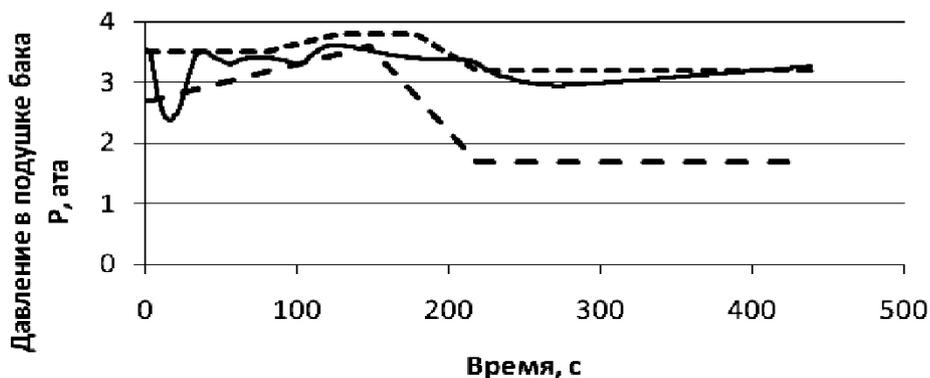


Рис. 4.37. График изменения давления при работе системы наддува бака

Выработка управляющих воздействий на клапаны системы наддува осуществляется по результатам сравнения вычисленного прогнозируемого значения давления в подушке с прогнозируемыми значениями верхней и нижней границ диапазона регулирования. Управление давлением наддува производится путем изменения суммарного проходного сечения жиклеров по командам алгоритма на включение и выключение ЭПК. При наличии трех ЭПК с жиклерами разного диаметра достигается $2^3 = 8$ различных проходных сечений жиклеров (включая состояние с нулевым проходным сечением).

Отличительной особенностью алгоритма является наличие в структуре алгоритма управления ПГСБ блоков диагностики нештатных ситуаций в работе датчиков давления, ЭПК и дренажно-предохранительных клапанов (ДПК), повышающих свойства отказоустойчивости системы и, как следствие, живучести двигательной установки в полете. По данным диагностики

производится перенастройка алгоритма управления, позволяющая сохранить работоспособность системы и обеспечить приемлемые показатели точности. Диагностика работы ЭПК и ДПК построена на пороговом принципе. Он состоит в том, что при нормальной работе клапанов давление в баках не должно выходить за диагностические пределы. В случае диагностирования несрабатывания ЭПК или ДПК на “открытие” или “закрытие” невыполненная команда снимается и по определенной программе однократно или многократно подается вновь на отказавший клапан. Описанные действия предназначены для устранения отказов, связанных, например, в ДПК с «примерзанием» подвижных элементов клапанов, работающих в криогенной среде, попаданием посторонних частиц между тарелью клапана и седлом и т.п.

В случае диагностики полного отказа датчиков давления в каком-либо из баков осуществляется переход на программное включение ЭПК в заданной последовательности.

В общей сложности штатный алгоритм поддержания давления в баках с использованием функциональных датчиков давления и программно управляемой гребенки ЭПК наддува содержит полтора десятка блоков, включающих в себя около сотни условных переходов, и использует около 150 параметров, каждый из которых принимает несколько значений (до десяти). Основная сложность при отладке запрограммированного алгоритма заключалась в проверке правильности его реализации. Проверить такой разветвленный алгоритм без применения имитационных моделей не представлялось возможным. Кроме этого, при отладке было использовано специальное тестовое обеспечение, разработанное ИПУ РАН. После проведения автономных проверок функционирования алгоритма в составе ИУС были проведены комплексные испытания с подачей давления на функциональные датчики изделия и регистрацией управляющих воздействий, выработанных алгоритмом, без выдачи их на ЭПК наддува и дренажа.

Выводы по главе 4

Анализ развития стендовых систем автоматизации испытаний позволяет сделать следующие выводы:

1. В части ИИС прослеживается тенденция к интеграции систем измерений быстро и медленно меняющихся параметров с формированием единого синхронизированного потока данных. Средства синхронизации на базе единого и точного времени, использующие глобальные спутниковые системы GPS и ГЛОНАСС, уже сейчас позволяют строить сложные и распределённые измерительные комплексы для решения широкого круга задач.
2. В части ИУС, в связи с усложнением задач испытаний, алгоритмов управления стендом и изделием, повышением требований к живучести, всё большее значение приобретают задачи: увеличения вычислительной мощности контроллерного оборудования; увеличения пропускной способности интерфейсов обмена данными между подсистемами ИУС, между контроллерами и модулями связи с объектом, между контроллерами и операторским персоналом; интеграции с ИИС при обеспечении синхронизации измерений ИУС и ИИС по сигналам точного времени GPS и ГЛОНАСС; совершенствования структуры ИИУ с целью повышения надёжности и живучести при отказах оборудования и линий связи.
3. В части САЗ, в связи с повышением требований к времени реакции и охвату аварийных ситуаций, развитие данных систем будет вестись в направлениях уже перечисленных выше, а также совершенствования алгоритмического обеспечения САЗ, в том числе с применением анализа не только традиционных медленноменяющихся параметров, но и быстроменяющихся, таких как вибрации.
4. Опыт использования систем контроля и диагностики состояния стенда и объекта испытания показал их всё возрастающую актуальность для обеспечения безопасности испытаний и повышения живучести стендов. Дальнейшее развитие данных систем будет связано с программно-алгоритмическим насыщением, а также с

организацией удалённого доступа к предоставляемой ими информации на предприятиях – заказчиков испытаний в режиме реального времени с помощью интернет - технологий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ К ГЛАВЕ 4

1. Испытательные комплексы и экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей / А.Г. Галеев, К.П. Денисов, В.И. Ищенко, В.А. Лисейкин, Г.Г. Сайдов, А.Ю. Черкашин; Под ред. Н.Ф. Моисеева / - М.: Машиностроение / Машиностроение-Полёт, 2012. - 368 с.: ил.
2. Информационно-управляющие системы для стендовых испытаний ЖРД и двигательных установок / В.А. Лисейкин, В.В. Милютин, Г.Г. Сайдов, И.А. Тожокин. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2012. – 406 с.: ил.
3. Беляев Н.М., Беляков В.П и др. Стендовые измерения при испытаниях ракетных двигателей, двигательных установок и ракет. Том 1. Машиностроение, 1967.
4. Галеев А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок, Руководство для инженеров испытателей. Г. Пересвет, Московская область. Изд-во ФКП “НИЦ РКП”, 2010. – 178 с.: ил.
5. www.ni.com - официальный сайт фирмы NationalInstruments (США).
6. <http://vxi.ru/> - сайт Информационно-измерительные технологии VXI.
7. <http://www.vxi.su/> - сайт VXI - стандарт информационных и контрольно-измерительных технологий.
8. <http://www.lxi.ru/> - сайт LXI - стандарт информационных и контрольно-измерительных технологий.
9. <http://www.nppmera.ru/> – сайт НПП «МЕРА».
10. <http://www.inftest.ru/> – сайт холдинга “Информтест” .
11. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Потапов И.А., Фролов С.В. / Автоматизация испытаний изделий ракетно-космической техники // Вестник метролога №2, 2005.
12. Лисейкин В.А., Милютин В.В., Тожокин И.А. / Информационно-управляющая система для стендовых испытаний РН “Ангара” // Общероссийский научно-технический журнал Полёт. – 2009. Специальный выпуск.
13. Гордеев В.А., Иванов В.П., Партола И.С. / Гибкое управление ПГСП ракеты космического назначения с помощью унифицированных средств // Общероссийский научно-технический журнал Полёт. – 2011. Специальный выпуск.
14. Фёдоров Ю.Н. Справочник инженера по АСУТП: Проектирование и разработка. Учебно-практическое пособие. – М.: Изд-во Инфра-Инженерия, 2008. – 928 с.: ил.

15. Лисейкин В.А. К вопросам надёжности стендовых систем управления и аварийной защиты при испытаниях ЖРД и ДУ // Общероссийский научно-технический журнал Полёт. №12, 2012.
16. Отчет-заключение № 101-1237-06. О состоянии отработки алгоритмов контроля и управления двигателя РД0124А-И к проведению ОСИ в составе изд. И5А2С, Воронеж, КБХА, 2007.
17. Абросимов А.В. , Бахтина Н.Н., Бизяев Р.В., Кожухов И.В., Лисейкин В.А. Милютин В.В., Степанова М.В. / Система контроля, диагностики и отображения параметров изделия для стендовых испытаний ступеней РН “Ангара” // Сборник трудов ГКНПЦ им. В.М. Хруничева, - 2012.
18. Испытания жидкостных ракетных двигателей // А.Е.Жуковский, В.С. Кондрусев, В.Я Левин и др. М.: Машиностроение, 1992.

ГЛАВА 5.

ДИАГНОСТИКА

ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ

НЕУСТОЙЧИВОСТИ

РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В

КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

ЖРД

Обеспечение устойчивости горения в камерах и газогенераторах жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) по отношению к высокочастотным колебаниям давления до сих пор остается проблемой, во многом определяющей содержание и объем экспериментальной отработки двигателей. Материал, изложенный в данной главе, является логическим дополнением содержания и объема экспериментальной отработки ЖРД, которая проводится согласно комплексному плану экспериментальной отработки (КПЭО) [5.1 - 5.3].

Высокочастотная неустойчивость горения характеризуется спонтанным переходом режима горения из состояния со случайными малыми колебаниями давления (шумами) в состояние с регулярными автоколебаниями с амплитудой, на порядок и более превышающей исходный шумовой уровень.

Возникновение таких автоколебаний – существенно негативное явление для камеры сгорания, так как обычно приводит к потере работоспособности двигателя.

Явление самовозбуждения автоколебаний часто обладает низкой воспроизводимостью, имеет случайный, статистический характер и в ряде случаев может быть отнесено к категории редких событий. Нередко при отработке двигателя случаи высокочастотной неустойчивости горения не возникали. При этом проводились сотни испытаний и лишь потом после сдачи двигателя в серийное производство эти случаи «внезапно» проявлялись.

Неустойчивость горения в ЖРД – это скорее не исключение, а правило. При этом возникновение неустойчивости возможно в камере сгорания любого высоконапряженного двигателя с дозвуковым горением на том или ином режиме его работы, если не принять специальных мер борьбы с данным явлением.

Феномен неустойчивости горения в ЖРД активно исследовался (и продолжает исследоваться) теоретически и экспериментально, начиная с пятидесятих годов прошлого века как в нашей стране, так и за рубежом [5.4,

5.5] Основная цель исследований – разработка адекватной конструктивной теории явления. Конечная цель такой теории состояла бы в том, чтобы гарантировать на её основе устойчивую работу разрабатываемого двигателя в процессе его последующей эксплуатации. Однако к настоящему времени состояние подобной теории все ещё очень далеко от стадии завершения и возможности практического использования в силу чрезвычайной сложности проблемы. В этой связи первостепенное значение приобретает разработка эффективных методов экспериментальной диагностики неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД при стендовой отработке двигателей.

Основной задачей диагностики высокочастотной неустойчивости рабочего процесса (процесса горения) в ЖРД является выявление тем или иным способом склонности камеры сгорания к самопроизвольному возбуждению регулярных высокочастотных акустических колебаний на тех или иных установившихся или неуставившихся функциональных режимах работы двигателя.

Методы диагностики высокочастотной неустойчивости можно разделить на *активный* и *пассивный* [5.6].

Суть *активного* метода состоит в следующем. В камеру сгорания на исследуемом режиме ее работы вводятся искусственные (тестирующие) импульсные газодинамические возмущения от специального источника и проводятся наблюдения (с помощью датчиков) за реакцией процесса горения на внесенные возмущения. Процесс горения считается динамически устойчивым (или потенциально неустойчивым) в зависимости от того, возвращаются его характеристики (или не возвращаются) в исходное невозмущенное состояние. В качестве основной динамической характеристики обычно используется пульсационное давление в реакционном объеме камеры сгорания (или в предфорсуночных полостях). При этом запас устойчивости исходного состояния определяется исходя из минимального возмущения давления, вызывающего переход горения в автоколебательный режим.

Необходимость тестирования камер сгорания ЖРД на устойчивость горения по отношению к конечным возмущениям диктуется существенной нелинейностью процессов преобразования топлива в продукты сгорания.

Преимущества метода искусственных возмущений (в сравнении с другими, например, методом статистических испытаний [5.4]) состоят в следующем:

- искусственные возмущения можно вводить в камеру сгорания в заранее заданной последовательности и с определенной интенсивностью, что позволяет количественно оценить запас устойчивости рабочего процесса;
- в возможности контроля момента инициирования возмущения (в случае использования внешних импульсных возмущающих устройств);
- в резком сокращении количества требуемых для оценки устойчивости огневых испытаний за счет внесения серии возмущений в течении одного испытания;
- в возможности проведения оценки устойчивости на запуске и других переходных режимах.

В отличие от *активного, пассивный* метод диагностики неустойчивости горения не требует ввода в камеру сгорания каких-либо искусственных возмущений. В данном случае источником возмущений являются собственные флуктуационные шумы камеры сгорания (эти шумы постоянно “прощупывают” камеру сгорания на динамическую устойчивость в окрестности реализованного стационарного состояния). Однако диагностическая способность внутрикамерных шумов весьма ограничена вследствие того, что их амплитуда, как правило, недостаточна для преодоления “потенциального барьера”, отделяющего шумовое состояние от автоколебательного.

В этой связи *пассивный* метод диагностики позволяет на основе зарегистрированной датчиком временной реализации резонансного шума горения проводить лишь оценку ряда показателей линейной (локальной) устойчивости процесса горения, а также выявлять тенденции изменения этих показателей в пространстве режимных параметров работы двигателя

(в частности, осуществлять прогнозирование наличия или отсутствия границы устойчивости по тому или иному режимному параметру, а также проводить селекцию вариантов системы смесеобразования по степени демпфирования энергии акустических колебаний).

В основе оценки локальной устойчивости по внутрикамерным шумам лежит тот или иной способ определения соответствующего показателя устойчивости – величины декремента колебаний (коэффициента затухания). Оценка этих показателей основана на наличии определенной связи между параметрами колебательной системы, находящейся под воздействием широкополосного случайного процесса (шума турбулентного горения), и статистическими характеристиками выходного сигнала датчика пульсаций давления, установленного в реакционном объеме камеры сгорания.

5.1. ДИАГНОСТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ КАК ПОТЕНЦИАЛЬНО АВТОКОЛЕБАТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Прогнозирование устойчивой – неустойчивой работы камеры сгорания двигателя требует построения диагностической модели явления той или иной степени сложности. Диагностическая модель диктует выбор средств и процедуру оценки устойчивости в процессе отработки двигателя, а также последующую схему принятия решений. Желательно, чтобы диагностическая модель была достаточно простой, но, тем не менее, адекватно отражала состояние и свойства объекта диагностики (камеры сгорания) как потенциально автоколебательной системы. Адекватность диагностической модели определяет степень достоверности результатов диагноза и принятых на их основе решений.

5.1.1. Линейная диагностическая модель (система с «мягким» самовозбуждением автоколебаний)

Основным источником информации об устойчивости (неустойчивости) горения являются сигналы датчиков пульсаций давления, установленных в реакционном объеме камеры сгорания.

Модельные и натурные эксперименты с камерами сгорания показывают, что на динамически устойчивых режимах работы спектр сигналов датчиков внутрикамерных пульсаций давления $P'(t)$, как правило, имеет характер широкополосного шума, на фоне которого выделяется ряд узкополосных составляющих (рис. 5.1).

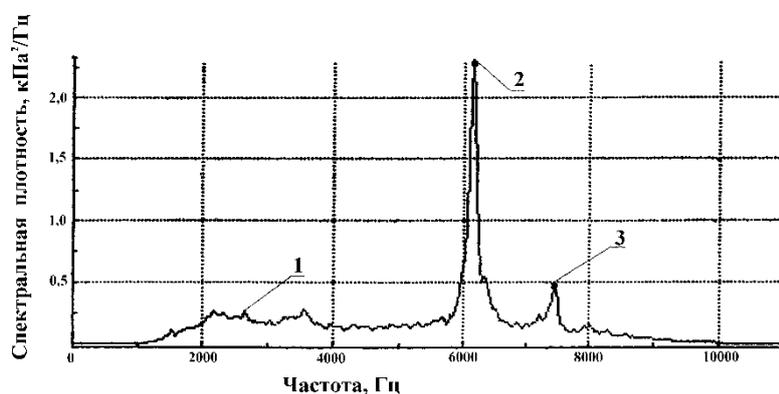


Рис. 5.1. Спектральная плотность мощности внутрикамерного шума:

1 – широкополосный шум; 2, 3 – узкополосные составляющие

Центральные частоты некоторых представителей этого ряда близки к расчетным для нормальных мод (собственных форм) акустических колебаний реакционного объема камеры сгорания. Временные реализации пульсационного давления ($P'(t)$) таких узкополосных составляющих представляют собой случайно модулированные по амплитуде и фазе квазигармонические сигналы, обладающие следующими статическими характеристикам (рис. 5.2):

- автокорреляционная функция $R(\tau)$ близка к экспоненциально – косинусной;

- плотность вероятности мгновенных значений $W_{cm}(P'_v)$ близка к гауссовой (нормальной);
- плотность вероятности $W_{cm}(\lambda)$ огибающей (амплитуды) близка к релевской.

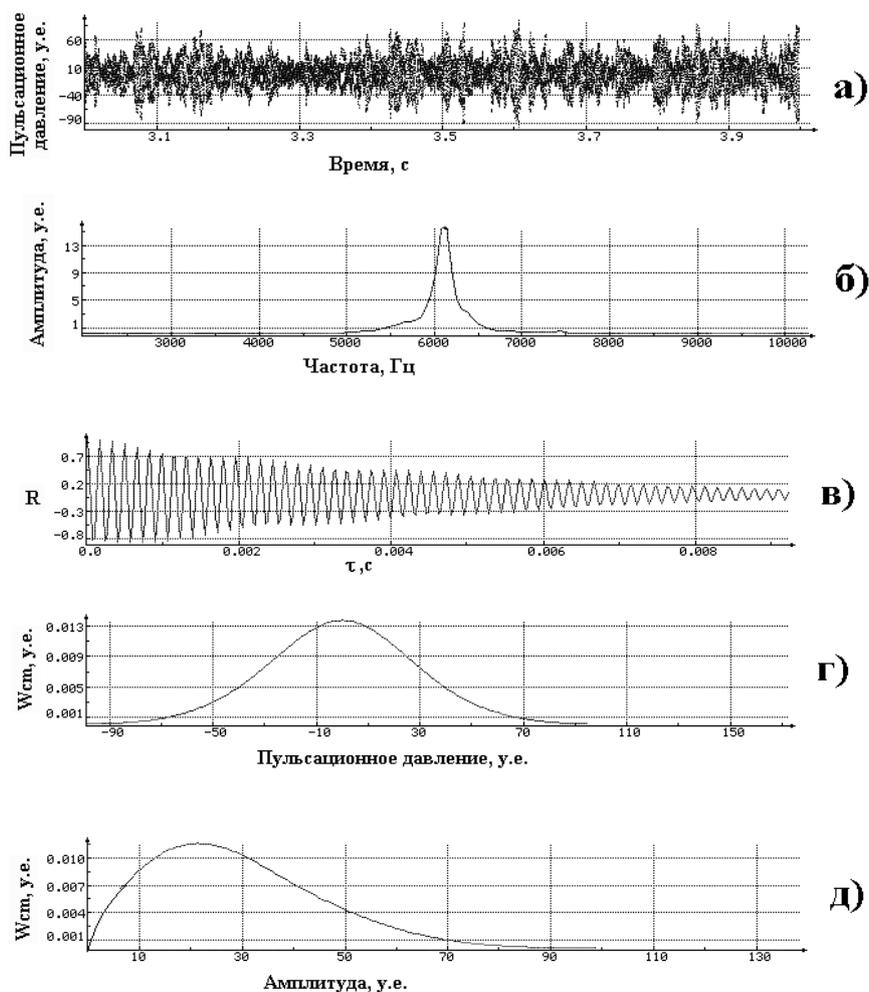


Рис. 5.2. Статистические характеристики сигнала класса “РЛУШГ”:

а) – реализация; б) – амплитудный спектр; в) – автокорреляционная функция; г) – плотность вероятности мгновенных значений; д) – плотность вероятности огибающей

Эвристически данная совокупность признаков позволяет идентифицировать наблюдаемые узкополосные составляющие как резонансный линейный узкополосный шум горения – “РЛУШГ”.

Высокочастотная неустойчивость рабочего процесса характеризуется переходом динамического режима горения из состояния со случайными

малыми колебаниями давления (шумами) в состоянии с упорядоченными периодическими автоколебаниями относительно большой амплитуды. При этом одnogорбое гауссово распределение мгновенных значений сигнала датчика пульсаций давления сменяется двугорбым, а распределение амплитуды сигнала становится близким к нормальному (рис. 5.3).

Возбуждение регулярных автоколебаний происходит, как правило, на основной частоте, близкой к той или иной частоте собственных форм акустических колебаний реакционного объема камеры сгорания (чаще всего возбуждаются низшие формы поперечных колебаний) [5.7, 5.8].

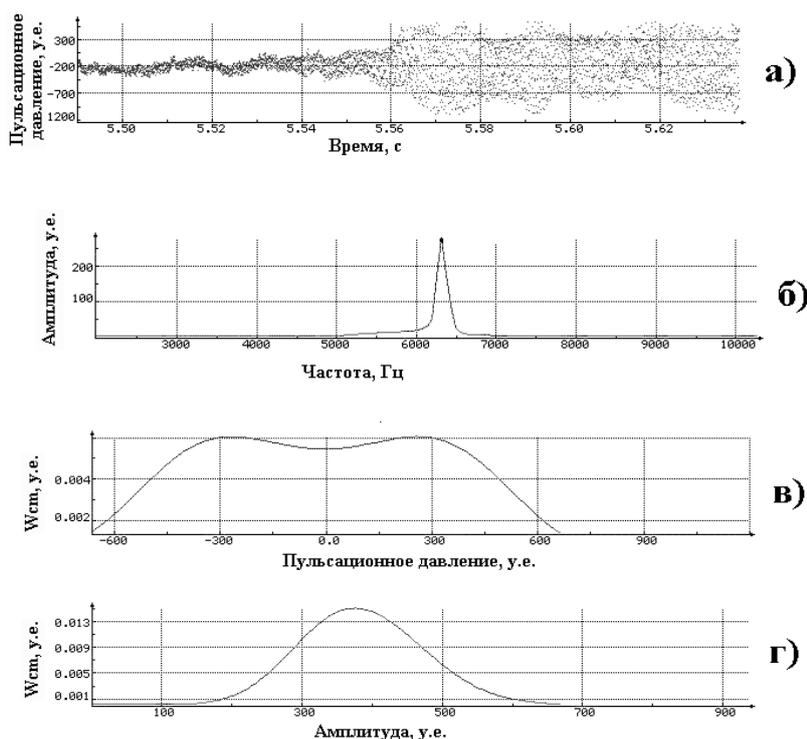


Рис. 5.3. Статистические характеристики сигнала класса «автоколебания»:

- а) – реализация; б) – амплитудный спектр; в) – плотность вероятности мгновенных значений; г) – плотность вероятности огибающей

Практика обработки ЖРД, а также лабораторные исследования явления неустойчивости горения показывают, что в ряде случаев переход из исходного шумового состояния в автоколебательное происходит при достижении теми или иными режимными параметрами камеры сгорания некоторых определенных для конкретного двигателя значений (в терминах

теории автоколебаний – бифуркационных значений). В таких случаях принято говорить о наличии “границы устойчивости” в пространстве режимных управляющих параметров (таких как давление в камере, соотношение компонентов топлива и др.).

Динамический режим самовозбуждения автоколебаний в подобных случаях принято называть «мягким», подразумевая под этим, что самовозбуждение происходит плавно с уровня внутрикамерных шумов (см. рис. 5.3).

Рассмотренные экспериментальные факты с учетом того, что временная реализация пульсаций давления в точке измерения должна подчиняться волновому уравнению, приводят к заключению, что простейшей диагностической моделью камеры сгорания как потенциально автоколебательной системы на «шумовых» режимах ее работы может служить диссипативная динамическая система второго порядка, возбуждаемая случайным широкополосным шумом [5.8]:

$$\frac{d^2 Y_v}{dt^2} + 2\delta_v(\Pi) \frac{dY_v}{dt} + \omega_{ov}^2 Y_v = \omega_{ov}^2 \xi(t); \quad (5.1)$$

$$\frac{\omega_{ov}}{\delta_v} \gg 1; \delta_v(\Pi) = (\delta_{v0} - \delta_{vT}) \gg 0$$

(по одному уравнению (5.1) на каждую моду нормальных акустических колебаний внутрикамерного объема).

Здесь: Y_v – временная реализация узкополосного случайного процесса; ω_{ov} – круговая частота собственных колебаний (без затухания); t – время; δ_{v0}, δ_{vT} – соответственно коэффициенты диссипации и генерации акустической энергии в той моде нормальных колебаний, являющиеся функциями параметров Π режима работы камеры сгорания; $\xi(t)$ – стационарное нормальное случайное широкополосное воздействие (шум турбулентного горения).

Теоретически уравнения (5.1) могут быть получены путем разложения решения волнового уравнения для камеры сгорания (со случайным

источниковым членом) в ряд по собственным функциям $\psi_v(\vec{r})$ соответствующей краевой задачи [5.7, 5.8]:

$$P'(\vec{r}, t) = \sum_N Y_v(t) \cdot \psi_v(\vec{r}). \quad (5.2)$$

Здесь: P' – пульсационное давление; \vec{r} – радиус-вектор пространственных координат.

Устойчивость или неустойчивость движения каждой моды динамической системы (5.1) определяется знаком $\delta_v = (\delta_{v\partial} - \delta_{v\Gamma})$. Если $\delta_v > 0$, то естественное движение устойчиво, собственные колебания затухают. Если $\delta_v < 0$, то движение неустойчиво – амплитуда колебаний нарастает по экспоненциальному закону. Условие $\delta_v = (\delta_{v\partial} - \delta_{v\Gamma}) = 0$ определяет нейтральную (маргинальную) устойчивость: колебания не растут и не затухают. В пространстве же режимных управляющих параметров Π условие $\delta_v = 0$ соответствует границе линейной устойчивости.

В рамках динамической модели (5.1) декремент малых колебаний $d_v = \delta_v T_v$ в окрестности резонансной частоты $f_v = \frac{1}{T_v}$ реакционного объема камеры сгорания является диагностическим показателем запаса линейной устойчивости процесса горения, ибо [5.6]:

$$d_v = \delta_v T_v = \frac{dE}{2E_3 dt} = \frac{E_\partial - E_\Gamma}{2E_3}. \quad (5.3)$$

Здесь: T_v – период колебаний; E_∂ – акустическая энергия, диссипируемая колебательной системой за период колебаний; E_Γ – акустическая энергия, генерируемая колебательной системой за период колебаний; E_3 – акустическая энергия, запасенная системой за период колебаний.

С точки зрения диагностики неустойчивости принципиально важно, что при наличии в правой части уравнения (5.1) случайного источника $\xi(t)$, моделирующего широкополосное воздействие шума турбулентного горения, параметры модели, а именно: собственная круговая частота ω_{ov} и коэффициент затухания δ_v идентифицируемы, т.е. могут быть

восстановлены по наблюдаемой реализации $Y_v(t)$. В частности, при рассмотренном линейном механизме формирования сигнала в окрестности резонансной частоты ν -той моды акустических колебаний реакционного объема камеры сгорания ширина пика Δf спектральной плотности $S(f)$ сигнала $Y(t)$ на уровне $0,5S_{\text{макс}}$ пропорциональна величине декремента ν -той моды [5.9]:

$$d_\nu = \delta_\nu T_\nu = \frac{\pi \Delta f_\nu}{f_\nu}, \quad (5.4)$$

где T_ν – период колебаний ν -той моды.

Прогнозирование границы линейной устойчивости по какому-либо режимному параметру Π_i может осуществляться по тенденции изменения d_ν в направлении изменения режимного параметра Π_i (рис. 5.4). В данном случае $\Pi_i \equiv \dot{m}_r$ – массовый расход горючего через форсунку.

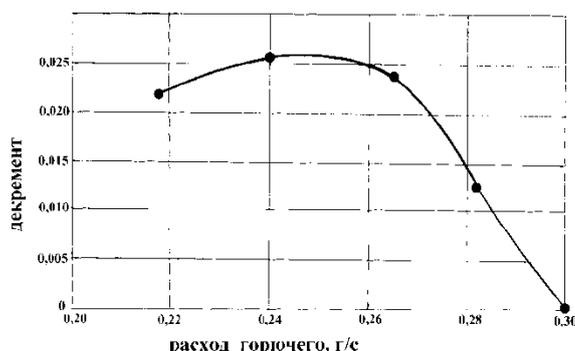


Рис. 5.4. Характер изменения декремента колебаний при приближении к границе устойчивости по расходу горючего через форсунку (однофорсуночная модельная камера сгорания)

Уменьшение декремента колебаний в направлении изменения режимного параметра Π_i может являться признаком приближения к границе линейной устойчивости по параметру Π_i . Уменьшение декремента колебаний в этом случае сопровождается ростом амплитуды колебаний согласно выражению [5.9]:

$$\lambda_\nu \sim \frac{1}{\sqrt{d_\nu}}. \quad (5.5)$$

Однако, как видно из (5.5), линейная диагностическая модель (5.1) теряет адекватность вблизи границы и на границе устойчивости по режимному параметру Π_i . Согласно (5.5) при $d_v \rightarrow 0$ $\lambda \rightarrow \infty$, т.е. амплитуда резонансных колебаний, возбуждаемых широкополосным шумом $\xi(t)$, стремится к бесконечности, что физически нереально. Интуитивно ясно, что амплитуда резонансных колебаний не может превзойти амплитуду устойчивого предельного цикла (УПЦ) автоколебаний.

Опыт практического использования диагностической модели (5.1) показывает, что для камер сгорания потеря адекватности модели наступает при $d_v < 0,01$.

Формально неадекватность модели (5.1) вблизи границы и на границе устойчивости в простейшем случае может быть устранена путем введения нелинейного затухания, например, так:

$$\frac{d^2 Y_v}{dt^2} + 2\{\delta_v(\lambda_v)\} \frac{dY_v}{dt} + \omega_{ov}^2 Y_v = \omega_{ov}^2 \xi(t). \quad (5.6)$$

Здесь $\delta(\lambda_v)$ – возрастающая функция амплитуды колебаний λ_v .

Используя условие малости изменения амплитуды и фазы за период колебаний и применяя известный метод усреднения, можно получить следующее эволюционное уравнение, описывающее динамику v -той нормальной моды рассматриваемой потенциально автоколебательной системы [5.38, 5.10]:

$$\frac{d\lambda_v}{dt} = -\delta_v(\lambda_v) \cdot \lambda_v + \omega_{ov}^2 N_o / 8\lambda_v + \varepsilon(t). \quad (5.7)$$

Здесь: $N_o = const$ – спектральная плотность шумового воздействия в окрестности резонансной частоты ω_{ov} ; $\varepsilon(t)$ – нормальная случайная функция с нулевым средним и дельта-функцией корреляции.

При условии, что $\varepsilon(t)$ – белый шум, а $\lambda_v(t)$ – медленноменяющаяся функция по сравнению с периодом колебаний, эволюционное уравнение (5.7) описывает одномерный марковский случайный процесс с коэффициентами “сноса”

$$\alpha(\lambda_v) = -\delta(\lambda_v) \cdot \lambda_v + \omega_o^2 N_o / 8\lambda_v \quad (5.8)$$

и “диффузии”

$$b(\lambda_v) = \frac{\omega_{ov}^2 \cdot N_o}{4}. \quad (5.9)$$

В целях упрощения записи в дальнейшем мы будем опускать индекс v , показывающий принадлежность параметров модели v -той моде нормальных колебаний реакционного объема камеры сгорания в силу того, что мы используем одномодовое приближение.

Стохастическому дифференциальному уравнению (5.7) можно поставить в соответствие уравнение Фоккера-Планка для стационарной плотности вероятности амплитуды $W_{ст}(\lambda)$ [5.10]:

$$\frac{d}{d\lambda} [b(\lambda) \cdot W_{cm}(\lambda)] - 2\alpha(\lambda) \cdot W_{cm}(\lambda) = -2G \quad (5.10)$$

с граничными условиями:

$$G(0, t) = G(\infty, t) = 0,$$

где G – поток вероятности через границы.

Решением (5.10) является:

$$W_{cm}(\lambda) = c \cdot \lambda \cdot \exp \left[2 \int_o^\lambda \frac{\alpha(x)}{b(x)} dx \right] = c \cdot \lambda \cdot \exp \left(- \frac{8}{\omega_o^2 \cdot N_o} \cdot 2 \int_o^\lambda x \cdot \delta(x) dx \right). \quad (5.11)$$

Коэффициент $c = const$ находится из условия нормировки:

$$\int_o^\infty W_{cm}(\lambda) d\lambda = 1,$$

где $a(\lambda)$ и $b(\lambda)$ определяются выражениями (5.8) и (5.9).

В частном случае рассмотренной выше линейной модели $\delta(\lambda) = \delta = const$ распределение (5.11) приводит к экспериментально наблюдаемому распределению Релея амплитуды колебаний λ :

$$W_{cm}(\lambda) = \frac{\lambda}{\sigma^2} e^{\frac{-\lambda^2}{2\sigma^2}}. \quad (5.12)$$

$$\text{Здесь } \sigma^2 = \frac{N_o \cdot \omega_0^2}{4\delta}.$$

Вернемся к выражению (5.11). Положим для определенности:

$$\frac{8}{\omega_o^2 \cdot N_o} = 22,62;$$

$$\omega_o = 11033,91/\text{с}.$$

Функцию $\delta(\lambda)$ возьмем в виде:

$$\delta(\lambda) = \delta_o + \delta_1(\lambda);$$

$$\delta_1(\lambda) = 8\lambda^2.$$

Система до границы устойчивости.

Положим: $\delta_o = 2$; $\delta(\lambda) = 2 + 8\lambda^2$;

$$W_{cm}(\lambda) = c \cdot \lambda \cdot \exp\left(-\frac{8}{\omega_o^2 \cdot N_o} \int_0^\lambda x \cdot \delta(x) dx\right) = c \cdot \lambda \cdot \exp\left[-22,6 \int_0^\lambda x(8x^2 + 2) dx\right] = \quad (5.13)$$

$$= c \cdot \lambda \cdot \exp[-(45,2\lambda^4 + 22,6\lambda^2)].$$

Система на границе устойчивости.

Положим $\delta_o = 0$; $\delta(\lambda) = 8\lambda^2$;

$$W_{cm}(\lambda) = c \cdot \lambda \cdot \exp\left[-22,6 \int_0^\lambda x \cdot 8x^2 \cdot dx\right] = c \cdot \lambda \cdot \exp(-45,2\lambda^4) \quad (5.14)$$

Система за границей устойчивости.

Положим $\delta_o = -2$; $\delta(\lambda) = (-2 + 8\lambda^2)$;

$$W_{cm}(\lambda) = c \cdot \lambda \cdot \exp\left[-22,6 \int_0^\lambda x(8x^2 - 2) dx\right] = c \cdot \lambda \cdot \exp(-45,2\lambda^4 + 22,6\lambda^2). \quad (5.15)$$

Плотности распределения вероятности амплитуды для рассмотренных гипотетических случаев представлены на рис. 5.5.

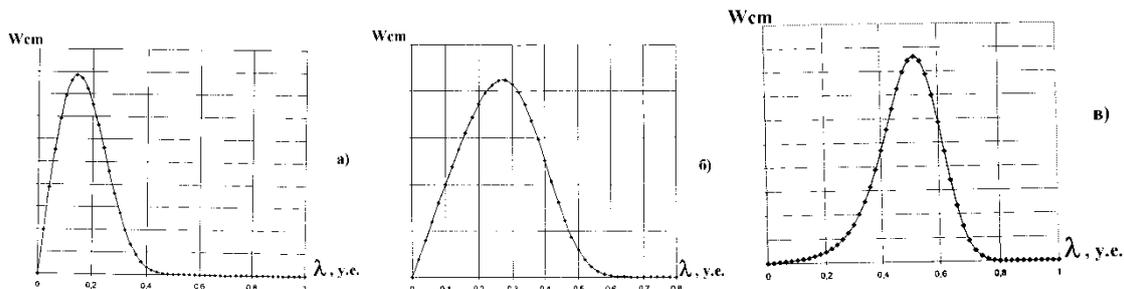


Рис. 5.5. Трансформация плотности распределения вероятности амплитуды при переходе через границу устойчивости:

а) – до границы; б) – на границе; в) – за границей устойчивости

Как видим, введение нелинейного затухания формально устраняет противоречие линейной диагностической модели – бесконечное значение вынужденных резонансных колебаний на границе устойчивости.

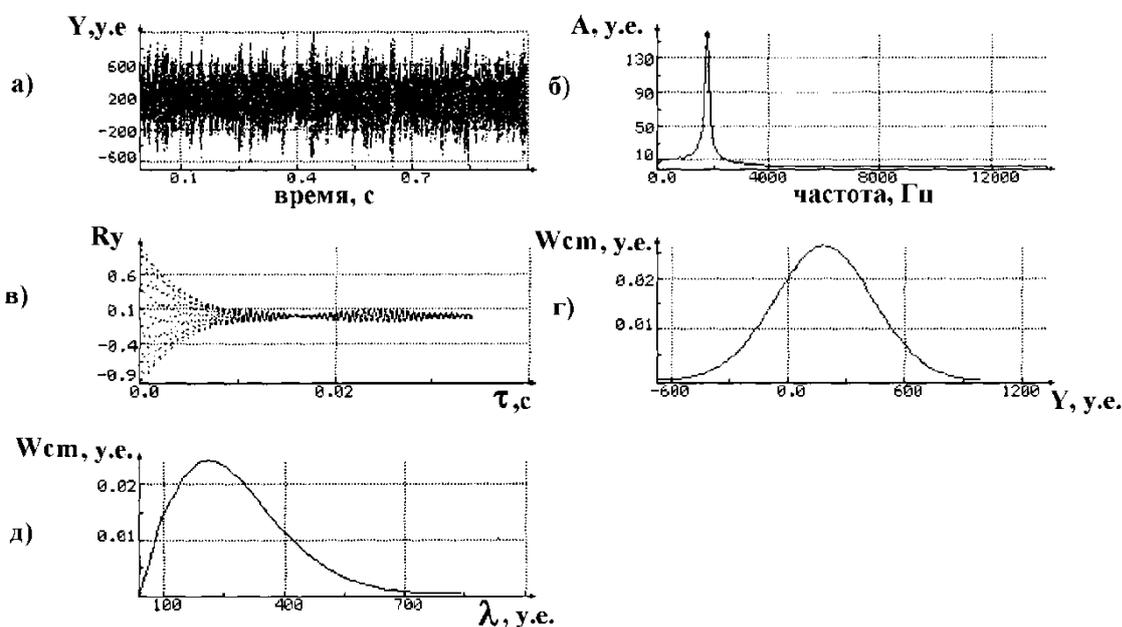


Рис. 5.6. Статистические характеристики модельного сигнала класса “линейный узкополосный шум”:

а) – реализация; б) – амплитудный спектр; в) – автокорреляционная функция; г) – плотность вероятности мгновенных значений; д) – плотность вероятности огибающей

Линейная диагностическая модель (5.1) имеет следующий цифровой аналог [5.11]:

$$Y_n = \alpha_1 Y_{n-1} + \alpha_2 Y_{n-2} + X_n. \quad (5.16)$$

Здесь: $\alpha_1 = 4r \frac{\cos \omega_0 h}{(1+r)}$; $r = e^{-2\delta h}$; $\alpha_2 = -r$; h – шаг по времени; ω_0 – резонансная круговая частота; X_n – входной отсчет, соответствующий значению широкополосного случайного шума. В качестве последнего используется последовательность нормальных случайных чисел; Y_n – выходной отсчет.

Рис. 5.6 иллюстрирует статистические характеристики линейного резонансного узкополосного шума, продуцированного модельной системой (5.16). Как видим, вид этих характеристик близок к экспериментально наблюдаемым.

5.1.2. Оценка декрементов и амплитуд колебаний на резонансных частотах реакционного объема камеры сгорания

Оценка декрементов и амплитуд колебаний (по шумам) осуществляется на частотах, идентифицированных с нормальными модами акустических колебаний реакционного объема камеры сгорания.

В основе методов определения декремента колебаний по шумам (спектральных, корреляционных) лежит спектр мощности сигнала датчика пульсаций давления, установленного в реакционном объеме камеры сгорания. По ширине резонансного подъема этого спектра определяется декремент спектральным методом, а по скорости спада (затухания) участка спектра, содержащего этот подъем, – корреляционным методом [5.9].

В основе спектрального метода оценки декремента колебаний лежит факт расширения спектра мощности узкополосного случайного сигнала по сравнению с аналогичным спектром гармонического сигнала (СГС). Однако это расширение в наиболее важных случаях малых декрементов составляет единицы (и даже доли) процентов от ширины СГС, что предъявляет повышенные требования как к точности оценки спектра, так и к корректности его последующей обработки.

Широко распространенным методом оценки амплитудного спектра сигнала является его быстрое преобразование Фурье [5.11]. Однако нам целесообразно рассмотреть другую разновидность спектрального метода

оценки декремента, а именно, – с использованием простого цифрового фильтра (ПЦФ) [5.12]. В рамках линейной диагностической модели этот метод представляется наиболее естественным применительно к камерам сгорания ЖРД.

Простой цифровой фильтр является цифровым аналогом фильтра, представляющего собой колебательную систему второго порядка, на вход которой поступает анализируемый сигнал $X(t)$:

$$\frac{d^2Y(t)}{dt^2} + 2\delta_\phi \frac{dY(t)}{dt} + \omega_o^2 Y(t) = X(t). \quad (5.17)$$

Уравнение простого цифрового фильтра имеет вид:

$$Y_{in} = \alpha_1 Y_{in-1} + \alpha_2 Y_{in-2} + X_n; n=2, 3, \dots, N), \quad (5.18)$$

где $\alpha_1 = 4r \cdot \frac{\cos \omega h}{1+r}$; $\alpha_2 = -r$; $r = \exp(-2\delta_\phi \cdot h)$; h – шаг дискретизации по времени $\left(h = \frac{1}{f_\phi}\right)$; f_ϕ – частота дискретизации; X_n – отсчет сигнала на входе ПЦФ;

Y_n – отсчет сигнала на выходе ПЦФ; δ_ϕ – коэффициент затухания фильтра.

Начальные условия: $Y_{i0} = Y_{i1} = 0$.

Спектр ПЦФ (S_i) исследуемого сигнала X_n определяется путем его поочередной фильтрации рядом (набором) фильтров (5.18):

$$S_i = a_i \overline{Y_{in}^2} = \frac{a_i}{N} \sum_1^N Y_{in}^2, \quad (5.19)$$

где a_i – нормирующие множители, обеспечивающие равенство единице коэффициента передачи (усиления) i -того ПЦФ на резонансной частоте, определяемые выражением

$$a_i = \left(\frac{1-r}{1+r}\right)^2 (1 - 2r \cos 2\omega_i h + r^2). \quad (5.20)$$

Декремент колебаний определяется по спектру ПЦФ по формуле:

$$(\delta T)_v = \frac{\pi(\Delta f - \Delta_\phi)}{f_v}. \quad (5.21)$$

Здесь: Δf – ширина резонансного подъема спектра исследуемого колебательного процесса на уровне $0,5S_{\max}$; $\Delta\phi$ – ширина амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) фильтра.

В ФКП “НИЦ РКП” программно реализованы две разновидности спектрального анализа на основе ПЦФ [5.12]:

- с фиксированной полосой пропускания фильтра и постоянным шагом по частоте;
- с фиксированным декрементом фильтра ($d_\phi = const$) и переменным шагом по частоте.

Второй метод обладает большей точностью и гибкостью.

Для анализируемого спектрального подъема метод с $d_\phi = const$ реализует оценку трех значений декремента: «центральное», «левое» (по левому склону резонансной кривой) и «правое» (по правому склону резонансной кривой).

Данный метод оценки декремента проиллюстрируем на примере обработки модельного узкополосного сигнала. Для этого воспользуемся дифференциальной динамической моделью камеры сгорания как источника линейного узкополосного шума и ее цифровым аналогом (5.16). Как уже отмечалось, эта модель соответствует устойчивой линейной динамической системе второго порядка и описывает случайные колебания в окрестности частоты ν -той нормальной моды реакционного объема камеры сгорания (класс “РЛУШГ”).

Модель (5.16) позволяет сформировать временную реализацию линейного узкополосного шума $Y(t)$ с заданными статистическими характеристиками – аналог акустического шума камеры сгорания на частоте ν -той нормальной моды. По этой реализации можно сделать выборочную оценку декремента колебаний тем или иным методом и сравнить полученное значение с заданным.

Зададим, например, значение собственной частоты $f = 1000$ Гц и значение декремента $d = 0,15$. Сформируем с помощью (5.16) реализацию линейного

узкополосного шума $Y(t)$. Полученная реализация и результаты её обработки представлены на рис. 5.7.

На этом рисунке использованы следующие обозначения: t – интервал времени осреднения, с; f – частота спектрального подъёма, Гц; A – амплитуда (условные единицы); d – оценка декремента.

В таблице в строке d печатаются: оценка декремента, равная полусумме значений, полученных по левой и правой ветвям резонансной кривой, и далее – минимальное значение декремента. Символ L или R перед минимальным значением означает, соответственно, “левое” или “правое” значение декремента. Различие в двух оценках декремента характеризует отличие реальной резонансной кривой от идеальной.

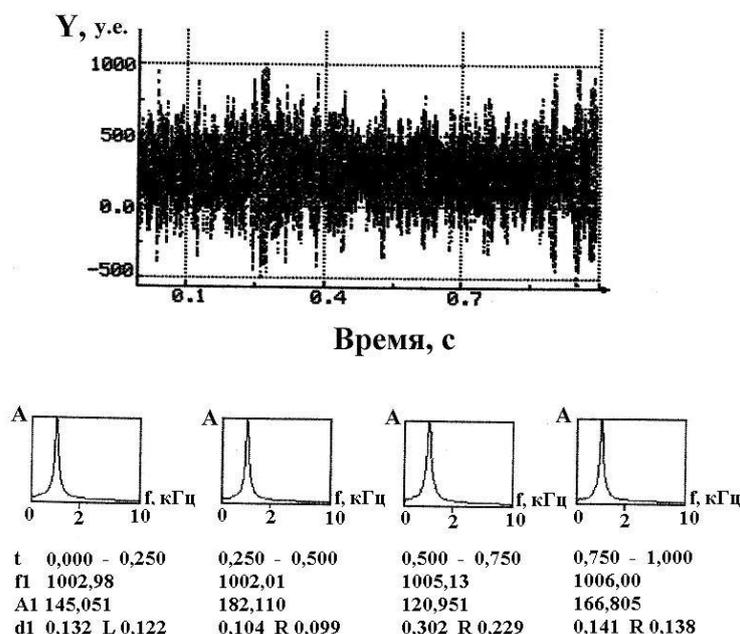


Рис. 5.7. Временная реализация, амплитудные спектры ПЦФ и таблица результатов обработки модельного сигнала

Оценка декремента колебаний дает значение, близкое к заданному:

$$d=0,147.$$

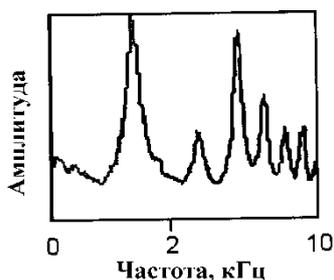
Это значение получено путем осреднения четырех выборочных оценок d_i , представленных на рис. 5.7.

Пример обработки реального сигнала методом ПЦФ представлен на рис. 5.8.

Следует отметить, что все методы оценки декремента колебаний по шумам являются статистическими. Нижняя граница статистической погрешности данных методов определяется длительностью (T_p), используемой временной реализации сигнала [5.12, 5.13]:

$$\varepsilon = \frac{1}{\sqrt{\delta \cdot T_p}}, \quad (5.22)$$

где δ – коэффициент затухания на исследуемой частоте резонансного подъема.



```

t 1,25 - 1,50
f1 1346,98
A1 0,044
d1 0,143 L 0,140
f2 4169,66
A2 0,040
d2 0,089 L 0,110
f3 5554,82
A3 0,026
d3 0,111 L 0,058
f4 8348,62
A4 0,019
d4 0,060 L 0,058
    
```

Рис. 5.8. Амплитудный спектр ПЦФ и таблица результатов обработки сигнала

t – время, с; f_i – резонансная частота, Гц; A_i – среднее квадратическое значение сигнала на резонансной частоте (условные единицы); d_i – оценка декремента по ширине спектра; L – оценка декремента по левой ветви резонансной кривой

5.1.3. Нелинейная диагностическая модель (система с “жестким” самовозбуждением автоколебаний)

Сценарий “мягкого” возбуждения автоколебаний при переходе через границу устойчивости по тому или иному режимному параметру не является единственным для камер сгорания. Опыт отработки ЖРД показывает, что в большинстве случаев, по-видимому, реализуется сценарий «жесткого» самовозбуждения, локально устойчивой потенциально автоколебательной системы (рис. 5.9).

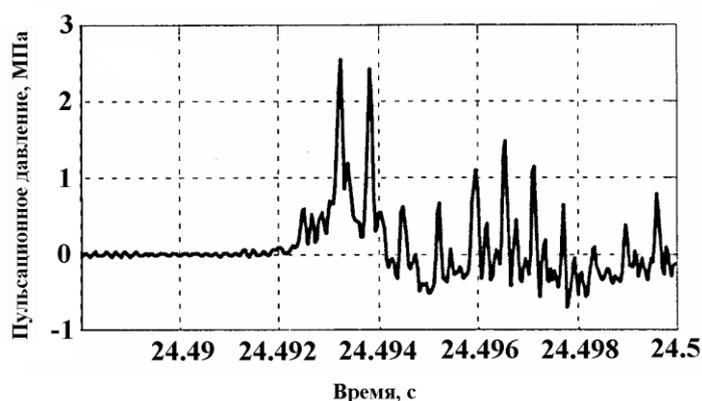


Рис. 5.9. Жесткое самовозбуждение автоколебаний в камере сгорания

Возможность «жесткого» самовозбуждения автоколебаний на том или ином функциональном режиме работы двигателя является наиболее опасным проявлением неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания. В подобных случаях воспроизводимая граница устойчивости в пределах достижимого диапазона изменения режимных параметров может отсутствовать. При этом самовозбуждение автоколебаний может осуществляться «внезапно», иметь статистический характер, в ряде случаев с низкой степенью воспроизводимости явления при фиксированных (контролируемых) условиях подачи компонентов топлива [5.8].

Возможность “жесткого” самовозбуждения автоколебаний в камерах сгорания ЖРД потребовала разработки соответствующей модели и методов диагностики этого негативного явления.

Для того, чтобы динамическая модель (5.7) обладала свойством «жесткости» формально необходимо, чтобы зависимости $\delta = \delta(\lambda)$ в

пространстве режимных управляющих параметров имели вид, близкий к представленному на рис. 5.10.

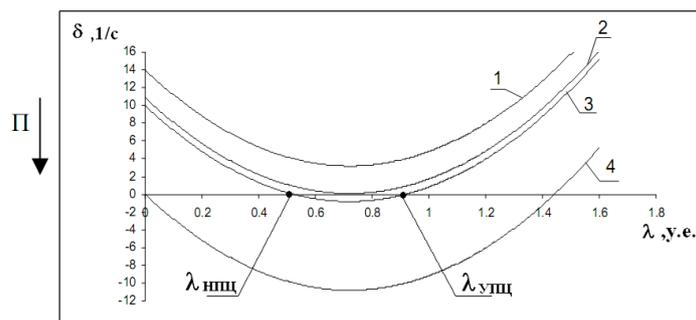


Рис. 5.10. Гипотетические зависимости коэффициента затухания от амплитуды колебаний (\downarrow – направление изменения режимного параметра Π)

Подобные зависимости характерны для так называемых квазигармонических потенциально автоколебательных систем [5.8]. В камерах сгорания вид функции $\delta = \delta(\lambda)$ задает пространственную структуру зоны горения, сформированная смесительными элементами на том или ином режиме работы двигателя. В аналитическом виде представленные на рис. 5.12 гипотетические зависимости имеют следующие выражения.

Для первой зависимости:

$$\delta(\lambda) = 20,8\lambda^2 - 30\lambda + 14; \quad (5.23)$$

для второй зависимости:

$$\delta(\lambda) = 20,8\lambda^2 - 30\lambda + 10,9; \quad (5.24)$$

для третьей зависимости:

$$\delta(\lambda) = 20,8\lambda^2 - 30\lambda + 10; \quad (5.25)$$

для четвертой зависимости:

$$\delta(\lambda) = 20,8\lambda^2 - 30\lambda. \quad (5.26)$$

Предварительно рассмотрим гипотетически идеальный случай автономного поведения динамической системы с «жестким» самовозбуждением, т.е. когда стационарное случайное воздействие отсутствует ($N_o=0$). Для этого случая имеем следующее эволюционное уравнение для амплитуды колебаний:

$$\frac{d\lambda}{dt} = -\delta(\lambda) \cdot \lambda. \quad (5.27)$$

Для динамической системы (5.27) с зависимостями $\delta = \delta(\lambda)$ в пространстве режимных управляющих параметров Π , представленными на рисунке 5.10, могут существовать области абсолютной устойчивости, области «жесткого» возбуждения и области абсолютной неустойчивости с соответствующими границами. В области жесткого возбуждения автоколебаний автономная система (5.27) имеет три состояния динамического равновесия (см. кривую 3, рис. 5.10):

- устойчивое $\lambda=0$ – отсутствие автоколебаний;
- неустойчивое $\lambda = \lambda_{нпц}$ – неустойчивый предельный цикл автоколебаний;
- устойчивое $\lambda = \lambda_{упц}$ – устойчивый предельный цикл автоколебаний.

Одно из двух возможных состояний равновесия, в котором может находиться эволюционирующая система (в состоянии $\lambda = \lambda_{упц}$ или $\lambda = 0$), определяется начальными условиями и возмущениями, имеющимися в системе. Переход динамической системы из одного состояния в другое может быть осуществлен посредством внешнего импульса.

Предположим, что в исходном состоянии в системе автоколебания отсутствуют ($\lambda = 0$). Если амплитуда отклика системы на введенное импульсное возмущение не превысила значения НПЦ ($\lambda_o < \lambda_{нпц}$), то колебания со временем затухают. Если же амплитуда отклика превысила амплитуду неустойчивого предельного цикла ($\lambda > \lambda_{нпц}$), то в системе развиваются автоколебания с амплитудой $\lambda_{упц}$. Таким образом, состояние динамического равновесия ($\lambda = 0$) устойчиво лишь по отношению к возмущениям ограниченной амплитуды.

Динамику автономной системы (5.27) при импульсном возбуждении иллюстрирует рис. 5.11, где представлено поведение огибающих (амплитуд) во времени для гипотетической зависимости $\delta = \delta(\lambda)$, представленной на рис. 5.10 (кривая 3).

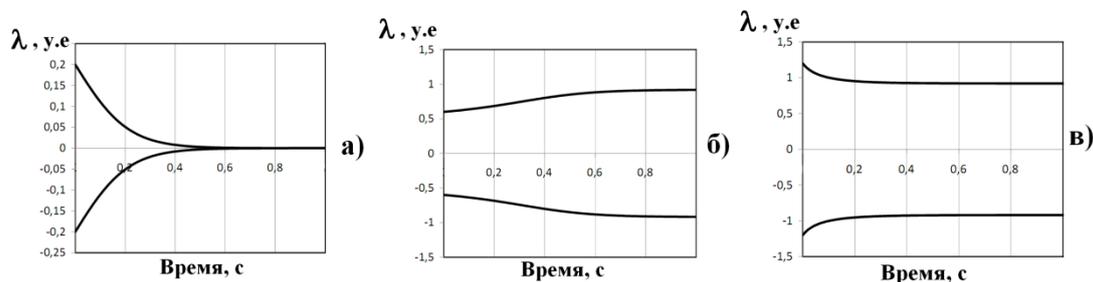


Рис. 5.11. Реакции на импульсные возмущения (огибающие амплитуд колебаний):

а) $\lambda_0 < \lambda_{нпц}$; б) $\lambda_{упц} > \lambda_0 > \lambda_{нпц}$; в) $\lambda_0 > \lambda_{упц}$

Наличие в некоторой области пространства режимных управляющих параметров двух состояний устойчивого динамического равновесия обуславливает возникновение динамического гистерезиса амплитуд колебаний.

Гистерезисная зависимость амплитуды колебаний λ от некоторого режимного параметра (Π) представлена на рис. 5.12 (граница области гистерезиса построена по кривым $\delta = \delta(\lambda)$, см. рис. 5.10).

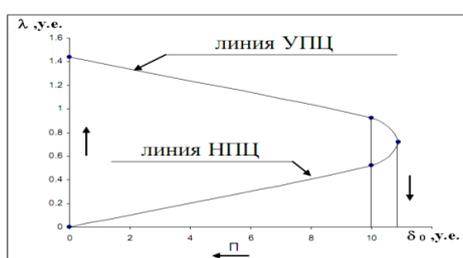


Рис. 5.12. Гистерезисная зависимость амплитуды колебаний λ от некоторого режимного параметра Π

Тестом на принадлежность исследуемого режима работы камеры сгорания области «жесткого» возбуждения является ввод искусственных импульсных возмущений в реакционный объем камеры сгорания. Если ввод

возмущения приводит к возбуждению незатухающих автоколебаний, то это является признаком наличия неустойчивого предельного цикла – репеллера (с указанием на то, что исследуемый режим принадлежит области колебательного гистерезиса) [5.14].

Обратимся к модели (5.7) со случайным членом $\varepsilon = a(t)$ в правой части.

Введем потенциальную функцию в виде:

$$\phi(\lambda) = -\sigma^2 \left[\int_0^\lambda \frac{a(z)}{b(z)} dz \right]. \quad (5.28)$$

Здесь: $\sigma^2 = \frac{\omega_0^2 N_0}{4\delta_0}$, $a(z)$ и $b(z)$ – соответственно, коэффициенты “сноса” и “диффузии”, определяемые выражениями (5.8) и (5.9).

На рис. 5.13 представлены плотности вероятности амплитуды колебаний $W_{ст}(\lambda)$ для зависимостей $\delta = \delta(\lambda)$, представленных на рис. 5.10. (кривые 1, 4). Зависимости $W_{ст}(\lambda)$ получены из (5.11) путем подстановки соответствующих выражений для $\delta(\lambda)$.

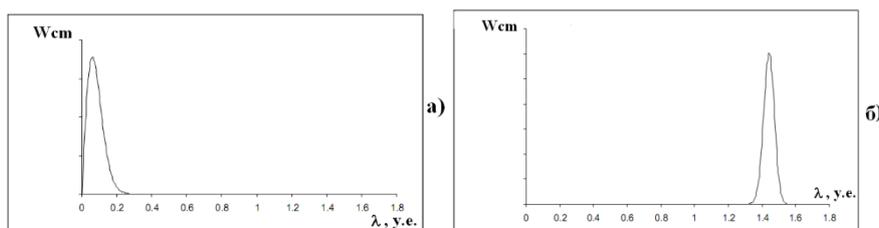


Рис. 5.13. Плотности вероятности амплитуды на устойчивом режиме – а) и в режиме автоколебаний – б)

На рис. 5.14 представлена потенциальная функция (5.28) для системы, находящейся в области динамического гистерезиса (см. кривую 3 в зависимости $\delta = \delta(\lambda)$, см. рис. 5.10).

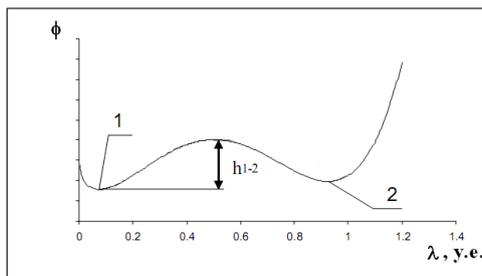


Рис. 5.14. Потенциальная функция в области жесткого возбуждения

Как видим, потенциальная функция имеет два минимума, соответствующие устойчивым состояниям динамического равновесия: левый – шумовому и правый – автоколебательному.

Таким образом, задача о самовозбуждении системы, описываемой уравнением (5.7), сводится к классической задаче [5.12] перехода через потенциальный барьер h_{1-2} изображающей точки, первоначально находящейся в левой потенциальной яме (в положение 1) и в правой – (в положение 2, см. рис. 5.14).

Стационарное распределение плотности вероятности (5.11) для конкретного вида функции $\delta = \delta(\lambda)$ (см. рис. 5.10, кривая 2, область гистерезиса), удовлетворяющей условиям существования неустойчивого и устойчивого предельных циклов, представлено на рис. 5.15.

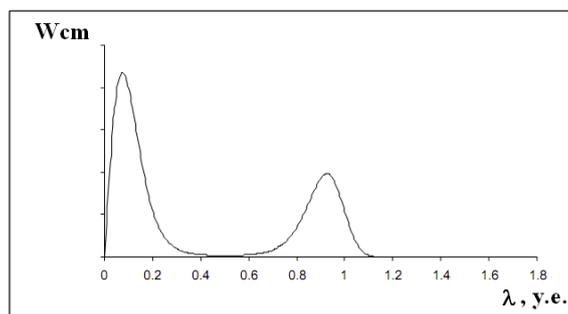


Рис. 5.15. Плотность вероятности амплитуды колебаний в области жесткого возбуждения

Как видим, это распределение бимодально. Максимумы плотности вероятности соответствуют минимумам потенциальной функции $\phi(\lambda)$. Минимум плотности вероятности соответствует максимуму потенциальной функции $\phi(\lambda)$, т.е. неустойчивому предельному циклу. Левый минимум

потенциальной функции соответствует локально устойчивому (до некоторого уровня амплитуд колебаний) шумовому состоянию системы (работе камеры сгорания в режиме фильтрации широкополосного шума турбулентного горения). Правый минимум потенциальной функции соответствует автоколебательному состоянию системы (работе камеры сгорания в режиме периодических автоколебаний).

Находясь изначально в левой потенциальной яме, система допускает возможность спонтанного, индуцированного шумом $\varepsilon(t)$, перехода через потенциальный барьер h_{1-2} в правую потенциальную яму, т.е. в автоколебательное состояние.

При работе камеры в исходном шумовом состоянии шум турбулентного горения $\varepsilon(t)$ постоянно «прощупывает» колебательную систему на динамическую устойчивость, изредка переводя ее в правую потенциальную яму, соответствующую состоянию автоколебаний.

Существенно, что самовозбуждение автоколебаний в камере сгорания под действием стационарного шума горения принципиально стохастично, а именно: невозможно априори указать время t_i конкретного акта самовозбуждения т.е. перехода системы из шумового состояния в автоколебательное. Среднее время ожидания акта самовозбуждения зависит от вида функции $\chi(\lambda)$ и интенсивности «внешнего» шумового воздействия N_0 .

Если потенциальный барьер h_{1-2} очень высок (что соответствует большой амплитуде НПЦ в сравнении с σ , а интенсивность шума мала, то время ожидания перехода может оказаться очень большим (в сравнении с временем работы двигателя). Соответственно, самовозбуждение автоколебаний – редким событием. Таким образом, теоретически вероятность перехода “шум → автоколебания” за время работы двигателя $t_{\text{раб}}$ может быть исчезающе малой. И наоборот, при низком потенциальном барьере h_{1-2} и высокой интенсивности входного шумового воздействия в системе возможно возникновение перехода типа “шум → автоколебания” с малым временем ожидания.

Переход из исходного шумового состояния 1 в автоколебательное 2 может быть осуществлен введением в камеру сгорания возмущающего импульса, достаточного для преодоления изображающей точкой потенциального барьера h_{1-2} («жесткое» возбуждение системы внешним импульсом). Для этого необходимо, чтобы после ввода возмущения в системе развились колебания с амплитудной $\lambda > \lambda_{нпц}$.

Применимость рассмотренных гипотетических положений к реальным потенциально автоколебательным системам мы продемонстрируем на примере аэродинамической трубы с установленной в ней тонкой пластиной (рис. 5.16).

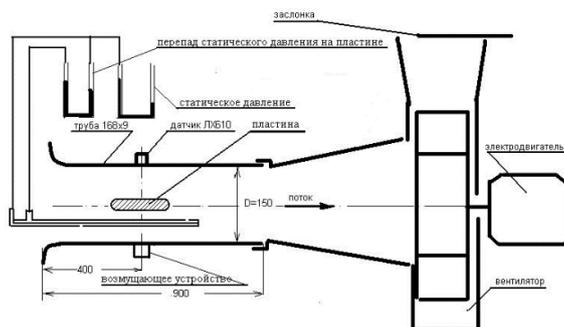


Рис. 5.16. Схема аэродинамической трубы

Данная система относится к классу акустико-вихревых потенциально автоколебательных систем и реализует взаимодействие акустического поля с процессом вихреобразования на кромках пластины.

В рассматриваемом случае режимный управляющий параметр – скорость V потока воздуха в трубе. Исходное динамическое состояние колебательной системы – «шумовое» ($V > 50$ м/с, акустический резонанс на частоте $f \approx 1025$ Гц – первая тангенциальная мода поперечных колебаний с пучностью давления, проходящей через вертикальную ось симметрии пластины (рис. 5.17)).

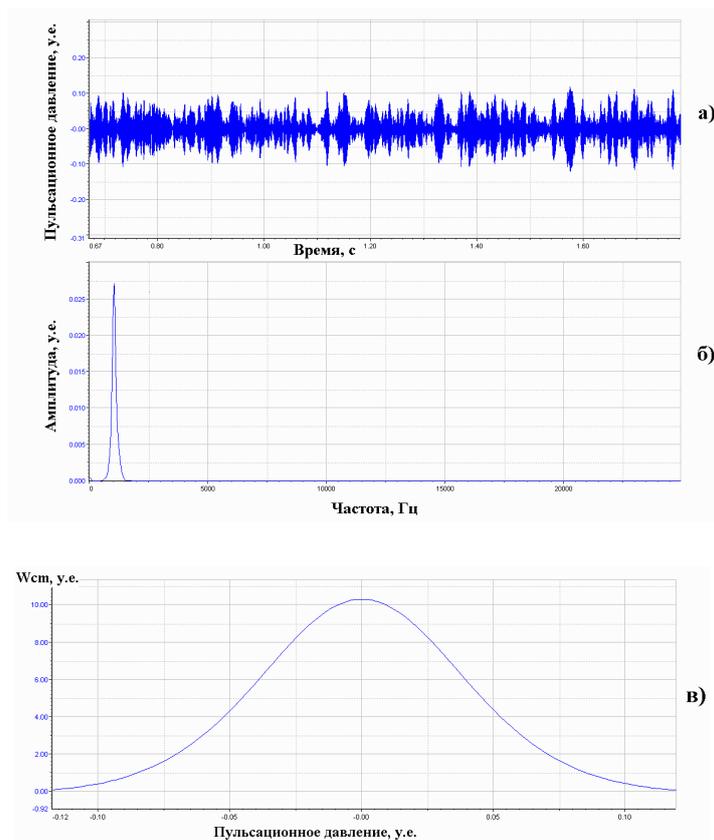


Рис. 5.17. Исходное состояние динамической системы:

a – сигнал, *б* – спектр, *в* – плотность распределения вероятности мгновенных значений

Эксперименты показали, что при уменьшении скорости потока воздуха, обдувающего пластину, «шумовое» состояние сохранялось до $V=47,3$ м/с.

При дальнейшем снижении скорости потока воздуха в трубе возбуждались регулярные автоколебания на частоте, близкой к резонансной ($f \approx 927$ Гц). Характер самовозбуждения автоколебаний иллюстрирует рис. 5.18.

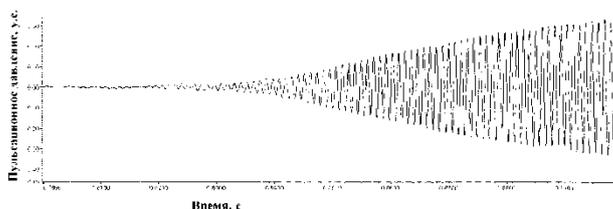


Рис. 5.18. Самовозбуждение автоколебаний

Рис. 5.19 иллюстрирует диаграмму динамических переходов “шум”→“автоколебания”→“шум”. Цифрами у точек обозначены номера экспериментов.

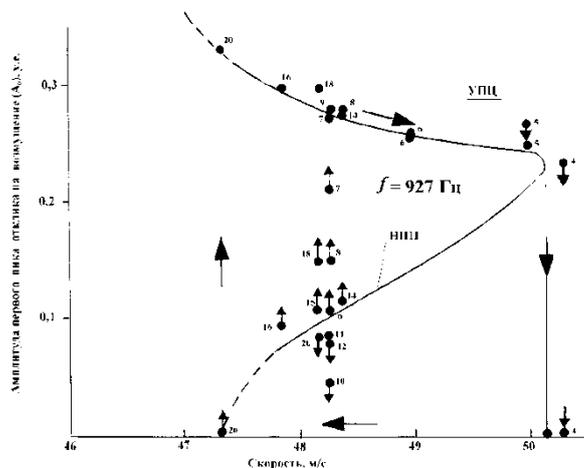


Рис. 5.19. Диаграмма динамических переходов “шум”
→“автоколебания”→“шум”

Итак, мы наблюдаем гистерезисную зависимость амплитуды автоколебаний от режимного управляющего параметра V . Наличие колебательного гистерезиса указывает на существование репеллера – неустойчивого предельного цикла автоколебаний. Для его обнаружения был использован метод импульсных возмущений. Источником возмущений служил генератор импульсов давления, принцип действия которого основан на эффекте «взрывающейся проволоочки» при прохождении через нее электрического тока высокого напряжения. Импульсные возмущения вводились в соответствии со схемой, представленной на рис. 5.16.

Реакцию колебательной системы на ввод импульсных возмущений иллюстрируют рис. 5.20, 5.21 и 5.22.

При вводе возмущений в зоне гистерезиса ($V \in 48...50 \text{ м/с}$) при исходном “шумовом” состоянии наблюдались:

- затухающие реакции (величина первого пика отклика на возмущение ниже $\lambda_{\text{НПЦ}}$, см. рис. 5.20);

- незатухающие реакции с выходом на УПЦ “снизу” (величина первого пика отклика на возмущение выше $\lambda_{\text{нпц}}$, см. рис. 5.21).
- незатухающие реакции с выходом на УПЦ “сверху” (величина первого пика отклика на возмущение выше $\lambda_{\text{упц}}$, см. рис. 5.22).

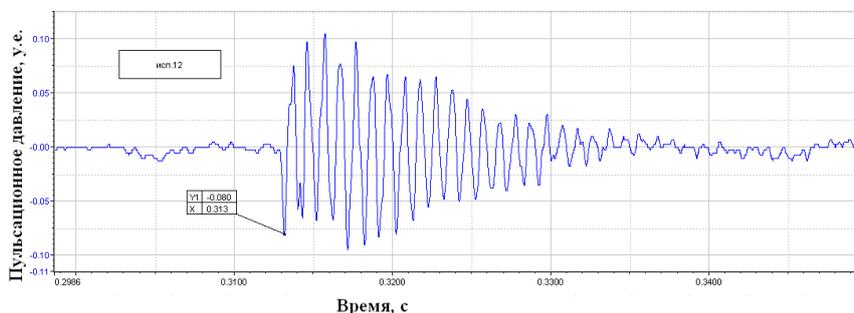


Рис. 5.20. Затухающая реакция на импульсное возмущение

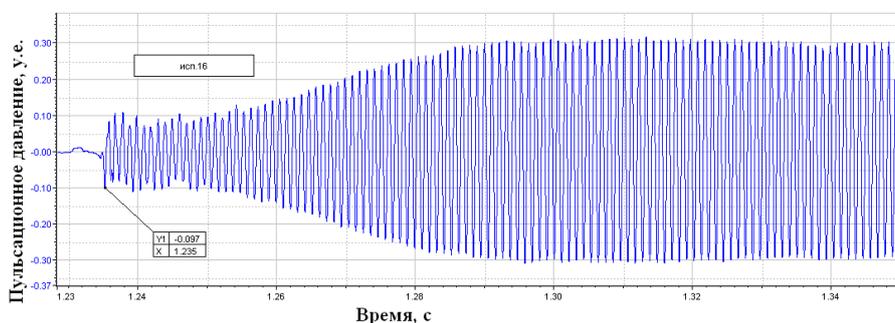


Рис. 5.21. Незатухающая реакция на импульсное возмущение (с выходом на УПЦ “снизу”)

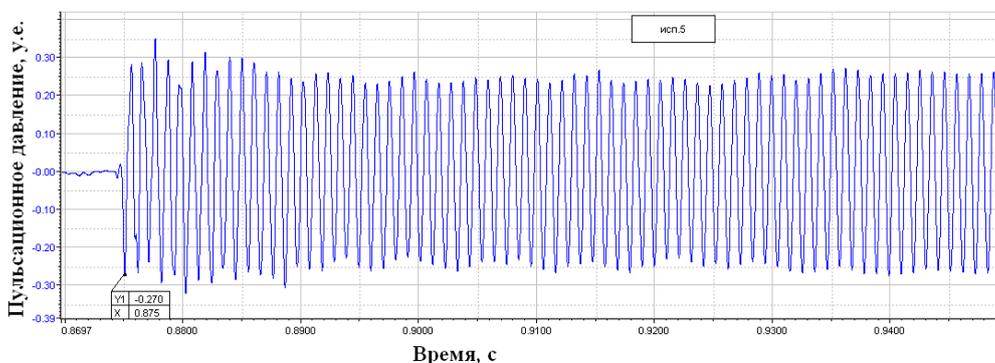


Рис. 5.22. Незатухающая реакция на импульсное возмущение (с выходом на УПЦ “сверху”)

Как видим, переходные процессы при вводе импульсных возмущений (оглабающие амплитуд импульсных реакций) весьма близки к представленным на рис. 5.11 и формально могут быть описаны уравнением:

$$\frac{d\lambda}{dt} = -\lambda \cdot \delta(\lambda).$$

При этом зависимость $\delta = \delta(\lambda)$ может быть восстановлена по осциллограммам откликов на импульсные возмущения. В частности при $V=48,38$ м/с имеем:

- $\delta_0 \approx 170$ 1/с (значение δ_0 определено по шумам);
- $\lambda_{\text{нпц}} \approx 0,1$ у.е (амплитуда определена по диаграмме, см. рис.5.19);
- $\lambda_{\text{упц}} \approx 0,28$ у.е (амплитуда определена по диаграмме, см. рис.5.19);
- максимальное значение коэффициента нарастания колебаний – 2,5 (определено по осциллограмме отклика на возмущение, испытание № 9).

Зависимость $\delta = \delta(\lambda)$, аппроксимированная по четырем точкам, представлена на рис. 5.23.

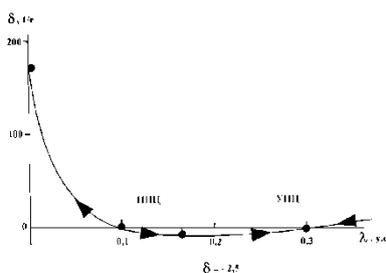


Рис. 5.23. Восстановленная зависимость коэффициента затухания от амплитуды колебаний

Как видим, полученная зависимость близка к гипотетической, представленной см. рис. 5.10 (кривая 3).

Основной вывод приведенного рассмотрения: метод искусственных импульсных возмущений позволяет обнаружить наличие (или отсутствие) неустойчивого предельного цикла в физической потенциально

автоколебательной системе, оценить его амплитуду и, в конечном счете, – вероятность самовозбуждения автоколебаний.

5.2. КОНЦЕПЦИЯ ЗАПАСОВ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ

В общем случае запас устойчивости на том или ином стационарном, режиме работы двигателя определяется вероятностью самовозбуждения автоколебаний за время работы на исследуемом режиме [5.16, 5.17].

В рамках линейной диагностической модели (5.1) коэффициент затухания δ_v следует считать не постоянной величиной, а некоторой случайной функцией времени $\delta_v = \delta_v(t)$, существенно медленной в сравнении с $\tau = 1/\delta_v$. Пример временной реализации случайного процесса $\delta_v = \delta_v(t)$ представлен на рис. 5.24.

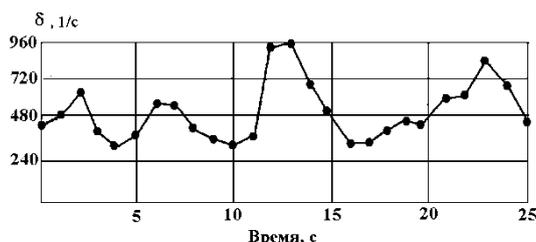


Рис. 5.24. Фрагментреализации случайного процесса $\delta_v = \delta_v(t)$

Рис. 5.25 иллюстрирует флуктуационный переход через границу устойчивости в газогенераторе натурного двигателя, сопровождающийся «мягким» самовозбуждением автоколебаний на частоте первой тангенциальной моды ($f = 1900$ Гц).

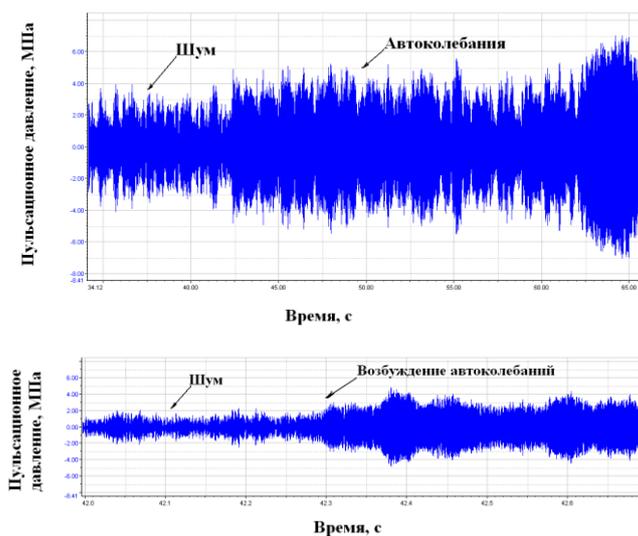


Рис. 5.25. Флуктуационный переход через границу устойчивости:

а) – фрагмент суммарного сигнала, б) – фрагмент сигнала, фильтрованного на частоте возбуждения ($f = 1900$ Гц)

Вероятность самовозбуждения автоколебаний естественно отождествить с вероятностью пересечения случайным процессом $\delta_v = \delta_v(t)$ нулевого уровня за время работы двигателя:

$$P(\delta_v < 0) = 1 - P(\delta_v > 0). \quad (5.29)$$

При этом следует принимать во внимание только «медленные» (в масштабе времени $\tau \gg 1/\delta_v$) изменения коэффициента затухания, так как только при таких изменениях $\delta_v(t)$ величина амплитуды колебаний в системе может возрасти до опасных значений.

Вероятность $P(\delta_v > 0)$ зависит от закона распределения процесса $\delta_v(t)$ и времени работы двигателя на исследуемом режиме.

Приближенный способ оценки $P(\delta_v > 0)$ дан в работе [5.16]. В этой работе предложено оценивать вероятность $P(\delta_v > 0)$ с учетом всех возможных законов распределения процесса $\delta_v(t)$. При этом оценкой вероятности $P(\delta_v > 0)$ для отдельной реализации является величина J_v , вычисляемая по формуле:

$$J = \frac{1}{1 + \sigma_\eta^2}. \quad (5.30)$$

Здесь: $\sigma_\eta^2 = m[\eta^2(t)]$; $\eta(t) = \frac{\delta_v(t) - \bar{\delta}_v}{\bar{\delta}_v}$; $\bar{\delta}_v = m[\delta_v(t)]$; m – оператор математического ожидания.

Как показано в [5.16], величина J_v есть оценка вероятности выполнения неравенства $\delta_v(t) > 0$ для времени наблюдения $T_H = \theta_v$ в предположении, что функция распределения процесса $\delta_v(t)$ имеет наиболее неблагоприятный (с точки зрения возбуждения автоколебаний) вид из принципиально возможных. В данном случае θ_v – характерное время корреляции случайного процесса $\delta_v(t)$.

Переход к оценке (снизу) вероятности выполнения неравенства

$\delta_v = \delta_v(t) > 0$ для интервала наблюдения $T_H > \theta_v$ осуществляется по формуле:

$$P_H = (J_v)^{T_H/\theta_v} = (1 + \sigma_\eta^2)^{-T_H/\theta_v}. \quad (5.31)$$

В работе [5.11] экспериментально показано, что в локально устойчивой области работы камеры сгорания флуктуации относительной величины коэффициента затухания $\eta(t)$ представляют собой широкополосный случайный процесс (типа обобщенного марковского) с автоковариационной функцией вида

$$K_\eta(\tau) = \sigma_\eta^2 \cdot e^{-\beta_0|\tau|}. \quad (5.32)$$

Проведенное рассмотрение диктует следующую процедуру оценки вероятности $P_H(\delta_v > 0)$ устойчивой работы камеры сгорания на конкретном стационарном режиме в течение времени T_H :

1. Получение реализации $\delta_v(t)$.
2. Оценку математического ожидания $\bar{\delta}_v = m[\delta_v(t)]$ на интервале наблюдения T_H .

3. Осуществление корреляционного преобразования над реализацией

$$\eta(t) = \frac{\delta_v(t) - \bar{\delta}_v}{\bar{\delta}_v}.$$

4. Оценку второго центрального момента (дисперсии) $\sigma_\eta^2 = m[\eta^2(t)]$ с исключением влияния статистических погрешностей регистрации процесса $\delta_v(t)$.

5. Оценку времени θ_v корреляции процесса $\delta_v(t)$.

6. Оценку величины $J_v = \frac{1}{1 + \sigma_\eta^2}$.

7. Оценку величины $P_H = (J_v)^{T_H/\theta_v} = (1 + \sigma_\eta^2)^{-T_H/\theta_v}$.

В разделе 5.5 результаты такой оценки будут продемонстрированы на примере камеры натурального двигателя.

Практические оценки зависимостей $\delta_v(t)$ при приближении к границе устойчивости по тому или иному режимному параметру показывают, что наряду с уменьшением среднего значения, наблюдается рост флуктуаций коэффициента затухания (декремента) и амплитуды колебаний, рис. 5.26.

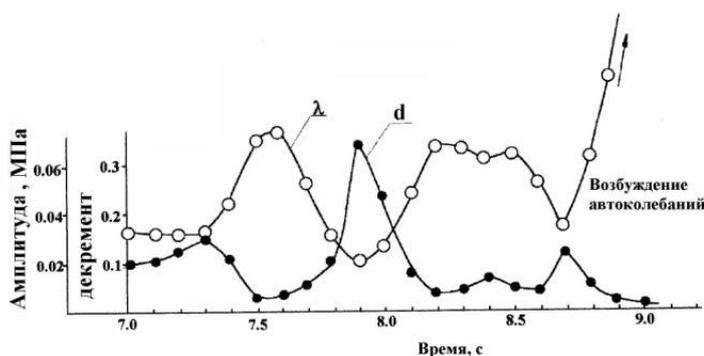


Рис. 5.26. Флуктуации декремента d и амплитуды λ колебаний на частоте первой тангенциальной моды ($f = 2,4$ кГц) вблизи границы устойчивости

Данные факты побудили назначить предельно - допустимые (минимальные) значения декрементов колебаний. На основе анализа статистики испытаний двигателей и камер сгорания, в которых наблюдались случаи самовозбуждения автоколебаний, значение $d = 0,05$

было принято за предельно-допустимое для первой тангенциальной моды резонансных колебаний реакционного объема для камер с дожиганием генераторного газа и $d = 0,1$ для камер без дожигания генераторного газа и газогенераторов [5.18].

В рамках диагностической модели (5.7) с «жестким» самовозбуждением автоколебаний запас динамической устойчивости рабочего процесса в камере сгорания определяется вероятностью устойчивой работы камеры P_{yp} на конкретном режиме в течение заданного времени $t_{раб}$:

$$P_{yp} = 1 - P_{нр}, \quad (5.33)$$

где $P_{нр}$ – вероятность неустойчивой работы.

Задачу о самовозбуждении автоколебаний в системе, описываемой динамической моделью (5.7), можно сформулировать следующим образом.

Пусть в начальный момент времени t_0 случайный процесс $\lambda(t)$ имеет определенное значение $\lambda(t_0) = \lambda_0$, находящееся в окрестности левого минимума потенциала ϕ , т.е. внутри интервала $(0 \dots \lambda_{нпц})$, см. рис. 5.14. Требуется найти вероятность самовозбуждения системы за время $t \leq t_{раб}$.

При условии $t_{раб} \ll \bar{T}$ такая вероятность равна [5.15]:

$$P_{нр} = 1 - \exp\left(\frac{-t_{раб}}{2\bar{T}}\right) \approx \frac{t_{раб}}{2\bar{T}}. \quad (5.34)$$

Здесь \bar{T} – среднее время, по истечении которого в первый раз случайный процесс $\lambda(t)$ достигнет границы Γ , соответствующей амплитуде неустойчивого предельного цикла $\Gamma = \lambda_{нпц}$.

Среднее время первого достижения границы марковским процессом $\lambda(t)$ удовлетворяет уравнению [5.10]:

$$\frac{1}{2}b(\lambda)\frac{d^2\bar{T}}{d\lambda^2} + a(\lambda)\frac{d\bar{T}}{d\lambda} + 1 = 0 \quad (5.35)$$

с граничными условиями:

$\bar{T}(\lambda = \Gamma) = 0$ – условие “поглощающей” границы;

$\frac{dT}{d\lambda}(\lambda = c)$ – условие “отражающей” границы.

Начальные условия:

$$t = t_0, \lambda(t_0) = \lambda_0.$$

Здесь: $b(\lambda)$ и $a(\lambda)$ – соответственно коэффициенты “диффузии” и “сноса”, определяемые выражениями (5.10) и (5.9).

При этих условиях решение уравнения (5.35) имеет вид:

$$\bar{T} = 2 \int_{\lambda_0}^{\Gamma} e^{-\phi(x)} \int_0^x \frac{e^{\phi(y)}}{b(y)} dy dx, \quad (5.36)$$

где $\phi(x) = 2 \int_0^x \frac{a(x)}{b(x)} dx$.

Введем новые переменные $X = Y = \frac{\lambda}{\sigma}$

и обозначим $F(X) = F(Y) = F\left(\frac{\lambda}{\sigma}\right) = \frac{\delta(\lambda/\sigma)}{\delta_0}$.

Подставив в (5.36), получим расчетное соотношение:

$$T\delta_0 = \int_0^{\lambda_{\text{нпц}}/\sigma} \frac{\exp\left(\int_0^x F(X)XdX\right)}{X} \int_0^x \frac{Y}{\exp\left(\int_0^y F(Y)YdY\right)} dYdX. \quad (5.37)$$

Здесь δ_0 – начальное значение коэффициента затухания (при $\lambda \rightarrow 0$), $\sigma = \sqrt{\frac{\omega_0^2 \cdot N_0}{4\delta_0}}$.

Ниже дан пример оценки вероятности самовозбуждения автоколебаний в изначально невозбужденной системе при времени работы двигателя $t_{\text{раб.}} = 500\text{с}$ ($\delta_0 = 100 \text{ 1/с}$).

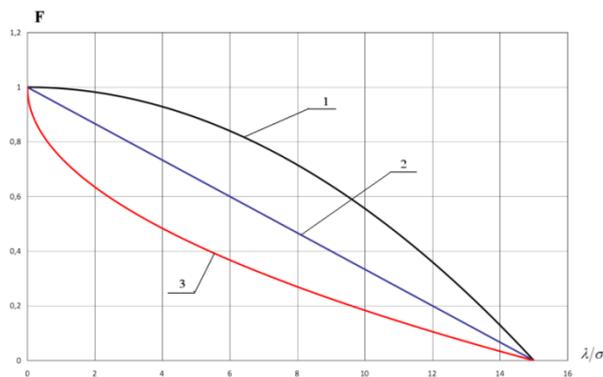


Рис. 5.27. Гипотетические зависимости $f=f(x)$:

$$1 - F=1-X^2/15^2; \quad 2 - F=1-X/15; \quad 3 - F=1- X^{1/2}/15^{1/2}$$

В таблице 5.1 приведены результаты расчетов среднего времени первого достижения процессом $\lambda(t)$ уровня $\lambda_{\text{нпц}}=15\sigma$ для ряда гипотетических зависимостей $\delta = \delta\left(\frac{\lambda}{\sigma}\right) = \delta_o F\left(\frac{\lambda}{\sigma}\right)$, представленных на рис. 5.27.

Табл. 5.1 – Результаты расчета среднего времени первого достижения процессом $\lambda(t)$ уровня $\lambda_{\text{нпц}} = 15\sigma$

Функция F	\bar{T}	$P=t_p/2\bar{T}$
$1-X^2/15^2$	$8,5412 \cdot 10^{21}$	$29 \cdot 10^{-21}$
$1-X/15$	$1,9452 \cdot 10^{14}$	$128 \cdot 10^{-14}$
$1-\sqrt{X/15}$	$1,7803 \cdot 10^8$	$140 \cdot 10^{-8}$

Проведенное рассмотрение показывает, что для оценки вероятности возбуждения автоколебаний за время работы двигателя на исследуемом режиме необходимы экспериментальные оценки следующих параметров:

- уровня неустойчивого предельного цикла $\lambda_{\text{нпц}}$;
- вида зависимости $\delta_v = \delta_v(\lambda)$;
- уровня внутрикамерного шума в окрестности исследуемого резонансного подъема.

Оценку уровня неустойчивого предельного цикла можно осуществить с помощью серии искусственных импульсных возмущений с нарастающей интенсивностью:

$$A_H < (\lambda_{НПЦ} = A_{кр}) < A_B,$$

где A_H – максимальная амплитуда отклика на импульсное возмущение, еще не приводящее к возбуждению автоколебаний; A_B – максимальная (начальная) амплитуда отклика на импульсное возмущение, приводящее к возбуждению автоколебаний.

Оценку же вида зависимости $\delta_v = \delta_v(\lambda)$ произвести значительно сложнее. Это связано со следующими обстоятельствами. Исследования колебательных реакций процесса горения в камерах сгорания ЖРД на импульсные возмущения выявили более сложную динамику в сравнении с вышеописанной диагностической моделью (5.7). Прежде всего, сказывается возможность одновременного возбуждения нескольких мод собственных колебаний реакционного объема и наличия межмодового взаимодействия. Такое взаимодействие приводит к амплитудной модуляции отклика на исследуемой частоте. С другой стороны, часто наблюдается круговая прецессия узлового диаметра возбуждающейся моды собственных колебаний, приводящая к искажению реальной зависимости $\lambda = \lambda(t)$ и, соответственно, $\delta = \delta(\lambda)$.

Поэтому на практике вместо оценки вероятности неустойчивой работы камеры сгорания $P_{НР}$ оценивают величину так называемого “гарантированного запаса устойчивости к жесткому возбуждению автоколебаний” (рис. 5.28) [5.6, 5.19]. При этом запас устойчивости на заданном режиме работы камеры сгорания считается достаточным, если выполняется условие:

$$n^* = \frac{A_{кр}}{A_{и}} > [n] \quad (5.38)$$

(в случае, если найдена оценка уровня неустойчивого предельного цикла $A_{кр}$), или условие:

$$n = \frac{A_{макс}}{A_{и}} \geq [n] \quad (5.39)$$

(в случае, если индуцированный импульсным возмущением колебательный процесс является затухающим).

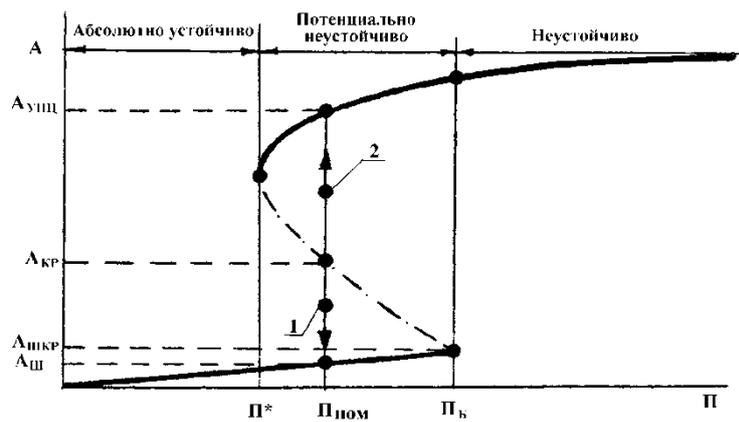


Рис. 5.28. Амплитудная диаграмма динамической системы с “жестким” возбуждением автоколебаний:

1 – $A_n < A_{кр}$; 2 – $A_n > A_{кр}$; Π – режимный параметр; Π_b , Π^* – бифуркационные значения режимного параметра; $\Pi_{ном}$ – значение параметра на номинальном режиме

Здесь: $A_{макс}$ – максимальная амплитуда затухающего отклика на импульсное возмущение; $\bar{A}_{ш}$ – среднее квадратическое значение внутрикамерного шума на данном режиме работы двигателя.

Так как вид зависимости $\delta_v = \delta_v(\lambda)$ обычно неизвестен, то значение $[n]$ назначают достаточно большим, например, $[n] = 15$. Этим самым в рамках модели (5.7) гарантируется устойчивая работа двигателя при любом виде зависимости $\delta_v = \delta_v(\lambda)$.

В рамках одномодовой диагностической модели (5.7) $\bar{A}_{ш}$ определяется узкополосной фильтрацией сигнала датчика пульсаций давления в окрестности исследуемого резонансного спектрального подъема. На практике же $\bar{A}_{ш}$ определяют в более широком частотном диапазоне, например, $\Delta f = 0,5f_{1пр} \dots 3f_{1м}$, где $f_{1пр}$ – частота первой продольной моды, $f_{1м}$ – частота первой тангенциальной моды.

Признаком приближения амплитуды отклика на импульсное возмущение к неустойчивому предельному циклу является тенденция к росту времени затухания (релаксации) отклика с ростом возмущения (и, соответственно, максимальной амплитуды отклика). Поэтому в дополнение к амплитудному критерию устойчивости n вводится также ограничение на время релаксации τ_r (время затухания отклика в e раз, рис. 5.29) [5.19]:

$$\tau_r \leq [\tau_r], \quad (5.40)$$

где $[\tau_r]$ – некоторая заданная допустимая величина времени затухания отклика камеры сгорания на импульсное возмущение давления.

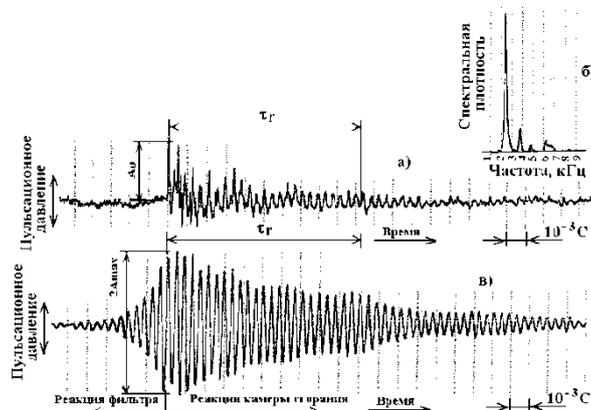


Рис. 5.29. К оценке времени релаксации отклика на импульсное возмущение давления:

а) – суммарный сигнал; б) – спектрограмма; в) – сигнал, фильтрованный на основной частоте возбуждения ($f = 2400$ Гц) в обратном времени

Предельные значения $[n]$ и $[\tau_r]$, назначаются, исходя из опыта обработки двигателей с близкими системами смесеобразования.

5.3. ИМПУЛЬСНЫЕ ВОЗМУЩАЮЩИЕ УСТРОЙСТВА

Практическая реализация активного метода диагностики неустойчивости горения в ЖРД потребовала разработки достаточно мощных, подключаемых к работающей камере сгорания источников импульсных возмущений [5.9, 5.20, 5.21].

Разработанные возмущающие устройства (ВУ) состоят из стального корпуса с резьбовыми штуцерами для установки и крепления зарядных камер с зарядами взрывчатого вещества (ВВ) и сходящимися внутри корпуса каналами от каждой зарядной камеры в одну внутреннюю полость, которая

через канал в наконечнике соединяется с радиальным каналом в штуцере на камере сгорания.

Конструкции пятиимпульсных ВУ, предназначенных для использования в камерах сгорания, представлены на рис. 5.30 и 5.31, а зарядная камера – на рис. 5.32.

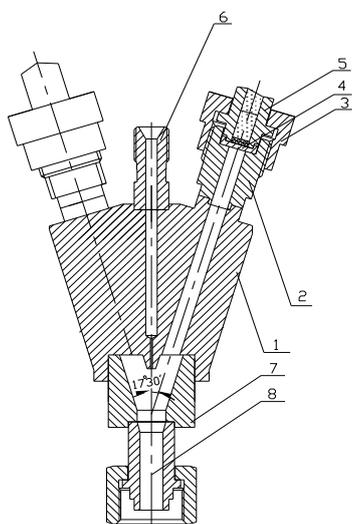


Рис. 5.30. Пятиимпульсное ВУ для камер:

1 – корпус; 2 – штуцер; 3 – гайка накидная;
4 – мембрана; 5 – зарядная камера; 6 –
штуцер продувки; 7 – переходная втулка;
8 – наконечник

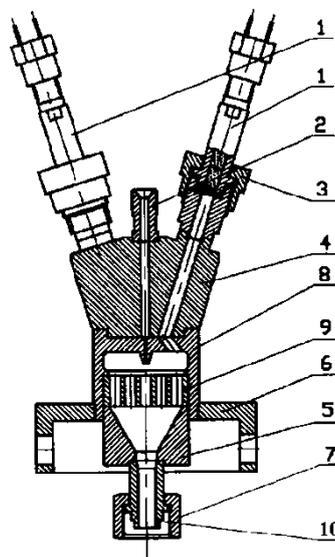


Рис. 5.31. Пятиимпульсное ВУ с
решеткой и разворотом каналов:

1 – зарядные камеры; 2 – штуцер
продувки; 3 – гайка накидная; 4 – корпус;
5 – втулка переходная; 6 – кронштейн; 7 –
гайка накидная; 8 – проставка; 9 –
решетка; 10 – наконечник

В соответствии с рис. 5.32 зарядная камера представляет собой стальной корпус с цилиндрической полостью, в которую помещается насыпное ВВ с электровоспламенителем и основное ВВ в виде прессованных таблеток диаметром 6...8 мм и длиной около 9 мм каждая. Зарядные камеры отделены от внутренних каналов ВУ дуралюминовыми либо медными мембранами.

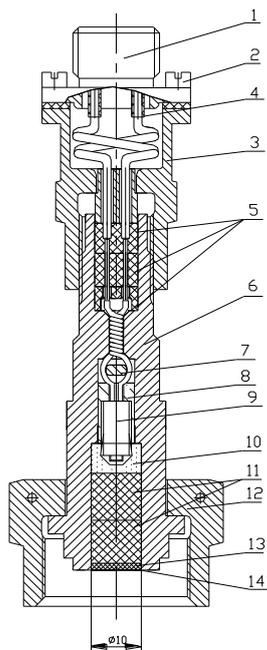


Рис. 5.32. Зарядная камера с зарядом ВВ:

1 – контактный разъем; 2 – винт; 3 – корпус гермовывода; 4 – втулка; 5 – детали уплотнения; 6 – корпус; 7 – лабиринт; 8 – втулка; 9 – электровоспламенитель; 10 – продукт А-IX-1 гранулированный; 11 – продукт А-IX-1 прессованный; 12 – гайка накидная; 13 – пыж; 14 – герметик

Заряды зарядных камер срабатывают при подаче на контактные разъемы постоянного напряжения 27 В.

Зарядные камеры после срабатывания зарядов и прорыва мембран сообщаются с реакционным объемом камеры через каналы в корпусе ВУ и наконечника. По этим каналам осуществляется движение ударной волны и продуктов детонации ВВ в камеру сгорания с последующим воздействием на зону горения. Для обеспечения постоянства состава газа внутри полостей ВУ и исключения возможности образования реагирующих смесей внутренние полости ВУ продуваются азотом через специальный жиклер.

Пятиимпульсные ВУ для камер (см. рис. 5.30 и 5.31) имеют пять зарядных камер с массой ВВ в каждой от 0,6 до 2,2 г (дискретные значения с шагом 0,4 г). Корпуса ВУ являются узлами многократного использования, зарядные камеры – узлами однократного использования. Рис. 5.33. иллюстрирует схему установки ВУ на камеру.

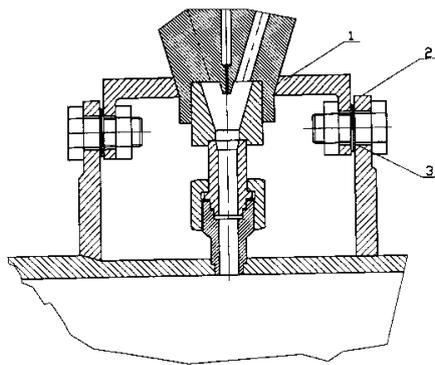


Рис. 5.33. Схема установки пятиимпульсного ВУ на камеру:

1 – кронштейн; 2 – шайба, 3 – болтовое соединение

Рис. 5.34 иллюстрирует двухимпульсное возмущающее устройство. Устройство изготавливается в двух исполнениях: со штуцером продувки полостей (для установки на камеры) и без штуцера продувки (для установки на газогенераторы). В отличие от устройств, представленных на рисунках 5.30 и 5.31, последние имеют ловушку осколков мембран, которой является внутренняя полость ВУ, выполненная в виде полусферы. Ловушка осколков мембран предотвращает их вылет в газовый тракт ЖРД.

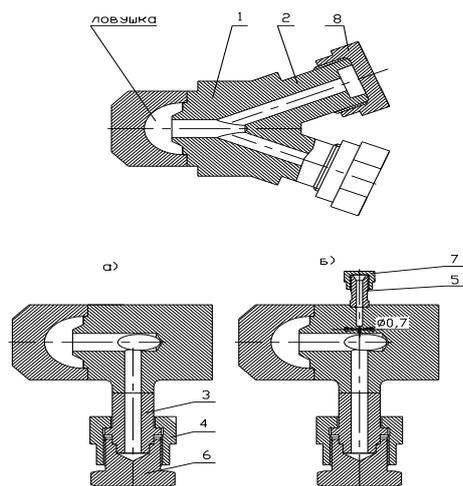


Рис. 5.34. Двухимпульсное возмущающее устройство для камер и газогенераторов

а) – без продувки; б) – с продувкой (зарядные камеры не установлены); 1 – корпус; 2 – штуцер; 3 – наконечник; 4 – гайка накидная; 5 – штуцер продувки; 6, 7, 8 – технологические заглушки

Исследование характеристик, обработка зарядных камер и самих ВУ осуществлялась на экспериментальной установке, схема которой приведена на рис. 5.35.

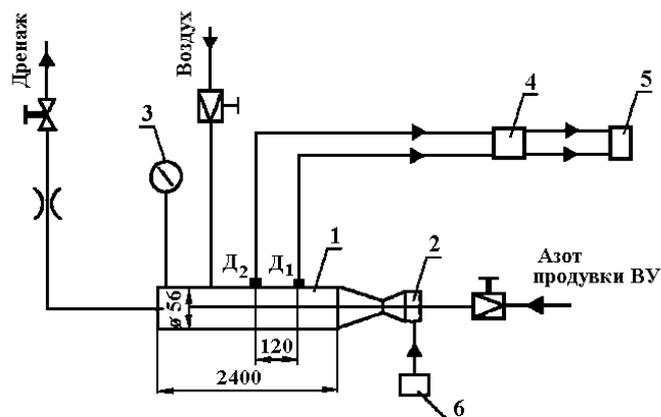


Рис. 5.35. Схема экспериментальной установки по обработке зарядов ВВ и возмущающих устройств:

1 – ударная труба; 2 – ВУ; 3 – манометр; 4 – усилитель сигнала; 5 – регистратор; 6 – источник напряжения; D_1 , D_2 – датчики пульсаций давления

Установка относится к классу ударных труб взрывного действия. Камера ударной трубы 1 диаметром 56 мм заполнялась воздухом при температуре $T=273$ К до давления 5 МПа и выше. Исследуемая зарядная камера (или ВУ) подсоединялись к правому концу трубы через специальный переходник (проходной диаметр сменных переходников составлял 4, 6, 8, 10, 12, и 16 мм). Измерения параметров ударной волны осуществлялись двумя пьезоэлектрическими датчиками D_1 и D_2 (ЛХ-611), установленными по образующей трубы 1 на расстоянии $l=120$ мм друг от друга.

В качестве примера на рисунках 5.36 и 5.37 представлен результат ввода возмущения в ударную трубу 1, заполненную воздухом с давлением 15 МПа, от зарядной камеры с зарядом ВВ массой 1,4 г через штуцер диаметром 8 мм. На рис. 5.36 представлен сигнал датчика пульсаций давления D_1 . Этот рисунок иллюстрирует характер колебательного процесса в ударной трубе 1 после подрыва заряда ВВ. Цикличность процесса обусловлена последовательными отражениями ударной волны от левого и

правого торцов трубы 1. Как видим, колебания в пассивной среде – затухающие. Первый пик давления – максимален; после каждого цикла отражения от левого торца трубы наблюдается существенное ослабление амплитуды ударной волны, которая постепенно вырождается в акустическую.

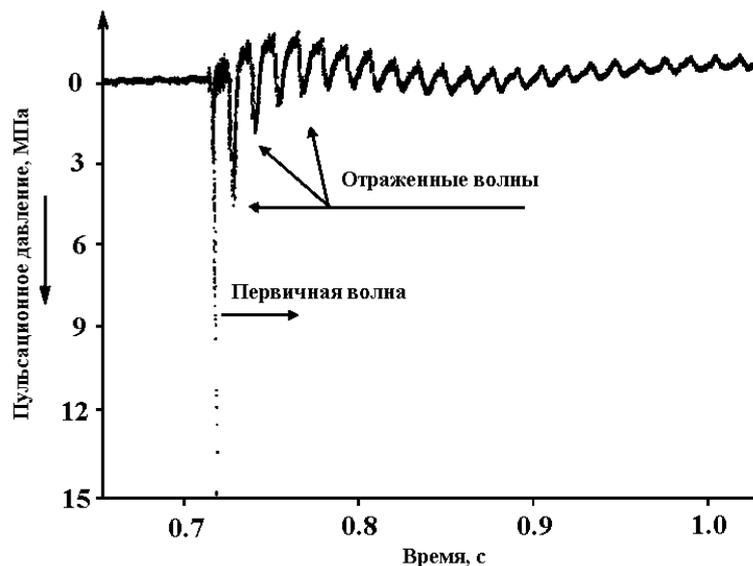


Рис. 5.36. Характер колебательного процесса в ударной трубе, индуцированного импульсным возмущением (сжатая осциллограмма)

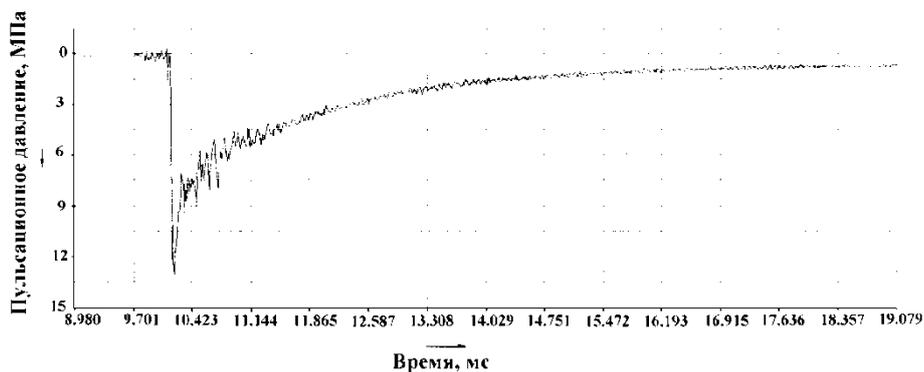


Рис. 5.37. Реакция датчика на прямое прохождение первичной ударной волны

Характер зависимости величины возмущения (ΔP) от массы заряда ($m_{вв}$) и давления (P) в ударной трубе иллюстрирует рис. 5.38.

Рис. 5.37 иллюстрирует реакцию датчика Д1 на прямое прохождение первичной ударной волны.

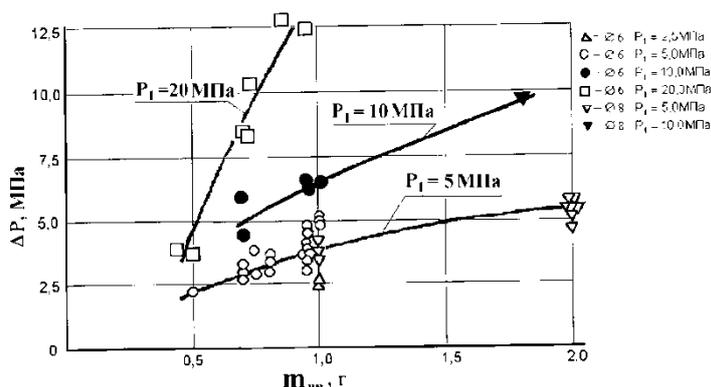


Рис. 5.38. Экспериментальные зависимости величины возмущения от массы заряда и давления в ударной трубе

5.4. ПРОЦЕДУРА ОЦЕНКИ УСТОЙЧИВОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

Процедура оценки устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД в рамках рассмотренных выше диагностических моделей и с учетом приобретенного практического опыта предполагает выполнение следующих основных операций.

1. Подготовку двигателя к проведению специальных огневых стендовых испытаний, включая доработку камеры (газогенератора) с целью последующей установки датчиков пульсаций давления и возмущающего устройства.
2. Проведение испытания с вводом искусственных импульсных возмущений в реакционный объем камеры (газогенератора) на исследуемых режимах работы двигателя с регистрацией естественного и индуцированного импульсными возмущениями колебательного процесса (пульсаций давления в реакционном объеме камеры сгорания, предфорсуночных полостях).

3. Обработку сигналограмм пульсаций давления, включающую спектрально-корреляционный и статистический анализ естественного шума горения.
4. Идентификацию узкополосных спектральных составляющих зарегистрированных колебаний давления.
5. Оценку декрементов и уровней колебаний на резонансных частотах реакционного объема камеры (газогенератора), а также тенденций их изменения в пространстве режимных управляющих параметров.
6. Анализ колебательных откликов процесса горения на искусственные импульсные возмущения (затухающие – незатухающие реакции);
7. оценку параметров затухающих колебательных откликов на искусственные импульсные возмущения.
8. Квалификацию режима работы камеры (газогенератора) с точки зрения устойчивости рабочего процесса.

5.4.1. Подготовка двигателя к проведению специальных огневых испытаний

Основным источником информации об устойчивости процесса горения являются сигналы датчиков пульсаций давления, устанавливаемых в реакционном объеме камеры (газогенератора), предфорсуночных полостях окислителя и горючего.

Как показывает опыт, целесообразно устанавливать на камеру сгорания, доработанную для проведения специальных испытаний, два датчика пульсаций давления, диаметрально противоположно, в плоскости, перпендикулярной оси камеры сгорания, отстающей от огневого днища приблизительно на одну треть цилиндрического участка.

Такое расположение датчиков обеспечивает максимальное значение коэффициента когерентности для несимметричных поперечных форм нормальных колебаний реакционного объема и повышает достоверность идентификации узкополосных составляющих по амплитуде и фазе взаимного спектра сигналов.

5.4.2. Проведение испытаний с вводом тестирующих импульсных возмущений

Ввод тестирующих импульсных возмущений следует осуществлять в пределах проверочного квадрата функциональных установившихся режимов работы двигателя и на неустановившихся режимах (запуска, переходных).

На исследуемых установившихся функциональных режимах работы двигателя возмущения в камеру целесообразно вводить от пятиимпульсного возмущающего устройства (см. рис. 5.30 и 5.31), снаряжаемого зарядами ВВ различной величины, включая минимальную. Минимальная масса заряда ВВ – 0,6 г.

Первое возмущение вводится от заряда с минимальной массой ВВ, последующие – от зарядов с нарастающей массой (0,6; 1,0; 1,4; 1,8 и 2,2 г).

На переходных режимах возмущения вводятся от зарядов массой 0,6 г.

В газогенераторах для ввода тестирующих импульсных возмущений следует использовать двухимпульсное возмущающее устройство с ловушкой осколков мембран (см. рис. 5.34).

На установившихся (стационарных) функциональных режимах работы камеры сгорания интервалы времени между двумя последовательными возмущениями назначаются не меньшими 1 с.

На неустановившихся режимах (запуска и переходных) интервалы времени между возмущениями – не менее 0,1 с.

5.4.3. Спектрально – корреляционный и статистический анализ естественного шума горения

Данные виды анализа используются в начальной стадии исследовательских испытаний для выявления узкополосных составляющих спектра внутрикамерных пульсаций давления и их идентификации с целью последующего определения основного показателя локальной устойчивости

– декремента колебаний на исследуемых режимах работы двигателя. Анализ включает получение оценок:

- авто и взаимных спектров анализируемых сигналов;
- фильтрованных узкополосных спектральных составляющих сигналов;
- авто и взаимных корреляционных функций узкополосных составляющих сигналов;
- плотностей вероятности мгновенных значений и огибающих фильтрованных сигналов.

Для алгоритмов оценки декрементов колебаний по «шумам» спектральными методами статистическая погрешность оценки растет с увеличением разрешающей способности спектрального анализа. Поэтому разрешающая способность должна быть, с одной стороны, по возможности, минимальной, а с другой – достаточной для разрешения интересующих (потенциально опасных) резонансных частот. В этой связи предварительный спектральный анализ следует проводить с различной разрешающей способностью с целью определения оптимальной, которая и будет в дальнейшем использоваться для получения оценок декремента колебаний. Это тем более важно, что возможны случаи расщепления резонансных спектральных подъемов и при недостаточной разрешающей способности – их слияние, что приводит к погрешности (завышению) определяемого значения декремента.

При оценке спектра методом ПЦФ ориентировочный диапазон времени осреднения

$$T_{\text{оср}} = (2000 \dots 10000) / f_{\text{дискр}}$$

Здесь $f_{\text{дискр}}$ – частота дискретизации, при этом приняты следующие базовые значения: $T_{\text{оср}} = 0,08$ с для переходных режимов и $T_{\text{оср}} = 0,25$ с для установившихся режимов работы двигателя.

Диапазон значений полосы пропускания ПЦФ $\Delta_{\phi} = (1,5 \dots 10) / T_{\text{оср}}$ (базовое значение $\Delta_{\phi} = 50$ Гц).

Декремент ПЦФ выбирается из ряда (0,05; 0,1; 0,2). Базовое значение $d_{\phi} = 0,1$.

5.4.4. Идентификация узкополосных составляющих спектра пульсаций давления в камере сгорания

Оценке основного показателя динамической устойчивости процесса горения (декремента колебаний) предшествует процедура идентификации (распознавания природы) узкополосных составляющих спектра внутрикамерных пульсаций давления.

Основной задачей идентификации является получение ответа на вопрос: какие из наблюдаемых узкополосных спектральных подъемов могут являться следствием резонансной реакции объема камеры сгорания на широкополосный шум горения? Следует подчеркнуть что, как правило, идентификация проводится для случаев работы камеры сгорания в режиме узкополосной фильтрации широкополосного шума горения, и значительно реже для случая, когда камера сгорания работает в режиме периодических автоколебаний (с точки зрения идентификации последний случай – наиболее простой).

На шумовых режимах работы камеры сгорания как потенциально автоколебательной системы из узкополосных составляющих спектра внутрикамерных пульсаций давления, как правило, можно выделить по признаку механизма формирования следующие основные классы:

- составляющие с линейно-стационарным (или близким к линейному) механизмом формирования, соответствующие резонансному отклику нормальных мод акустических колебаний реакционного объема камеры сгорания на широкополосное шумовое воздействие турбулентного горения – составляющие класса «резонансный линейный узкополосный шум горения» – “РЛУШГ”;
- вынужденные квазигармонические колебания на частотах, кратных частоте следования (мерцания) лопаток насосов – составляющие класса “роторные частоты” – “РЧ”;
- прочие узкополосные шумы, в том числе с нелинейными механизмами формирования (класс, включающий в себя термоакустические и другой природы локальные автоколебания в

системе подачи топлива, автоколебания в соединительных каналах «датчик – камера» и других присоединенных полостях и т.д.).

Из указанных классов только составляющие класса “РЛУШГ” несут информацию об устойчивости процесса горения, ибо эффективная ширина спектра только таких составляющих пропорциональна величине декремента колебаний.

Спектральные составляющие двух последних классов (“РЧ” и “прочие”), как правило, не несут информации об устойчивости процесса горения и с диагностической точки зрения чаще всего являются узкополосными помехами. Негативное влияние этих помех проявляется при попадании составляющих данных классов в окрестность спектрального подъема той или иной моды резонансных колебаний внутрикамерного объема, что может привести к существенной систематической погрешности в оценке величины декремента колебаний анализируемой моды.

Из представленного выше анализа следует, что основными диагностическими признаками спектральных составляющих класса “РЛУШГ” являются следующие:

- центральные частоты близки к собственным (расчетным) для нормальных мод акустических колебаний внутрикамерного объема;
- автокорреляционная функция $R(\tau)$ узкополосного процесса $P'_v(t)$ является экспоненциально затухающей на частоте спектрального подъема f_v ;
- плотность распределения вероятности $W_{cm}(P'_v)$ мгновенных значений процесса $P'_v(t)$ близка к гауссовой (нормальной), т.е. имеет характерный одnogорбый колоколообразный вид;
- плотность распределения вероятности $W_{cm}(\lambda_v)$ амплитуды (оггибающей) узкополосного процесса $P'_v(t)$ близка к релейевской.

Указанные признаки относятся к категории необходимых для составляющих класса “РЛУШГ” (см. рис. 5.6 раздела 5.1).

Статистические характеристики узкополосных сигналов, принадлежащих к другим классам (с другими механизмами формирования) в совокупности отличаются от рассмотренных.

Составляющие класса “РЧ” могут быть весьма надежно идентифицированы по признаку совпадения их центральных частот с гармониками мерцания лопаток насосов.

Идентификация большинства сигналов в классе “прочие” составляют специальную, в ряде случаев трудноразрешимую задачу. Ее позитивное решение может быть продиктовано желанием устранения источников данных составляющих. С точки же зрения анализа устойчивости процесса горения подобные сигналы обычно изымаются из рассмотрения, как не несущие информации о запасе устойчивости.

Признаком автоколебательного режима горения на той или иной частоте являются двугорбость плотности распределения вероятности мгновенных значений сигнала и близость к нулю значения декремента колебаний (при условии наличия заключения, что данная спектральная составляющая не принадлежит к классу “РЧ”).

В соответствии со сказанным, процедура идентификации узкополосных составляющих спектра внутрикамерных пульсаций давления включает в себя следующие операции:

1. Расчетно-теоретическую оценку частот нормальных мод акустических колебаний реакционного объема, а также оценку частот мерцания лопаток насоса по данным регистрации скорости вращения ротора ТНА (числа оборотов в секунду).
2. Выделение для дальнейшего анализа узкополосных составляющих, попадающих в диапазон ожидаемых частот нормальных мод акустических колебаний реакционного объема.
3. Выделение составляющих класса “РЧ” по признаку совпадения центральных частот анализируемых спектральных подъемов с гармониками частоты следования лопаток насосов (сигналы класса “РЧ” достаточно надежно могут быть выделены на переходных

режимах работы двигателя по числу оборотов вала ТНА и, по необходимости, исключены посредством когерентной фильтрации с сигналом датчика числа оборотов.

4. Выделение сигналов класса “РЛУШГ” включающее в себя:

- узкополосную фильтрацию ν -той спектральной составляющей сигнала $P'_\nu(t)$;
- оценку автокорреляционной функции $R(\tau)$ данной составляющей;
- оценку плотности распределения вероятности $W_{cm}(P'_\nu)$ мгновенных значений и амплитуды $W_{cm}(\lambda_\nu)$ сигнала $P'_\nu(t)$.

В случае, если зависимость $R(\tau)$ и $W_{cm}(P'_\nu)$ обнаруживают явное присутствие периодической составляющей, дается заключение о том, что данные спектральные составляющие не принадлежат классу “РЛУШГ”.

В случае, если автокорреляционная функция $R(\tau)$ затухает, а плотности распределяются $W_{cm}(P'_\nu)$ и $W_{cm}(\lambda_\nu)$ близки соответственно к нормальной и релеевской, дается заключение о возможной принадлежности анализируемой узкополосной составляющей спектра к классу “РЛУШГ”.

Затем осуществляется проверка данного заключения по ряду известных признаков принадлежности исследуемой спектральной составляющей нормальной моде внутрикамерных пульсаций давления. В частности, для диаметрально противоположенного расположения датчиков внутрикамерных пульсаций давления признаком принадлежности исследуемого спектрального подъема ν -той моде нормальных колебаний является близость фазы взаимного спектра параметров $P'_{\nu 1}$ и $P'_{\nu 2}$ к нулю или π на частоте наблюдаемого спектрального подъема. Нулю соответствуют симметричные собственные формы колебаний, π - антисимметричные.

В случае, если фаза взаимного спектра существенно отличается от нуля или π , анализируемый спектральный подъем с высокой долей вероятности не принадлежит к нормальной моде акустических колебаний реакционного объема.

Для составляющих класса “РЛУШГ”, идентифицированных с нормальными модами резонансных колебаний внутрикамерного объема, проводится оценка декремента колебаний – основного показателя линейной устойчивости процесса горения.

Ориентировочная оценка частот продольно-поперечных мод собственных колебаний цилиндрического объема камеры сгорания может осуществляться по известной формуле [5.8]:

$$f_{m,n,\ell} = \frac{c}{2} \sqrt{(1 - M^2) \left[\left(\frac{\alpha_{m,n}}{R_k} \right)^2 + \frac{\ell^2}{L^2} (1 - M^2) \right]}. \quad (5.41)$$

Здесь: $f_{m,n,\ell}$ – частота, Гц; m, n, ℓ – индексы, характеризующие форму колебаний; $m = 1, 2, 3, \dots$ – номер гармоники тангенциальных колебаний; $n = 1, 2, 3, \dots$ – номер гармоники радиальных колебаний; $\ell = 1, 2, 3, \dots$ – номер гармоники продольных колебаний; $\alpha_{m,n}$ – коэффициент, характеризующий форму поперечных колебаний; L – длина камеры сгорания от огневого днища до 2/3 длины сужающейся части сопла; R_k – радиус цилиндрической части камеры; c – скорость звука в продуктах сгорания; M – число Маха продуктов сгорания.

Значения коэффициентов $\alpha_{m,n}$ приведены в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – Значения коэффициентов $\alpha_{m,n}$

mn	0	1	2	3
0	0,000	1,220	2,233	3,238
1	0,586	1,697	2,714	3,726
2	0,972	2,135	3,173	4,192
3	1,337	2,551	3,611	4,693

При использовании формулы (5.41) следует учесть, что установка в камерах сгорания антипульсационных перегородок приводит к снижению резонансных частот поперечных форм собственных колебаний (частоты становятся ниже критических, определяемых выражением $f_{m,n} = \frac{c \cdot \alpha_{m,n}}{2R_k}$).

Установка же резонансного акустического поглотителя может привести к раздвоению резонансной частоты.

Частоты следования лопаток насосов оцениваются по формуле

$$f_{л} = \mu \cdot Z \cdot n, \quad (5.42)$$

где Z – число лопаток рабочего колеса; n – частота вращения ротора ТНА; $\mu = 1, 2, 3, \dots$

5.4.5. Анализ колебательных откликов процесса горения на искусственные импульсные возмущения

Опыт обработки ЖРД по устойчивости рабочего процесса показывает, что можно выделить два основных (базовых) типа динамических реакций процесса горения на введенные тестирующие возмущения:

- а) – затухающая реакция с восстановлением исходного “шумового” состояния в соответствии с рис. 5.40,а;
- б) – незатухающая реакция (динамический переход “шум → автоколебания”) в соответствии с рис. 5.40,б.

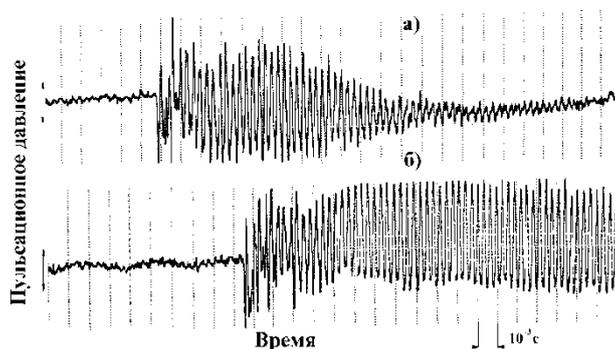


Рис. 5.40. Затухающая – а) и незатухающая – б) реакции процесса горения на тестирующие возмущения

Первый тип реакции характеризует динамически устойчивую колебательную систему (возможно, лишь до определенного уровня возмущений).

Второй тип реакции характеризует динамически неустойчивую колебательную систему (возможно, лишь по превышении определенного (порогового) уровня возмущений).

5.4.6. Квалификация режима работы камеры (газогенератора) с точки зрения устойчивости рабочего процесса

Квалификацию режима работы камеры сгорания проводят путем сопоставления значений декрементов колебаний, определенных по

внутрикамерным шумам, и времени релаксации откликов на тестирующие импульсные возмущения с соответствующими предельными значениями. Рабочий процесс в камере сгорания квалифицируют как устойчивый, если полученные значения показателей устойчивости не выходят за предельные значения.

Если при работе камеры (газогенератора) наблюдаются самопроизвольные динамические переходы режима горения из исходного «шумового» состояния в автоколебательное, то исходный («шумовой») режим горения следует считать неустойчивым.

Если при работе камеры (газогенератора) наблюдаются индуцированные тестирующими импульсными возмущениями динамические переходы режима горения из исходного «шумового» состояния в автоколебательное («жесткое» возбуждение автоколебаний), то исходный («шумовой») режим горения следует считать потенциально неустойчивым.

Если декременты продольных и приведенных к частоте первой тангенциальной моды поперечных (поперечно-продольных) колебаний исходного «шумового» режима горения на той или иной «опасной» резонансной частоте меньше предельно-допустимого значения, то запас устойчивости (к «мягкому» возбуждению автоколебаний) следует считать недостаточным.

Приведение декрементов поперечных (продольно-поперечных) колебаний к частоте первой тангенциальной моды осуществляется по формуле:

$$d_{\text{пп}} = d_v \cdot \frac{f_v}{f_1},$$

где d_v – оцененное значение декремента на частоте f_v ; f_1 – частота первой тангенциальной моды колебаний, определяемая экспериментально или расчетным путем.

Запас устойчивости исходного «шумового» режима горения к «жесткому» возбуждению автоколебаний следует считать достаточным, если время релаксации τ_r откликов на тестирующие импульсные возмущения с амплитудой, большей $15 \bar{A}_{\text{ш}}$ не превышает допустимое предельное значение.

5.5. ПРИМЕРЫ ОЦЕНКИ УСТОЙЧИВОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЖРД

5.5.1. Камера двигателя 4Д75 конструкции КБХМ

Двигатель выполнен по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. Компоненты топлива: АТ+НДМГ. Внутренний диаметр камеры 315,4 мм. Давление в камере на номинальном режиме составляет $P_{к\text{ ном}}=15$ Мпа [5.13].

При стендовой отработке данного двигателя на режимах, близких к номинальному, наблюдались случаи самопроизвольного возбуждения высокочастотных автоколебаний на частоте первой тангенциальной моды ($f \approx 2000$ Гц), приводящих к аварийным исходам испытаний, что говорило о недостаточности запаса устойчивости рабочего процесса в камерах со штатным вариантом смесительной головки.

Смесительная головка камеры была укомплектована двухкомпонентными газожидкостными форсунками: окислительный генераторный газ подавался по центральному цилиндрическому каналу, горючее впрыскивалось в поток окислительного газа через шесть радиальных отверстий.

В связи с выявленной недостаточностью запаса устойчивости были разработаны два опытных варианта смесительных головок: с пятью отверстиями впрыска горючего в поток окислителя (вместо шести) и “струйный”. “Струйный” вариант был снабжен дополнительными струйными форсунками подачи горючего.

Оценка запасов устойчивости рабочего процесса в камерах с данными вариантами форсунок осуществлялась по декрементам малых колебаний и по уровням искусственных импульсных возмущений, приводящих к

возбуждению автоколебаний. На рис. 5.41 и 5.42 представлены зависимости средних значений декремента колебаний от соотношения компонентов топлива и давления в камере.

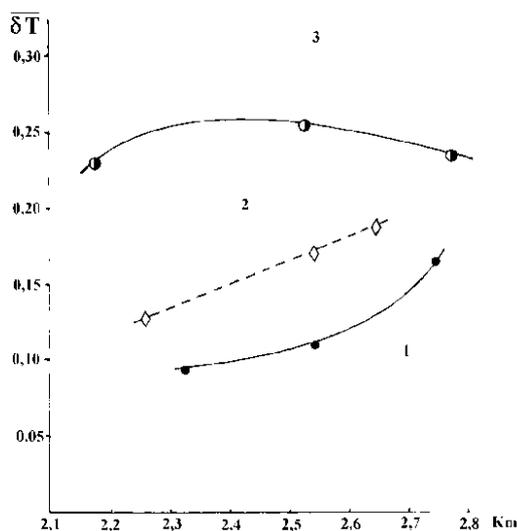


Рис. 5.41. Зависимости среднего значения декремента колебаний на частоте $f = 2000$ Гц от соотношения компонентов топлива в камере:

1 – исходный вариант с шестью отверстиями подачи горючего; 2 – “струйный” вариант; 3 – вариант с пятью отверстиями подачи горючего

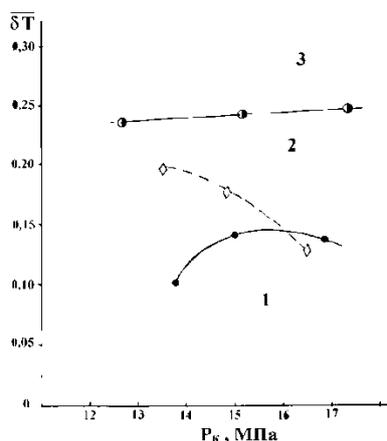


Рис. 5.42. Зависимости среднего значения декремента колебаний на частоте $f = 2000$ Гц от давления в камере:

1 – исходный вариант с шестью отверстиями подачи горючего; 2 – “струйный” вариант; 3 – вариант с пятью отверстиями подачи горючего

Как видим из этих рисунков, наибольшими значениями декрементов колебаний обладает вариант камеры с форсунками, имеющими по 5 отверстий ввода горючего в поток окислителя.

В таблице 5.3 представлены результаты оценки вероятности J устойчивой работы камеры (вероятности не пересечения декрементом колебаний нулевого уровня) с исследуемыми вариантами системы смесеобразования.

Табл. 5.3. – Результаты оценки вероятности J устойчивой работы камеры (вероятности не пересечения декрементом колебаний нулевого уровня) с исследуемыми вариантами системы смесеобразования

Вариант	J	σ_η^2
Исходный	0,9953	0,0047
Струйный	0,9992	0,0008
С пятью отверстиями в форсунках горючего	0,9999	0,0001

Здесь: $\sigma_\eta^2 = m[\eta^2(t)]$ – дисперсия флуктуаций относительного значения коэффициента затухания колебаний (определяется по формуле (5.3); $J = \frac{1}{1 + \sigma_\eta^2}$

– оценка вероятности устойчивой работы.

Как видим, вероятность устойчивой работы максимальна у варианта с пятью отверстиями подачи горючего и минимальна у исходного варианта смесительной головки.

Анализ временных реализаций $\delta_v = \delta_v(t)$, показал, что дисперсия флуктуаций коэффициента затухания колебаний на конкретном реализованном шумовом режиме работы камер с исследуемыми вариантами смесительных головок приблизительно одинакова. Отличия же дисперсии флуктуаций относительных величин $\eta(t) = \frac{\delta_v(t) - \bar{\delta}_v}{\bar{\delta}_v}$ и величины J связано, в

основном, с отличием средних значений коэффициента затухания $\delta_v(t)$. Таким образом, в данном конкретном случае сравнительную оценку запаса устойчивости достаточно проводить по средним значениям декремента колебаний $\bar{\delta}$.

Исследования с вводом искусственных импульсных возмущений в реакционный объем камеры показали, что наибольшими запасами

устойчивости обладают смесительные головки с пятью отверстиями подачи горючего в форсунки. Данное положение иллюстрирует рис. 5.43.

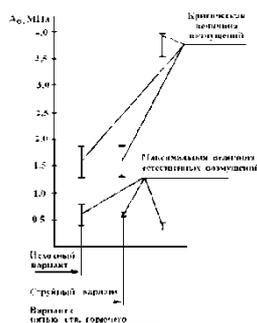


Рис. 5.43. Амплитуды возмущений давления в камере сгорания с различными вариантами смесительных головок

Таким образом, повышение запаса устойчивости рабочего процесса в камерах, укомплектованных форсунками с пятью отверстиями подачи горючего, в сравнении с остальными вариантами, включая исходный, выражается как в повышении среднего значения декремента колебаний $\overline{\delta T}$, так и в повышении величины критических возмущений, приводящих к «жесткому» возбуждению автоколебаний.

Вариант смесительной головки с пятью отверстиями подачи горючего в форсунки был принят в качестве штатного. Последующая эксплуатация двигателя с этим вариантом смесительной головки не выявила случаев возбуждения высокочастотных автоколебаний в камере сгорания.

5.5.2. Камера двигателя РД0210 конструкции КБХА

Двигатель выполнен по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. Компоненты топлива: АТ+НДМГ. Внутренний диаметр камеры 276 мм. Давление в камере на номинальном режиме

$$P_{к\text{ ном}} = 15 \text{ МПа [5.22].}$$

Базовый вариант смесительной головки камеры укомплектован шестидестью одной струйно-центробежной форсункой с внедрением струй горючего в осевой поток окислителя (рис. 5.44).

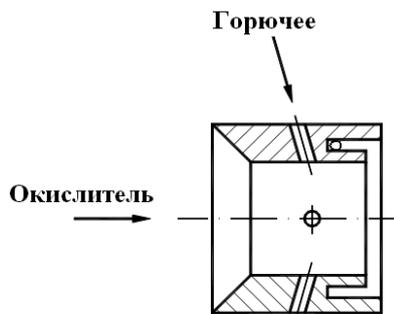


Рис. 5.44. Схема смесительного элемента

При стендовых доводочных испытаниях данного двигателя случаи самопроизвольного возбуждения высокочастотных автоколебаний в камере отсутствовали.

С целью оценки запаса устойчивости рабочего процесса в камере с базовым вариантом смесительной головки была проведена серия стендовых испытаний двигателя с вводом возмущений от пятиимпульсного возмущающего устройства. Схема размещения ВУ и датчиков D_1 , D_2 пульсаций давления на камере представлена на рис. 5.45. Режимы испытаний соответствовали центру и углам проверочного квадрата $P_k - K_m$.

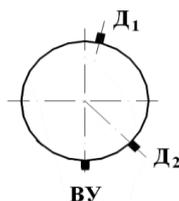


Рис. 5.45. Схема расположения датчиков пульсаций давления и ВУ на камере

На рис. 5.46 представлены осциллограммы реакций рабочего процесса на введенные импульсные возмущения.

Ввод импульсных возмущений в реакционный объем камеры вызывал или затухающий отклик (с довольно продолжительным временем релаксации к исходному шумовому состоянию: $\tau_r \approx 0,025$ с), или возбуждение регулярных автоколебаний на всех режимах работы, за исключением режима $P_{k\max} - K_{m\min}$. В условиях режима $P_{k\max} - K_{m\min}$ отклики на импульсные возмущения

всегда затухали с временем релаксации в исходное шумовое состояние $\tau_r \approx 0,004$ с. Анализ спектрального состава откликов на импульсные возмущения показал, что в камере возбуждалась первая тангенциальная мода акустических колебаний реакционного объема ($f \approx 2400$ Гц).

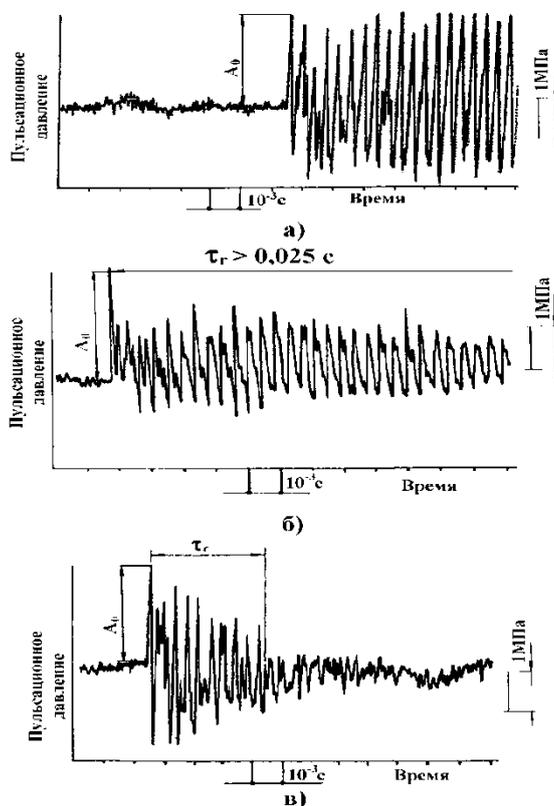


Рис. 5.46. Незатухающий (а) и затухающие (б, в) отклики на импульсные возмущения в камере двигателя:

а, б – режимы работы $P_{КС\text{ ном}} - K_{т\text{ ном}}$; в – режим работы $P_{КС\text{ макс}} - K_{т\text{ мин}}$

Диаграмма начальных относительных уровней затухающих и незатухающих реакций на импульсные возмущения на номинальном режиме работы двигателя представлена на рис. 5.47. На этом рисунке A_0 – величина первого пика отклика на импульсное возмущение, $\overline{A_{ш}}$ – среднее квадратическое значение шума, фильтрованного в окрестности частоты $f = 2400$ Гц. Картина, аналогичная представленной на рис. 5.47, наблюдалась и для других режимов работы двигателя, исключая режим $P_{К\text{ макс}} - K_{т\text{ мин}}$, где, как мы уже отмечали, отклики на импульсные возмущения были затухающими.

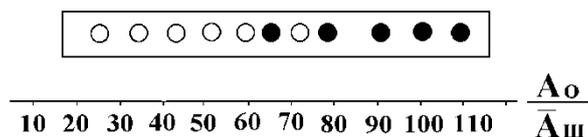


Рис. 5.47. Диаграмма начальных относительных уровней затухающих и незатухающих реакций на ввод импульсных возмущений:

○ – затухающие реакции; ● – незатухающие реакции

Таким образом, тестирование камеры сгорания с базовым вариантом смесительной головки импульсными возмущениями давления показало, что в области пространства режимных параметров, ограниченной проверочным квадратом, исключая режим $P_{к\max} - K_{т\text{-мин}}$, рабочий процесс может пребывать в двух динамических состояниях: шумовом и автоколебательном. При этом переход из исходного шумового состояния в автоколебательное может быть осуществлен вводом в реакционный объем камеры сгорания импульсного возмущения достаточно большой интенсивности. Постановка в камеру с опытом вариантом смесительной головки антипульсационных перегородок из выдвинутых форсунок (рис. 5.48), разработанных в ФКП “НИЦ РКП” привела к полному устранению случаев импульсного возбуждения незатухающих автоколебаний на всех режимах проверочного квадрата.

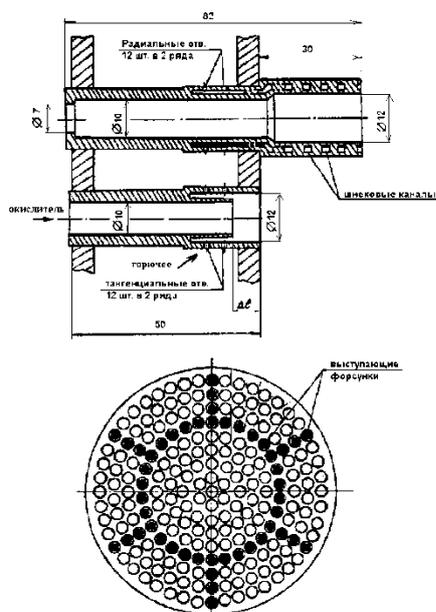


Рис. 5.48. Опытный вариант смесительной головки с антипульсационными перегородками

Отклики на импульсные возмущения, в том числе от зарядов ВВ массой 1,4 г, были во всех случаях затухающими с временем релаксации в исходное шумовое состояние $\tau_r = 0,004$ с (рис. 5.49).

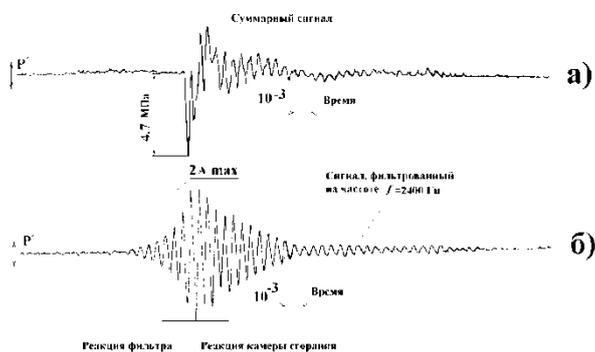


Рис. 5.49. Затухающие реакции камеры с антипульсационными перегородками на импульсные возмущения

а) – суммарный сигнал; б) – сигнал, фильтрованный на частоте 2400 Гц в обратном времени (с “хвоста” затухающей реакции)

Случаи самопроизвольного возбуждения автоколебаний, в том числе и на режиме запуска, в камерах с антипульсационными перегородками отсутствовали.

Выводы по главе 5

1. Опыт практического использования описанных методов активной и пассивной диагностики высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД демонстрирует их достаточно высокую эффективность.
2. Способность разработанных возмущающих устройств, реализующих метод активной диагностики, индуцировать обусловленные неустойчивостью динамические переходы режима горения из состояния шумов в состояние регулярных автоколебаний позволила практически во всех случаях их использования на основе малого

количества огневых стендовых испытаний выявить потенциально неустойчивые режимы работы двигателей, провести сравнение различных систем смесеобразования с точки зрения устойчивости рабочего процесса, выбрать лучший из них, а также оценить эффективность вводимых мероприятий по повышению запаса устойчивости.

Примером является оценка с использованием разработанных возмущающих устройств эффективности антипульсационных перегородок в качестве средства повышения запаса динамической устойчивости процесса горения.

3. Практически во всех двигателях, давших затухающие реакции процесса горения на введенные импульсные возмущения от разработанных возмущающих устройств достаточно большой интенсивности, случаи самопроизвольного возбуждения высокочастотных автоколебаний в процессе последующей эксплуатации этих двигателей отсутствовали. И наоборот, если в двигателях наблюдались случаи (даже очень редкие) самопроизвольного возбуждения автоколебаний при стендовых испытаниях или в процессе эксплуатации, то эти автоколебания, как правило, легко возбуждались вводом импульсных возмущений от разработанных устройств.
4. Дальнейшее совершенствование методов диагностики высокочастотной неустойчивости горения и методики оценки запаса устойчивости требует более глубокого изучения и понимания физических механизмов явления, в том числе и механизма воздействия импульсных возмущений на зону горения. Прогресс в данном направлении может быть достигнут путем разработки, исследования и верификации компьютерных моделей нестационарных процессов преобразования топлива в продукты сгорания в условиях, максимально приближенных к натурным.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ К ГЛАВЕ 5

1. Испытательные комплексы и экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей / А.Г. Галеев, К.П. Денисов, В.И. Ищенко, В.А. Лисейкин, Г.Г. Сайдов, А.Ю. Черкашин; под ред. Н.Ф. Моисеева. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2012. -368 с.: ил.
2. Галеев А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок. Пересвет, Моск. обл.: Изд-во ФКП “НИЦ РКП”, 2010.
3. Шибанов А.А., Пикалов В.П., Сайдоа Г.Г. Методы физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в жидкостных ракетных двигателях. - М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2012. -368 с.: ил.
4. Неустойчивость горения в ЖРД / под ред. Д.Т. Харрье и Ф.Г. Рирдона. М.: Мир, 1975.
5. Culick F.E.C. Unsteady Motions in Combustion Chambers for Propulsion Systems // NORTH ATLANTIC TREARI ORGANISATION RESEARCH AND TECHNOLOGY ORGANISATION. 2006.
6. Драновский М.Л., Иванов В.Н., Пикалов В.П. / Основные принципы оценки устойчивости рабочего процесса в ЖРД к высокочастотным колебаниям давления. // Труды Первой международной авиакосмической конференции. Москва. 1992.
7. Лебединский Е.В., Лозино-Лозинская И.Г., Меркулов И.В., Писаревич Ю.И. Акустические средства борьбы с неустойчивостью горения. М.: «Центр Келдыша», 2005.
8. Ильченко М.А., Крютченко В.В., Мнацаканян Ю.С. и др. Устойчивость рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1995.
9. Agarkov A.F., Denisov K.P., Dranovsky M.L., Zavorohin I.A., Ivanov V.N., Pikalov V.P., Shibanov A.A. Injektor Flame Stabilisation Effects on Combustion Instabiliti. Liquid Enyine Combustion Instability. Progress in Astronautics, USA, 1995, vol. 169.
10. Тихонов В.И., Миронов М.Ф. Марковские процессы. М.: Советское радио, 1977.
11. ТеребижВ.Ю. Анализ временных рядов в астрофизике. М.: Наука, 1992.
12. Разработка алгоритмов и программ определения показателей высокочастотной устойчивости рабочего процесса в ЖРД по прямым измерениям колебаний давления в камерах сгорания / В.П. Пикалов, А.А. Шибанов, И.А. Заворохин, Е.В. Иванова. СергиевПосад, изд-еНИИХиммаш, 1996.
13. Dranovsky M.L. Combustion instabilities in liquid rocket engines testing and development practices in Russia / Progress in astronautics and aeronautics. Vol. 221, 2007.
14. Denisov K.P., Ivanov V.N., Pikalov V.P. On te Nature of Combustion “Nois-to-Auto-Oscillation” Transition in Liquid Rocket Engines. Fouth Internationfl Symposium on Liquid Spase Propulsion. Germany, 2000.
15. Ланда П.С. Автоколебания в системах с конечным числом степеней свободы. М: Наука, 1980.

16. Белый В.В. Исследование статистических свойств процессов горения в камерах сгорания в связи с проблемой динамической устойчивости. // Дисс. ...д-ра ф.-м. наук. ИНХС АН СССР, 1973.
17. Хегай И. Исследование в области методов непрерывной регистрации характеристик динамической устойчивости к слабым возмущениям // Дисс. ... канд. техн. наук. НИИхиммаш, 1969.
18. Методика оценки устойчивости ЖРД к высокочастотным колебаниям по результатам стендовых испытаний / Загорск, изд. НИИхиммаш, 1972.
19. Денисов К.П., Иванов В.Н., Пикалов В.П. / Параметрический метод оценки устойчивости горения к высокочастотным колебаниям давления // «Полет». 2009. Специальный выпуск. С. 102–107.
20. Денисов К.П., Иванов В.Н., Леоненко В.А., Пикалов В.П. / Метод импульсных газодинамических возмущений и его реализация в оценках устойчивости процесса горения в ЖРД. // 4-я международная конференция «Авиация и космонавтика – 2005. Москва. МАИ. 2005.
21. Денисов К.П., Иванов В.Н., Пикалов В.П. / Метод импульсных возмущений в оценках динамической устойчивости рабочего процесса в ЖРД. // Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космической техники и ее роль в устойчивом социально-экономическом развитии общества». Москва. 2009
22. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. – М., Изд-во Рестарт+. 2001. 216 с.

ГЛАВА 6.

МЕТОДЫ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЖРД

Накопленный опыт экспериментальной отработки и эксплуатации ЖРД в отечественной и зарубежной практике, как отмечалось выше, свидетельствует о том, что одной из основных проблем, которую приходится решать при создании и контрольных испытаниях ЖРД (особенно ЖРД большой тяги), являются вопросы обеспечения устойчивости рабочего процесса в камерах и газогенераторах по отношению к возбуждению высокочастотных, главным образом, поперечных акустических колебаний давления.

В процессе решения этой проблемы ЖРД проходят весьма длительную и дорогостоящую стадию доводки по устойчивости рабочего процесса при автономных стендовых испытаниях камер, газогенераторов и двигателя в целом на натуральных режимах работы. Вопросы обеспечения устойчивости процессов в камерах ЖРД решаются обычно путем выбора в процессе отработки приемлемой конструкции смесительной головки, набранной из однотипных или разнотипных смесительных элементов (форсунок), а в случае необходимости – применением антипульсационных перегородок и акустических поглотителей. Из опыта создания отечественных ЖРД известно, что до нескольких десятков различных вариантов смесительных головок приходилось опробовать, прежде чем удавалось найти оптимальный по устойчивости и экономичности вариант, принимавшийся затем в качестве штатной смесительной головки для двигателя.

Для облегчения выбора путей целенаправленного изменения конструкции форсунок, приводящих к повышению запасов устойчивости рабочего процесса, в отечественной ракетно-космической отрасли были разработаны методы оценки показателей устойчивости по результатам обработки пульсаций давления в камерах и газогенераторах (т.е. по естественным внутрикамерным возмущениям – “шумам”) и по реакции рабочего процесса на искусственные импульсные возмущения. Однако разработка даже самой совершенной методики оценки устойчивости по результатам испытаний агрегатов и двигателей на натуральных режимах, безусловно, ещё не решает всей проблемы отработки ЖРД по устойчивости в сжатые сроки и с малыми материальными затратами. Она решает только часть вопросов, поскольку по-прежнему остаётся нерешённой задача

выбора лучших по устойчивости конструкций форсунок и смесительных головок на стадии проектирования и на начальной стадии отработки двигателя.

Количество проверяемых вариантов смесительных головок на этапе опытно-конструкторских работ можно было бы резко уменьшить, если бы удалось получить хотя бы предварительные ответы на следующие вопросы:

- какие конструктивные варианты системы смесеобразования для данного конкретного двигателя и условий его работы являются перспективными с точки зрения обеспечения высокочастотной устойчивости рабочего процесса;
- какова тенденция влияния на устойчивость изменения того или иного конструктивного параметра форсунок;
- какие конструктивные мероприятия в газогенераторе, газовых трактах и камере будут способствовать максимальному демпфированию колебаний.

Отсюда становится совершенно понятной настоятельная необходимость в разработке технически простого, мобильного, не требующего больших материальных затрат метода моделирования условий самовозбуждения автоколебаний в камерах сгорания ЖРД, позволяющего оперативно в упрощённых модельных условиях определять границы областей неустойчивости горения и другие показатели устойчивости для выбора лучших смесительных головок по устойчивости рабочего процесса.

Разработка приемлемого метода огневого моделирования включала решение следующих задач:

- разработку и исследование принципиальных схем и конструкций модельных установок, реализующих выбранный подход к огневому моделированию неустойчивости горения в ЖРД;
- разработку параметрических критериев для выбора модельных режимов работы форсунок и переноса экспериментальных данных по положениям границ устойчивости с модельных режимов на натурные режимы;

- определение на модельных установках показателей высокочастотной устойчивости горения применительно к разрабатываемым камерам и газогенераторам конкретных натуральных ЖРД с выдачей практических рекомендаций.

6.1. ДВА АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ПОДХОДА К РАЗРАБОТКЕ МЕТОДОЛОГИИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ГОРЕНИЯ В ЖРД

Анализ работ, посвящённых поиску эффективных методов моделирования высокочастотной неустойчивости горения в ЖРД, показал, что имеют место два принципиально различных подхода к методике моделирования неустойчивости горения. Различие подходов заключается, главным образом, в выборе среднего давления в модельной камере сгорания.

Точка зрения сторонников подхода к моделированию неустойчивости при высоких (натурных) давлениях [6.1, 6.2] обосновывалось тем, что при моделировании высокочастотной неустойчивости горения в ЖРД необходимо очень точно воспроизвести в модельной камере натурные условия смесеобразования и горения, а этого практически можно достичь только сохранив эти условия неизменными, натурными. Имитацию же акустических условий предлагалось осуществить путём сохранения в модельной камере натуральных значений частот акустических колебаний и близости конфигурации акустических полей. Этот подход автоматически требовал сохранения натуральных компонентов топлива, натуральных смесительных элементов (с уменьшением их количества), натуральных массовых расходов в расчёте на одну форсунку. Облик модельной камеры сводился как бы к “вырезки” из натурной камеры определённого

пространства, во взаимодействии с натурными акустическими частотами. Камера сгорания при этом могла быть цилиндрической, кольцевой, секторной, прямоугольной.

Несмотря на кажущуюся очевидность рассмотренного подхода к моделированию неустойчивости горения при высоких давлениях P_k в модельной камере, он имеет существенный недостаток, заключающийся именно в том, что необходимо соблюдать при моделировании высокий (натурный) уровень среднего давления ($P_k = idem$). Дело в том, что высокий уровень давления в модельной камере является причиной высоких уровней амплитуды A , возбуждающихся колебаний давления. Следствием высокого уровня амплитуды являются, как известно, большой уровень виброперегрузок, способных вызвать механические повреждения отдельных узлов установки и исказить показания датчиков системы измерения, а также возрастание удельных тепловых потоков в стенку, способных вызвать прогары камеры сгорания. Все это затрудняет проведение испытаний такого рода моделей, затрудняет изучение на них закономерностей неустойчивости горения. Высокий уровень среднего давления в модельной камере приводит к усложнению конструкции модельных камер и смесительных головок из-за жестких требований к надежности их работы в составе модельной установки, что сказывается на увеличении материальных затрат на изготовление модельных установок. При проведении модельных испытаний возбуждение в камере высокочастотных колебаний приводит к тем же последствиям, что и при натурных испытаниях двигателей, только все это происходит на фоне уменьшенных в 5...10 раз значений тяг и суммарных расходов компонентов.

Следовательно, рассмотренная концепция использования в модельной камере высокого натурального давления не позволяет значительно упростить и удешевить проведение модельных испытаний по сравнению с натурными. Поскольку в камерах мощных ЖРД уровень среднего давления является высоким (порядка 15,0...25,0 МПа, а в газогенераторах примерно еще в два раза выше), то это не позволяло применять и развивать рассмотренный подход к моделированию при высоких давлениях для ускорения и удешевления доводочных работ по высокочастотной

устойчивости горения в камерах и газогенераторах современных ЖРД. В этой связи представлял большой практический интерес другой альтернативный подход к моделированию условий возбуждения автоколебаний – к моделированию при низких давлениях, в том числе и при давлении, близком к атмосферному.

Точка зрения сторонников такого подхода, развиваемого в России, заключается в том, что необходимо устранить при моделировании неустойчивости горения серьёзное препятствие в виде высокого давления в модельной камере сгорания и перейти к как можно более низкому уровню давления в модельной камере сгорания, в пределе — к давлению, близкому к атмосферному, применяя натурные смесительные элементы. При этом основные режимные параметры, определяющие гидродинамику и неустойчивость рабочего процесса (скорость истечения компонентов топлива из форсунок и, следовательно, объёмные расходы компонентов топлива \dot{Q}) должны быть на уровне их натуральных значений.

Если при моделировании предполагается использовать полноразмерные смесительные головки в составе полноразмерных по геометрии модельных камер, то низкие давления в модельных камерах сгорания могут быть получены только за счёт использования малых массовых расходов топлива \dot{m} , поэтому если давление P_k и расход топлива \dot{m} уменьшаются, например, в 100 раз, то условие $\dot{Q} = idem$ требует, чтобы плотность исходных компонентов топлива уменьшилась примерно во столько же раз. Жидкостей с такой малой плотностью не существует. Отсюда однозначно вытекает необходимость использования для модельных камер сгорания газообразных компонентов топлива, вследствие их малой плотности при давлении, близком к атмосферному.

В пользу возможности использования газообразных компонентов топлива при моделировании неустойчивости горения служит то обстоятельство, что в практике создания российских ЖРД преобладают двигатели с высоким уровнем внутрикамерного давления, а в двигателях с дожиганием генераторного газа один компонент топлива уже является газообразным. Компоненты топлива в камеру сгорания поступают в условиях

сверхкритических значений по давлению и температуре или близких к этим условиям (таблица 6.1).

Таблица 6.1 – Значения давления P и температуры t для некоторых ракетных топлив

Наименование компонента топлива		Критические значения		Наиболее распространенные значения		Примечание
		$P_{кр}$, МПа	$t_{кр}$, °C	$P_{к,гг}$, МПа	t , °C	
горючее	Несимметричный диметилгидразин (НДМГ)	5,9	249	10...50	170...200	—
	Керосин (типа РГ-1)	1,71...2,31	411...418	10...60	260	195° - температура начала перегонки РГ-1; 270° - 98 % перегоняется
	Водород (H ₂)	1,3±0,02	-240	10...60	-210...-240	—
окислитель	Кислород (O ₂)	5±0,02	-119,0	10...60	-137...-167	$t_{ггв} = 650^{\circ}\text{C}$ $t_{гго} = 450 + 550^{\circ}\text{C}$
	Четырехокись азота (N ₂ O ₄)	~10	158,2	—	—	—
	Азотная кислота (HNO ₃)	10,2	258	—	—	—

Обозначения: $P_{к,гг}$ – давление в камере или газогенераторе; $t_{ггв}$, $t_{гго}$ – температуры в восстановительном и окислительном газогенераторах соответственно

Известно, что при сверхкритических значениях давления и температуры жидкие компоненты топлива по своим свойствам приближаются к свойствам плотного газа, поэтому процессы дробления, распыла, испарения становятся не определяющими в общем комплексе физико-химических превращений топлива. Скорость протекания рабочего процесса в этом случае определяется и может моделироваться скоростью процесса перемешивания потоков горючего и окислителя.

Сказанное выше даёт основание использовать в модельной камере сгорания для моделирования смесеобразования вместо жидких компонентов топлива газообразные компоненты.

6.2. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К РАЗРАБОТКЕ ФИЗИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

При формировании облика модельных установок, работающих на газообразных компонентах топлива при низком внутрикамерном давлении (близком к атмосферному), были учтены общие требования, которые предъявляются к любым упрощённым физическим моделям.

В соответствии с общепринятым определением физическое моделирование – это экспериментирование на выполненных в соответствии с требованиями теории подобия физических моделях, явления в которых имеют ту же физическую природу, что и в натуральных объектах. Фактически оно сводится к исследованию самой физической модели в имитируемых условиях испытаний натурального объекта. Физические модели сохраняют специфику реального объекта, они конкретны и воспроизводят в определенном масштабе некоторые физические закономерности, присущие реальному объекту.

Приближенное моделирование любого сложного процесса опирается на известное положение о том, что конечный результат сложного процесса в зависимости от конкретных условий преимущественно определяется лишь некоторыми отдельными элементами и явлениями сложного комплекса. Остальные явления играют при этом несущественную, второстепенную роль, в результате чего формальное соблюдение всех условий подобия не является обязательным. Иначе говоря, реальные процессы можно рассматривать как некоторые предельные случаи, результат которых зависит только от некоторых частных явлений сложного комплекса. Отсюда понятно, что результативность приближенного моделирования в каждом конкретном случае будет в решающей степени зависеть от того, насколько правильно удалось экспериментатору выявить, а затем воспроизвести в модельных условиях основные, определяющие исследуемое явление параметры.

Физическая модель должна не только правильно отражать изучаемый реальный процесс, но в тоже время быть существенно менее сложной, чем сам натуральный объект.

Сопоставление результатов модельных и натуральных испытаний является наиболее полной проверкой правильности принятых допущений при разработке метода моделирования. При этом наиболее удобно и просто сравнивать результаты модельных и натуральных испытаний, если масштаб моделирования основных, определяющих исследуемый процесс параметров, выбран равным единице.

Информация, получаемая по результатам модельных испытаний, может быть качественной и количественной. Конечной целью моделирования для решения задач оценки лучших по устойчивости форсунок и смесительных головок для конкретного двигателя является получение количественных оценок по прогнозируемым характеристикам, т.е. в нашем случае по режимным параметрам натурной камеры или натурального газогенератора на границе и в области неустойчивости. Решение вопроса об улучшении или ухудшении устойчивости рабочего процесса при комплектовании смесительной головки тем или иным вариантом форсунок должно основываться на определении близости границы области неустойчивости к конкретной рабочей области моделируемых режимных параметров камеры или газогенератора, а не вообще по расположению областей неустойчивости относительно друг друга для различных смесителей. С целью повышения точности моделирования экспериментаторы постоянно должны уделять серьезное внимание совершенствованию моделей. Улучшение характеристик моделей и их совершенствование, равно как и уточнение зависимостей для сравнения результатов модели и природы, производится путем уточнения первоначальных представлений, использовавшихся при разработке моделей.

Из сказанного выше следует, что для успешного приближенного моделирования неустойчивости горения в ЖРД должен использоваться неформальный подход. Не формальность его связана с необходимостью привлечения физических представлений об исследуемом сложном

процессе, каким является высокочастотная неустойчивость горения в ЖРД. В общем случае неустойчивость горения является результатом взаимодействия акустических колебаний в камере сгорания и в каналах форсунок с такими явлениями как распыл, испарение, смешение, химическая кинетика. От правильности оценки роли каждого из этих явлений в процессе неустойчивости горения для условий работы конкретного ЖРД и точности воспроизведения в модельных условиях выбранного определяющего явления зависит точность приближенного моделирования.

Согласно третьей теореме подобия необходимым и достаточным условием обеспечения подобия двух объектов (явлений, процессов, систем и др.) является обеспечение:

- геометрического подобия модели и природы;
- пропорциональности сходственных параметров, входящих в условия однозначности;
- равенства определяющих критериев для природы и модели.

Под условиями однозначности понимают геометрическую характеристику пространственной области, значения физических постоянных, начальные и граничные условия.

Таким образом, для создания модели, в которой процесс протекал бы подобно оригиналу, необходимо:

- выбрать параметры модели на основании теории подобия и обеспечить равенство определяющих критериев подобия;
- добавить к определяющим критериям подобия одинаковые для природы и модели граничные и начальные условия.

Следование рассмотренным выше принципам и правилам приближенного моделирования и требованиям третьей теоремы подобия, должно привести к созданию такой упрощенной физической модели камеры сгорания и организации рабочего процесса в ней, чтобы обеспечивалась достоверность прогнозирования устойчивости горения при минимальных затратах на разработку этой прогнозной модели.

Геометрическое подобие может быть обеспечено использованием в первую очередь натуральных форсунок, групп натуральных форсунок или полноразмерных смесительных головок. С геометрией конкретной исследуемой форсунки связано столько особенностей в организации процессов смесеобразования и горения, что попытки манипулировать геометрическими размерами форсунки при моделировании рабочего процесса оказываются практически бесперспективными.

Подход к выбору геометрических размеров модельной камеры сгорания может осуществляться как к цилиндрическому резонатору. Резонатор задает набор акустических частот продольных и поперечных колебаний, взаимодействующих с процессом горения. Поскольку масштаб моделирования равен единице, то геометрия модельных камер выбирается таким образом, чтобы собственные частоты акустических колебаний модельной и натурной камеры сгорания совпадали.

Кроме обеспечения геометрического подобия (в соответствии с третьей теоремой подобия) должно быть обеспечено при моделировании также подобие граничных и начальных условий. Обязательным условием подобия полей скорости, концентрации, температуры и т.д. в сходственных сечениях и точках начального участка факелов форсунок является подобие распределения потоков окислителя и горючего, автомодельность течения и гомохронность (соответствие по времени) хода физико-химических превращений.

Критерии подобия, характеризующие исследуемый процесс, находятся либо из решения уравнений, описывающих этот процесс, или же методом анализа размерностей, если уравнения неизвестны.

Обеспечить идентичность всех критериев подобия оказывается практически невозможно. Поэтому для реального осуществления моделирования приходится отступать от строгого подобия явления, но так, чтобы не утратить в результате исследований наиболее существенное, не получить большое искажение искомых величин. Очевидно, что пока степень искажения не превосходит погрешности опыта, приближенное подобие практически тождественно точному [6.3, 6.4]. При отступлении от

выполнения некоторых условий подобия можно обеспечить приемлемую точность результатов моделирования. Следует иметь в виду, что любое моделирование всегда является приближенным. Получить реальную возможность моделирования явления можно только путем сокращения до минимума числа критериев подобия, т.е. путем обеспечения приближенного подобия. Например, можно пренебречь теми или иными критериями в определенных областях значений переменных. Такие области называются автомодельными. В частности, можно исключить из рассмотрения критерии Рейнольдса, если их значения $\geq 10^4$, поскольку в этом случае в модельных и натуральных условиях реализуется турбулентное течение.

Отсюда видно, что по сравнению с методом моделирования при высоких (натурных) давлениях подход к использованию в модельной камере низких давлений ориентирован на необходимость развития методов более приближенного моделирования для оценки высокочастотной неустойчивости горения в ЖРД. При таком подходе, как отмечалось выше, не требуется в точности соблюдать весь комплекс физико-химических процессов, протекающих в натурной камере сгорания. Достаточно выполнить имитацию только самых характерных сторон рабочего процесса.

Следует заметить, что на первоначальном этапе разработки и совершенствования в ФКП "НИЦ РКП" методов физического моделирования высокочастотной неустойчивости горения акцент был сделан на применение для исследований на модельных режимах (при атмосферном давлении на газообразных компонентах топлива) полноразмерных смесительных головок в составе полноразмерных камер сгораний для оценки тенденций влияния конструктивных параметров систем смесеобразования на положение границ областей высокочастотной неустойчивости. По этой методике были испытаны полноразмерные смесительные головки некоторых двигателей с дожиганием и без дожигания генераторного газа. Определялись границы областей самовозбуждения автоколебаний и границы гистерезисного исчезновения колебаний.

Параллельно производились пробные испытания одиночных натуральных двухкомпонентных форсунок в составе однофорсуночных маломасштабных модельных камер сгорания, у которых натурные значения собственных частот акустических колебаний обеспечивались выбором геометрических параметров модельной камеры, а требования к назначению модельных режимных параметров совпадали с аналогичными требованиями для испытаний форсунок, которыми укомплектовывались полноразмерные натурные смесительные головки. Результаты испытаний однофорсуночных модельных камер сгорания сравнивались с результатами модельных испытаний полноразмерных смесительных головок и с результатами натуральных испытаний, демонстрируя качественно одинаковый характер влияния геометрических параметров форсунок на устойчивость.

По мере накопления опыта экспериментальных исследований на модельных установках стало очевидно, что наиболее приемлемой для практического использования является методика огневых модельных испытаний одиночных натуральных форсунок. Эта методика обладает существенным преимуществом перед методикой проведения огневых модельных испытаний полноразмерных смесительных головок, главным образом, по таким двум позициям как значительно более высокая оперативность получения информации, так и несравненно более низкая стоимость проведения модельных испытаний различных вариантов форсунок на установках лабораторного типа.

Методика проведения огневых испытаний на однофорсуночных модельных установках позволяет:

- оперативно и при малых материальных затратах определять в модельных условиях границы областей высокочастотной неустойчивости горения для различных вариантов натуральных форсунок и по положениям границ устойчивости определять тенденцию влияния на устойчивость конструктивных параметров форсунок;
- выбирать лучший вариант форсунки по устойчивости горения из числа исследованных вариантов форсунок в модельных условиях;

- решать отдельные частные вопросы по высокочастотной устойчивости горения, связанные, например, с оптимизацией конструктивных параметров форсунок или демпфирующих устройств (газовые каналы форсунок, антипульсационные перегородки, акустические поглотители) или связанные с исследованием особенностей проявления механизмов неустойчивости горения;
- производить оценку оптическим методом распределение по длине факела форсунки интенсивности излучения радикалов химических реакций, характеризующей скорость сгорания топлива, для определения структуры зоны горения.

Принципиальные схемы типовых конструкций огневых модельных установок, прошедших экспериментальное апробирование в ФКП “НИЦ РКП” в процессе проведения исследований на них высокочастотной неустойчивости рабочего процесса, представлены на рис. 6.1, 6.2 и 6.6.

Наподобного рода модельных установках был получен обширный экспериментальный материал по тенденциям влияния отдельных конструктивных параметров форсунок и смесительных головок на высокочастотную устойчивость рабочего процесса.

Выход модельной камеры сгорания на неустойчивый режим работы может осуществляться путём изменений объёмных расходов газообразных компонентов топлива, приводящих к изменениям скорости истечения из форсунок компонентов топлива и интенсивности их перемешивания.

Основными способами изменения объёмных расходов газообразных компонентов топлива являются следующие [6.2]:

- при давлении в камере сгорания $P_k \approx 0,1$ МПа изменяются массовые расходы газообразных компонентов топлива ($\dot{m} = var$) при постоянной их плотности (см. рис. 6.1);
- при $P_k \geq 0,18$ МПа и $\dot{m} = const$ изменяется плотность газообразных компонентов топлива за счёт изменения давления в камере сгорания ($P_k = var$) путём изменения площади критического сечения сопла

- ($F_{кр} = var$) с помощью подвижного охлаждаемого конуса, устанавливаемого в центре сопла (см. рис. 6.2);
- при $P_K \geq 0,1$ МПа и $\dot{m} = const$ изменяется плотность газообразных компонентов топлива ($\rho = var$) путём изменения их начальной температуры.

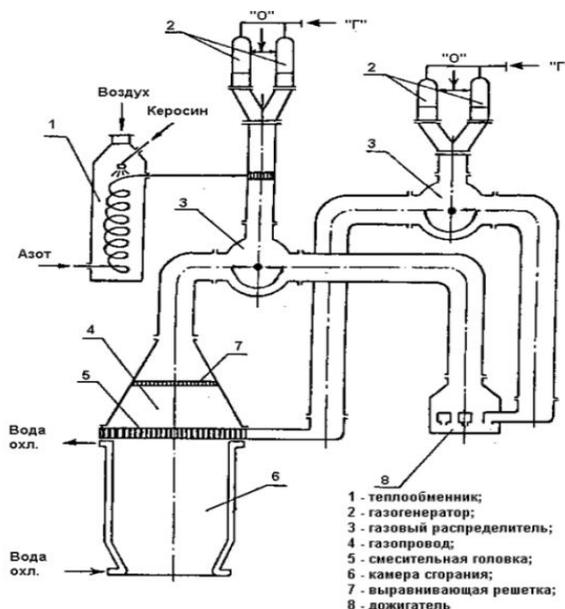


Рис. 6.1. Схема модельной установки с полноразмерной камерой, работающей на компонентах топлива АТ-НДМГ по способу:

$$P_K = 0,1 \text{ МПа} \approx const; \dot{m} = var$$

Выбор того или иного способа определения границ областей неустойчивости, по положению которых делается вывод о тенденции влияния на устойчивость рабочего процесса исследуемого параметра, определяется возможностями экспериментатора.

Для обеспечения подobia процессов смешения без вмешательства в конструкцию форсунок в общем случае были разработаны и использовались следующие приемы выбора модельных режимов:

- разбавление (балластировка) одного из модельных компонентов инертным газом (азот, гелий);
- смешение модельных горючих различной плотности (метан, пропан);

- подогрев или охлаждение модельных компонентов до температур, обеспечивающих близость соотношения плотностей окислителя и горючего $\rho_o/\rho_r = idem$.

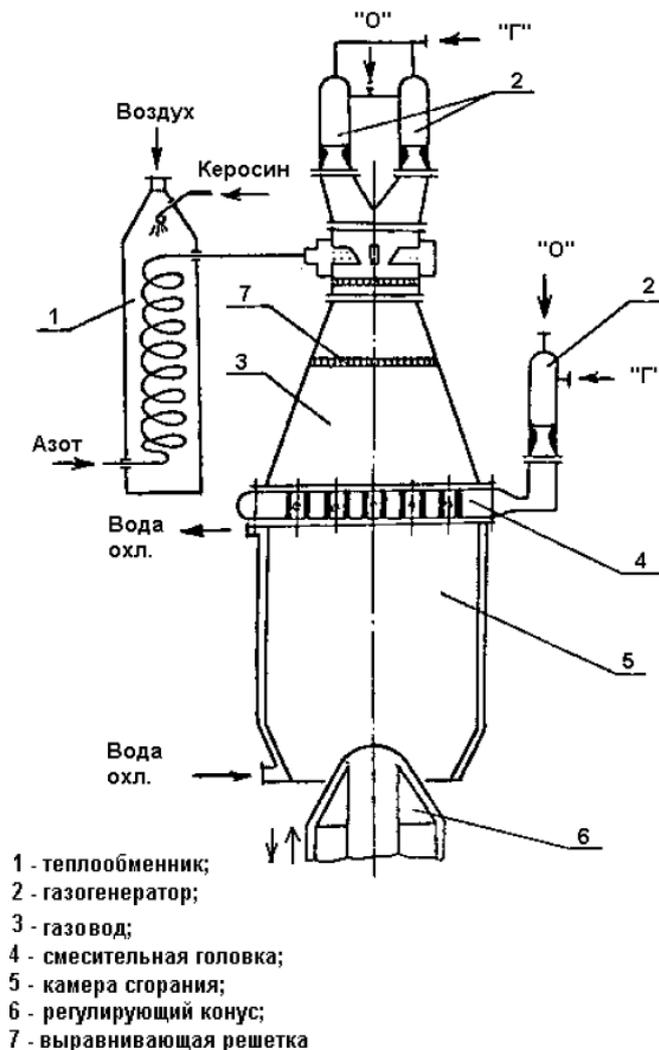


Рис. 6.2. Схема модельной установки с полноразмерной камерой, работающей на компонентах топлива АТ-НДМГ по способу:

$$P_k = var; \dot{m} = const$$

Ниже на рис. 6.3 приведены одна из возможных циклограмм проведения модельных испытаний и схема графического представления результатов испытаний [6,2, 6,5]:

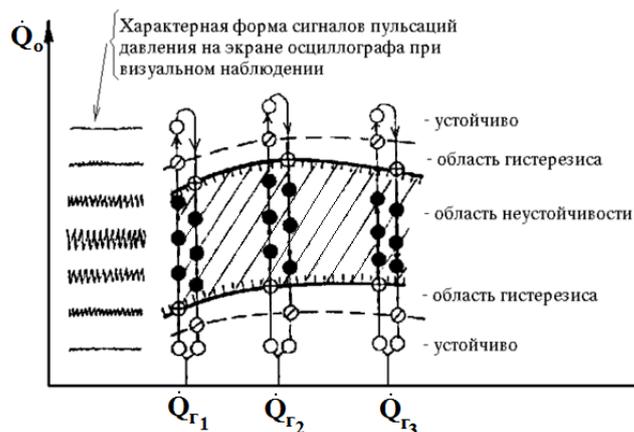


Рис. 6.3. Пример циклограммы определения границ областей неустойчивости на модельной установке, работающей по способу: $P_k \approx 0,1 \text{ МПа} = \text{const}; \dot{m} = \text{var} (\dot{Q} = \text{var}); \dot{Q}_o$ — объёмный расход окислителя, \dot{Q}_r — объёмный расход горючего

Облик моделирующей установки, работающей практически при атмосферном давлении на газообразных компонентах топлива может быть представлен, например, в следующем виде (см. рис. 6.1). Исследуемая полноразмерная смесительная головка комплектуется форсунками натурной геометрии и проходит испытания в составе полноразмерной модельной камеры сгорания по диаметру D_k и длине цилиндрической части L_c . Камера выполнена разъемной (в месте стыка со смесительной головкой), без закритической части сопла ("очковая" камера) и имеет автономное водяное охлаждение оболочек. Диаметр критического сечения сопла $d_{кр}$ модельной камеры выбирается несколько больше натурального. Выбор натурной геометрии модельной камеры обеспечивает реализацию близких к натурным собственным частот акустических колебаний, т.е. условие $f = idem$.

Для правильного выбора модельных режимов, резко отличающихся от натуральных уровнем среднего давления, и последующего распространения результатов моделирования на натуру необходимо использование специально разработанных параметрических критериев подобия. Следовательно, такой подход к моделированию является в известной мере неформальным. Он предполагает наличие определенных знаний у экспериментатора о характерных особенностях рабочего процесса,

устойчивость которого исследуется. Чем более полными являются эти знания, тем более обосновано могут быть выбраны модельные режимы и тем более точный прогноз по устойчивости рабочего процесса в натуральных условиях может быть сделан по результатам модельных испытаний. Необходимость привлечения для моделирования априорной информации о характерных особенностях рабочего процесса является недостатком рассматриваемого подхода к моделированию при низких давлениях. Точность количественного прогнозирования положений границ устойчивости по результатам модельных испытаний при низких давлениях хуже, чем при высоких (натурных) давлениях. Однако, учитывая колоссальные преимущества моделирования процессов неустойчивости при низких давлениях разработка данной методики представляет большой практический интерес. Преимущества этого метода заключается в простоте технологии проведения и информативности модельных испытаний на установках лабораторного типа, в доступности рабочего процесса для проведения специальных исследований и измерений, безопасности при работе в течение длительного времени на неустойчивых режимах без выхода из строя материальной части, в возможности оперативного получения информации по устойчивости с небольшими материальными затратами, а также то, что в первую очередь, представляют интерес результаты сравнительной оценки устойчивости процессов для различных вариантов смесительных головок. Такая методика в полной мере отвечала бы тем требованиям, которые предъявляются в общем случае к методике приближенного моделирования любого сложного процесса.

В процессе практического применения в ФКП “НИЦ РКП” и совершенствования методики огневого моделирования при низком давлении с использованием полноразмерных смесительных головок и камер сгорания стало очевидным, что по сравнению с натурными испытаниями модельные испытания значительно дешевле, но им не хватает мобильности. Цикл изготовления для модельных испытаний смесительных головок натурной геометрии достаточно продолжителен, да и стоимость головок высокая. Поэтому был выполнен поиск способа, который бы позволил на базе принятого подхода к моделированию резко

повысить оперативность получения предварительной информации по устойчивости рабочего процесса с тем или иным вариантом форсунок по результатам модельных испытаний.

В результате был предложен и прошел экспериментальную проверку метод моделирования с использованием одиночной натурной двухкомпонентной форсунки или представительной группы из однокомпонентных или двухкомпонентных форсунок, помещенных в камеру сгорания – резонатор. Размеры камеры-резонатора подбираются таким образом, чтобы обеспечивалась близость собственных частот акустических колебаний в модельной и натурной камерах сгорания (будут рассмотрены в следующих подразделах).

Сравнение результатов огневых модельных испытаний различных вариантов одиночных двухкомпонентных форсунок с результатами испытаний полноразмерных смесительных головок было выполнено многократно. Сравнение осуществлялось по таким показателям устойчивости, как положение границ самовозбуждения колебаний, тенденции изменения величины декрементов колебаний δT , определённых на уровне внутрикамерных “шумов”, характер реакции рабочего процесса на искусственные возмущения давления. По результатам сравнения был сделан вывод о том, что как при испытании одиночных форсунок, так и при испытании натуральных смесительных головок имеет место одинаковая тенденция влияния на высокочастотную устойчивость горения изменения конструктивных параметров форсунок и режимных параметров. Следовательно, маломасштабная однофорсуночная модельная установка может быть использована для оперативной оценки роли тех или иных изменений в системе смесеобразования для каждой конкретной конструкции форсунки. В дальнейшем по мере накопления в ФКП “НИЦ РКП” опыта проведения экспериментальных исследований на модельных установках метод огневых модельных испытаний одиночных двухкомпонентных форсунок оказался наиболее перспективным ввиду своей простоты, дешевизны и оперативности в получении данных по устойчивости [6.2, 6.5, 6.6, 6.7]. Разработанная в ФКП “НИЦ РКП” методика определения границ

устойчивости рабочего процесса для различных смесительных головок по результатам испытаний одиночных форсунок – представителей, которыми укомплектованы исследуемые смесительные головки, резко сокращает весь цикл работ по получению информации об устойчивости при одновременном общем сокращении материальных затрат.

Изготовление одной форсунки (вместо смесительной головки) и ее лабораторные огневые испытания примерно на один-два порядка сокращают как сроки, так и материальные затраты (по сравнению с модельными испытаниями полноразмерных смесительных головок) и дают возможность на любом этапе создания двигателя оперативно произвести экспериментальную проверку большого количества вариантов форсунок с целью выбора лучшего варианта по устойчивости рабочего процесса. Проведение модельных испытаний полноразмерных смесительных головок может быть оправдано только в исключительных случаях, например, на завершающей стадии модельных испытаний одиночных форсунок для повышения точности оценки границ устойчивости в модельных условиях. В этом случае на огневых модельных испытаниях может быть испытано весьма ограниченное число вариантов полноразмерных смесительных головок, укомплектованных форсунками, показавшими лучшие характеристики при их автономных огневых испытаниях, а также форсунками, конструкция которых затрудняет проводить их автономные испытания.

В заключение следует подчеркнуть, что своевременное проведение модельных испытаний одиночных натуральных форсунок или групп форсунок (а в ряде особых случаев и полноразмерных смесительных головок) открывает возможность резкого сокращения количества вариантов смесительных головок для окончательной проверки их на натуральных режимах при стендовых испытаниях камер и газогенераторов.

В связи с изложенным, в планах комплексной отработки устойчивости рабочего процесса в камерах и газогенераторах ЖРД целесообразно предусматривать в качестве первого предварительного этапа – проведение поисковых огневых модельных испытаний форсунок.

6.3. О ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ КРИТЕРИЯХ УСТОЙЧИВОСТИ

Для воспроизведения в модельной камере натуральных условий самовозбуждения автоколебаний необходимо иметь правильные физические представления о структуре параметрических критериев устойчивости. Согласно энергетическому методу для обеспечения автоколебаний в колебательной системе с горением должен выполняться баланс акустической мощности — равенство акустической энергии, генерируемой зоной горения $E_{\text{ген}}$ и теряемой в камере $E_{\text{дис}}$ за период колебаний.

Исходя из этого условия было показано [6.2, 6.7], что параметрический критерий устойчивости может быть представлен в виде произведения двух сомножителей $K_* = K \cdot \cos\varphi$, из которых первый сомножитель $K = \frac{|\delta_{\text{ген}}T|}{\delta_{\text{дис}}T}$ определяет максимальные потенциальные возможности усиления колебаний зоной горения (здесь $\delta_{\text{ген}}$ и $\delta_{\text{дис}}$ — коэффициенты генерации и диссипации колебаний давления соответственно, T — период колебаний), а второй сомножитель, зависящий от угла фазового сдвига φ между колебаниями скорости тепловыделения и давления, указывает на то, какая часть этой располагаемой колебательной энергии, генерируемой зоной горения, может быть израсходована для усиления ($\cos\varphi > 0$) или демпфирования ($\cos\varphi < 0$) колебаний в камере сгорания.

Величина фазового угла определяется выражением $\varphi = 2\pi \cdot (\tau f)$. Здесь τ — некоторое характерное время, f — частота акустических колебаний в камере сгорания. Характерное время τ может быть представлено как время пребывания в зоне горения порции топлива от момента выхода из форсунки до момента превращения основной её части в продукты сгорания:

$$\tau = \frac{L_{\text{зг}}}{U},$$

где $L_{зг}$ — характерный продольный размер зоны горения; U — характерная скорость перемещения компонентов топлива по зоне горения.

Обозначим параметрическую часть фазового угла φ через

$$N = \tau f = \frac{L_{зг} \cdot f}{U} \text{ или } N = \frac{L_{зг}}{\Lambda},$$

где величину $\Lambda = \frac{U}{f}$ можно интерпретировать, в частности, как длину волны гидродинамических возмущений, распространяющихся по зоне горения с частотой f .

Итак, универсальный безразмерный критерий устойчивости K_* включает в себя два других безразмерных критерия: $K = \frac{|\delta_{ген} T|}{\delta_{дис} T}$ — это энергетический (или амплитудный) критерий устойчивости и $\cos 2\pi N$ — фазовый критерий (фазовый коэффициент усиления колебаний зоной горения).

Сугубо ориентировочной расчётной оценкой было показано [6.2], что даже при десятикратном несоблюдении при моделировании величины энергетического критерия подобия K положение нижней границы области неустойчивости будет определено в модельных условиях с погрешностью $\sim 6\%$, которая является вполне приемлемой при приближённом моделировании. Тогда единственным определяемым критерием устойчивости в этом случае является параметрический фазовый критерий N .

Фактически мы пришли к выводу о том, что в качестве определяемого критерия устойчивости может использоваться критерий Релея, выражающий, как известно, соотношение периода акустических колебаний $T = \frac{1}{f}$ и характерного времени горения τ .

Проблема практического использования этого критерия в оценках устойчивости состоит в том, что необходимо уметь определять время τ или комплекс величин, пропорциональных этому времени.

К выводу о главенствующей роли в возникновении автоколебаний фазового критерия пришли, в частности, авторы работ [6.3, 6.4], а также других работ. Известны попытки использования времени запаздывания τ (как одной из

составляющих фазового критерия $N = \tau f$) для анализа акустической устойчивости рабочего процесса ЖРД [6.8].

По результатам оптических измерений интенсивность излучения радикала СН специальными экспериментами [6.2, 6.9] в ФКП “НИЦ РКП” было показано, что высокочастотная неустойчивость горения определяется, главным образом, процессами преобразования исходного топлива в продукты сгорания на начальном участке зоны горения, на котором генерируется до 90% колебательной энергии. При этом было также установлено, что концу начального участка зоны горения соответствует осевое сечение факела с максимальной скоростью сгорания (практически соответствующей максимальной скорости смешения). Следовательно, под присутствующей в фазовом критерии величиной $L_{зг}$ следует рассматривать длину начального участка зоны горения (зоны смешения $L_{см}$).

Таким образом, принятая в ФКП “НИЦ РКП” методология разработки физической модели относительно режимов самовозбуждения автоколебаний основывается на моделировании, главным образом, фазовых условий, характеризуемых критерием $N = \frac{L_{зг} \cdot f}{U}$. Фазовые условия являются необходимыми для возбуждения автоколебаний. Вместе с тем, как показывают экспериментальные данные, в большинстве случаев они являются и достаточными.

Для определения критерия N необходимо знать характерную протяжённость зоны горения $L_{зг}$. В случае, если определить величину $L_{зг}$ не представляется возможным, то при анализе результатов модельных испытаний вместо параметра $L_{зг}$ могут быть использованы характерные размеры зоны горения, которым значение $L_{зг}$ пропорционально.

Процедура определения характерных размеров зоны горения, которая подробно описана в работах [6.2, 6.9], производилась по регистрации распределений вдоль факела пламени интенсивности излучения радикалов СН на открытом факеле пламени одиночной форсунки (рис. 6.4).

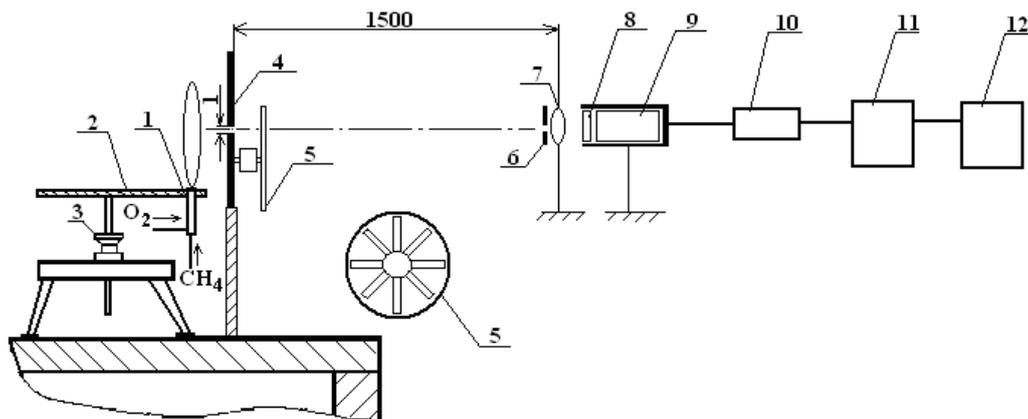


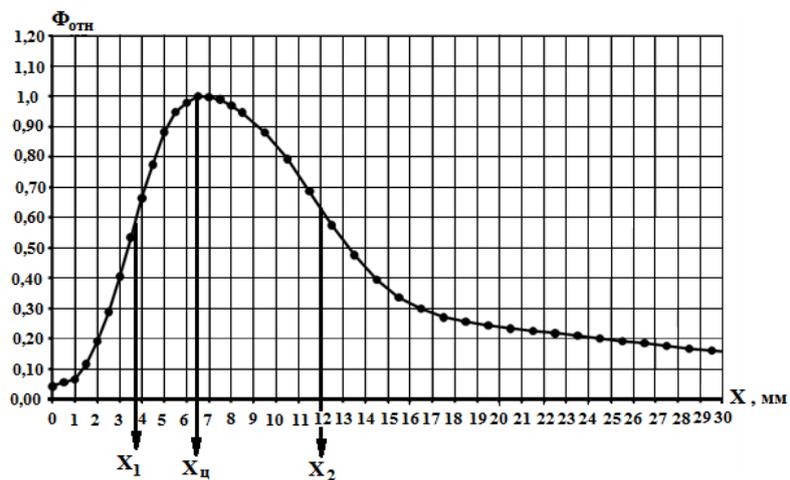
Рис. 6.4. Схема установки по определению профилей излучения радикалов СН вдоль факела пламени:

1 – форсунка; 2 – подвижная платформа; 3 – штурвал перемещения платформы по высоте; 4 – светонепроницаемый экран; 5 – прерыватель светового потока; 6 – диафрагма; 7 – конденсорная линза; 8 – интерференционный фильтр; 9 – фотоумножитель; 10 – предусилитель; 11 – оптический регистратор; 12 – компьютер

Определялись кривые распределения интенсивности излучения радикалов СН вдоль факела пламени $\Phi(x)$, характеризующие кривые скорости горения $W(x)$, и производные от этих кривых $\frac{\partial \Phi}{\partial x}$. В качестве примера такие кривые представлены на рис. 6.5, где показана методика определения трёх характерных размеров зоны горения: L_1 , $L_{ц}$, L_2 .

Характерная длина зоны горения $L_{ц}$ соответствует расстоянию от торца форсунки до сечения с максимальной скоростью сгорания W_{max} . Характерные длины L_1 и L_2 соответствуют расстоянию от торца форсунки до сечений, в которых расположены локальные значения максимумов изменения скорости сгорания $\left(\frac{\partial W}{\partial x}\right)_{max}$, находящиеся слева и справа от сечения с максимумом скорости сгорания W_{max} . Характерные времена зоны горения могут быть определены в виде отношения соответствующей характерной длины зоны горения L_i к осевой скорости истечения из форсунки горючего U_r или окислителя U_o .

а)



б)

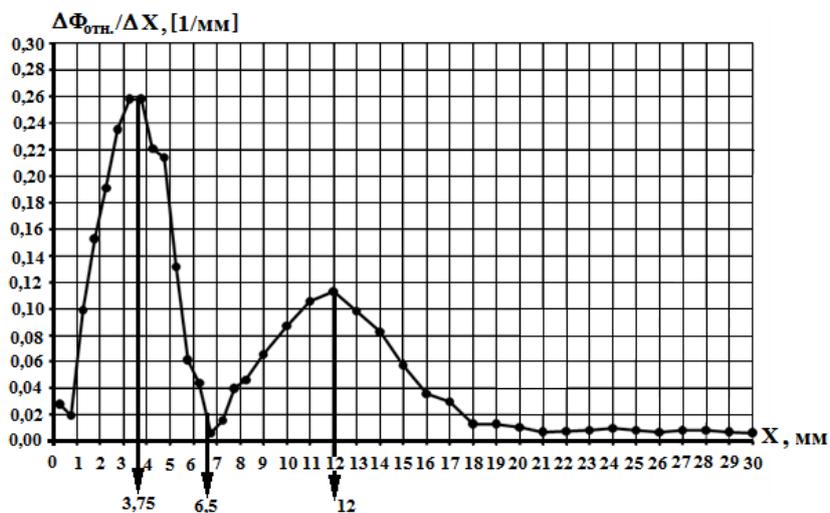


Рис. 6.5. Определение характерных размеров зоны горения (форсунка К-3, $\varphi_m=0,703$; исп. №3)

6.4. ОСНОВНЫЕ ФИЗИЧЕСКИЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ, КРИТЕРИИ И ПРИЁМЫ, КОТОРЫМИ СЛЕДУЕТ РУКОВОДСТВОВАТЬСЯ ПРИ ПОДГОТОВКЕ И ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЙ ФОРСУНОК В СОСТАВЕ МОДЕЛЬНЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ С НИЗКИМ ВНУТРИКАМЕРНЫМ ДАВЛЕНИЕМ

Характерное (важное для моделирования неустойчивости) время запаздывания сгорания топлива $\tau_{зг} = \frac{L_{зг}}{U}$ после ввода его в камеру сгорания является ключевым параметром при моделировании и оценке показателей высокочастотной устойчивости рабочего процесса.

Определяемым критерием подобия условий возбуждения автоколебаний является фазовый критерий устойчивости, представляющий собой соотношение характерного времени зоны горения $\tau_{зг}$ и периода акустических колебаний $T = \frac{1}{f}$:

$$N = \frac{\tau_{зг}}{T} = \tau_{зг} f = \frac{L_{зг} f}{U} = \frac{L_{зг}}{\Lambda},$$

где: f — частота колебаний; $L_{зг}$ — характерный продольный размер зоны горения; U — характерная скорость истечения компонентов топлива (горючего или окислителя), обеспечивающая максимальное значение коэффициента усиления колебаний зоной горения: $K_{max} = \cos 2\pi N_{max} = 0,9 \dots 1,0$; Λ — длина гидродинамической волны на частоте f .

При определении фазового параметрического критерия N следует иметь в виду, что зоне горения (при любой схеме смесеобразования) присущи три характерных продольных размера:

$$L_{зг,1} \equiv \left(\frac{\partial \Phi(x)}{\partial x} \right)_{max,1}; L_{зг,ц} \equiv \Phi_{max}(x); L_{зг,2} \equiv \left(\frac{\partial \Phi(x)}{\partial x} \right)_{max,2},$$

которые могут быть экспериментально определены по результатам оптических измерений распределения вдоль факела пламени интенсивности излучения $\Phi(x)$ соответствующих промежуточных радикалов химических реакций.

С использованием указанных характерных длин зоны горения для каждого режима на границе устойчивости могут быть определены значения фазового критерия N_i и соответствующие им значения величины фазового коэффициента усиления колебаний зоной горения

$$K_i = \cos \varphi_i,$$

где $\varphi_i = 2\pi N_i$ при чисто внутрикамерном механизме автоколебаний.

Для учёта влияния на устойчивость рабочего процесса акустики газового канала форсунки при вполне вероятном форсуночно-камерном механизме неустойчивости горения величина фазового критерия должна определяться в виде суммы двух слагаемых:

$$N_{\Sigma} = N + N_{ак},$$

$$\text{где } N_{ак} = \frac{l_{ф,эф}}{\lambda_{ак}}.$$

Здесь $L_{ф,эф} = L_{ф} + \Delta l$; $\Delta l = 0,35d_{ф}$, где $L_{ф}$ — длина газового канала форсунки; $\lambda_{ак} = \frac{C}{f}$ — длина волны акустических возмущений в канале форсунки на частоте внутрикамерных колебаний f ; C — скорость звука в канале форсунки; $d_{ф}$ — выходной канал форсунки.

Зона горения, сформированная смесительной головкой камеры сгорания, представляет собой совокупность отдельных автономно выгорающих факелов пламени, начальный участок которых длиной $L_{зг}$, является главным образом ответственным за самовозбуждение автоколебаний.

Взаимным влиянием факелов однотипных двухкомпонентных форсунок на условия возбуждения автоколебаний в первом приближении можно пренебречь.

Показателем запаса устойчивости рабочего процесса к самовозбуждению автоколебаний служит безразмерный режимный параметр, характеризующий удалённость моделируемого режима работы камеры сгорания от границы области неустойчивости горения.

Оценка устойчивости рабочего процесса к жёсткому возбуждению автоколебаний определяется по ширине области гистерезиса, а также по реакции рабочего процесса на импульсные возмущения давления.

Наиболее подходящей конструкцией модельной установки с точки зрения оперативности получения информации о сравнительной устойчивости рабочего процесса с тем или иным вариантом двухкомпонентной форсунки при малых материальных затратах является такая конструкция, в составе которой проходят огневые испытания при низком давлении (близком к атмосферному) на газообразных компонентах топлива одиночные экземпляры натуральных форсунок — представителей, которыми должна быть укомплектована натурная смесительная головка.

Моделирование при низком давлении (вплоть до атмосферного давления) возможно потому, что параметры акустического поля в камере (пульсации давления P' , пульсации скорости v' и акустического смещения частиц) зависят не от абсолютного давления в камере сгорания P_K , а от относительного значения пульсаций давления в камере сгорания $\bar{P}' = P'/P_K$. Низкий уровень среднего давления P_K и пульсаций давления P' в модельной камере существенно упрощает условия проведения огневых модельных испытаний и является благоприятным фактором для проведения специальных измерений в процессе лабораторных испытаний.

Геометрические параметры модельной однофорсуночной камеры сгорания выбираются таким образом, чтобы значения собственных акустических частот поперечных и продольных форм колебаний были равны собственным частотам натурной камеры сгорания.

Длительность протекания рабочего процесса в натурной камере сгорания $\tau_{зг}$ определяется, главным образом, длительностью процесса перемешивания окислителя и горючего, поскольку процессы распыла,

испарения и химического взаимодействия компонентов топлива (т.е. характерные времена $\tau_{\text{расп.}}$, $\tau_{\text{исп.}}$, $\tau_{\text{хим}}$) протекают в реальных условиях значительно быстрее, чем процесс смешения с характерным временем $\tau_{\text{см}}$.

Агрегатное состояние компонентов топлива при моделировании должно быть газообразным, поскольку это состояние отображает условия протекания реальных процессов смесеобразования при работе современных ЖРД и позволяет иметь малые массовые расходы модельных компонентов топлива при натуральных их объёмных расходах и, следовательно, натуральных скоростях истечения компонентов топлива из форсунок U_0 и $U_{\text{г}}$, которые непосредственно определяют возникновение режимов высокочастотной неустойчивости горения.

В качестве компонентов топлива могут использоваться как газифицированные натурные компоненты топлива (например, в виде окислительного или восстановительного генераторного газа или в парообразном состоянии), так и модельные газообразные компоненты топлива (например, такие как метан CH_4 , пропан C_3H_8 , водород H_2 , кислород O_2 , воздух и др.).

Выбор настроечных режимных параметров при подготовке модельных испытаний натуральных форсунок должен обеспечивать воспроизведение как можно ближе к натурным условиям характерного времени рабочего процесса

$$\tau_{\text{зг}} = L_{\text{зг}}/U.$$

Обеспечение условия $L_{\text{зг}} \approx idem$ при моделировании с использованием форсунок натурной геометрии может осуществляться подбором сочетаний гидродинамических параметров

$$m = U_2/U_1; n = \rho_2/\rho_1,$$

где U_1 , U_2 , ρ_1 , ρ_2 - скорости истечения из форсунки и плотности газообразных компонентов топлива соответственно.

При этом надо обращать внимание на обеспечение близости к натурным условиям (или автомодельности) по применению критерия Дамкёлера D^* , представляющего собой соотношение таких характерных времён как

$$D^* = \tau_{\text{хим}} / \tau_{\text{см}},$$

поскольку этот критерий определяет такое важное граничное условие (условие однозначности) как место стабилизации основания факела, сформированного в выходном сечении форсунки: или на кромках форсунки — это так называемая ламинарная стабилизация; или в потоке взаимодействующих компонентов выше кромок форсунок — это так называемая турбулентная стабилизация.

Обеспечение однозначности места стабилизации факела гарантирует обеспечение подобия в развитии структуры начального участка факела пламени (зоны горения).

При выборе модельных режимов работы форсунок необходимо воспроизвести идентичность акустических характеристик газовых каналов форсунок, по которым компонент топлива поступает в реакционную полость камеры сгорания. При натурной геометрии длины форсунок $l_{\text{ф}} = idem$ и натурной частоте собственных акустических колебаний в модельной камере $f = idem$ следует обеспечить идентичность с натурной камерой скорости звука в газовом канале форсунки $C = idem$, что является весьма важным для обеспечения подобия процессов при реализации механизма форсуночно-камерной неустойчивости, т.е. необходимо иметь:

$$\bar{l}_{\text{ф,эф}} = l_{\text{ф,эф}} / \lambda,$$

где $l_{\text{ф,эф}}$ - эффективная длина газового канала форсунки, $\lambda = C/f$.

Приближённый количественный перенос результатов по устойчивости рабочего процесса с модельных режимов на натурные режимы должен базироваться на идентичности определяемого фазового критерия устойчивости $N = idem$ при выполнении требований условия однозначности с привлечением определяющих критериев подобия.

Моделирование высокочастотной неустойчивости рабочего процесса является неформальным, так как при выборе модельных режимных параметров требуется привлечение “априорных” знаний об изучаемом процессе с целью более точного воспроизведения при огневых испытаниях его характерных особенностей.

Идентичность параметров, определяющих интенсивность процесса смешения, должна достигаться при моделировании с помощью специальных приёмов, таких например, как:

- насыщение активных (базовых) компонентов топлива инертными газами (азот, гелий);
- смешение компонентов различной плотности (например, метан + пропан) для получения нового углеводородного топлива с нужной плотностью компонентов;
- корректировка плотности базовых модельных компонентов топлива путём изменения их температуры;
- выбор для проведения модельных испытаний наиболее подходящих базовых компонентов топлива (с точки зрения соблюдения идентичности критериев подобия, определяющих интенсивность процессов смешения).

Масштаб моделирования по основным, определяющим неустойчивость рабочего процесса параметрам, должен быть принят равным единице для удобства анализа результатов и повышения точности сопоставления режимных параметров “модели” и “натуры” на границе устойчивости.

В качестве первичных режимных параметров для графического представления границ областей неустойчивости могут использоваться объёмные расходы окислителя \dot{Q}_o и горючего \dot{Q}_r , приходящиеся на одну двухкомпонентную форсунку, или же скорости истечения окислителя U_o и горючего U_r , рассчитанные по этим объёмным расходам.

Газовые каналы коаксиальных газожидкостных форсунок внешнего смешения в зависимости от конструктивного оформления входных каналов (акустически открытый или акустически закрытый конец) могут обладать

свойствами полуволновых или четвертьволновых акустических резонаторов (поглотителей).

Двухкомпонентная газожидкостная струйно-струйная (“эмульсионная”) форсунка внутреннего смешения при значительном заглублении основания факела внутрь газовой ступени может образовывать самостоятельную автоколебательную систему, у которой внутри газового канала форсунки возбуждаются продольные колебания.

Антипульсационные перегородки, установленные на огневом днище смесительной головки, могут обладать свойствами четвертьволновых поглотителей, демпфирующих высокочастотные колебания давления в реакционной полости камеры сгорания. Одновременно они могут служить предохранительными экранами, защищающими от гидродинамических возмущений чувствительный к возмущениям начальный участок зоны горения.

Приступая к выбору геометрических и режимных параметров модельной установки необходимо провести тщательный экспертный анализ предполагаемых условий протекания рабочего процесса с исследуемой конструкцией форсунки, чтобы оценить какие критерии подобия могут оказать значительное влияние на стационарные и динамические характеристики рабочего процесса.

Выбор критериев подобия должен в первую очередь обеспечить одинаковость фазовых соотношений в “модели” и “натуре”, т.е. обеспечить условие $N = \frac{L_{зг}f}{U} = idem$. Одновременно при выборе модельных режимных параметров должна быть соблюдена в максимально возможной степени идентичность определяющих критериев ($N_1, N_2 \dots N_n$), от которых зависят условия однозначности.

На основе критериев подобия подбирается модельное топливо, геометрические размеры модельной камеры и режимные параметры форсунок.

Для обеспечения идентичности при моделировании фазового критерия $N = idem$ более удобно формировать его, а также анализировать экспериментальные данные, когда масштаб моделирования по основным структурным параметрам фазового критерия равен единице. Это означает, что необходимо испытывать в модельных условиях форсунки натурной геометрии, чтобы в модельной камере длину начального участка зоны горения (смещения) $L_{зг}$ можно было бы обеспечить только соответствующим выбором режимных параметров (соотношение скоростей, соотношение плотностей и т.д.).

В соответствие с принятым масштабным коэффициентом, равным единице, собственная частота акустических колебаний в модельной камере также должна быть обеспечена натурной ($f = idem$) путём выбора соответствующей геометрии модельной камеры как акустического резонатора. Тогда при $L_{зг} f = idem$ характерная скорость распространения возмущений по зоне горения также должна быть $U = idem$.

На практике задачи моделирования должны решаться сообразно с особенностями каждого конкретного случая. Это подтверждается имеющимся в ФКП “НИЦ РКП” опытом практического применения моделирующих установок.

6.5. ПРОЦЕДУРА ОЦЕНКИ УСТОЙЧИВОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В МОДЕЛЬНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ И ФОРМА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

На рис. 6.6 приведена для иллюстрации рабочая схема одного из вариантов однофорсуночной модельной установки для определения границ областей

устойчивости горения. Модельная камера сгорания представляла собой охлажденный водой цилиндр с открытыми концами 1, установленный вертикально на металлической пластине 2 с отверстием, в котором вставлялась форсунка 3.

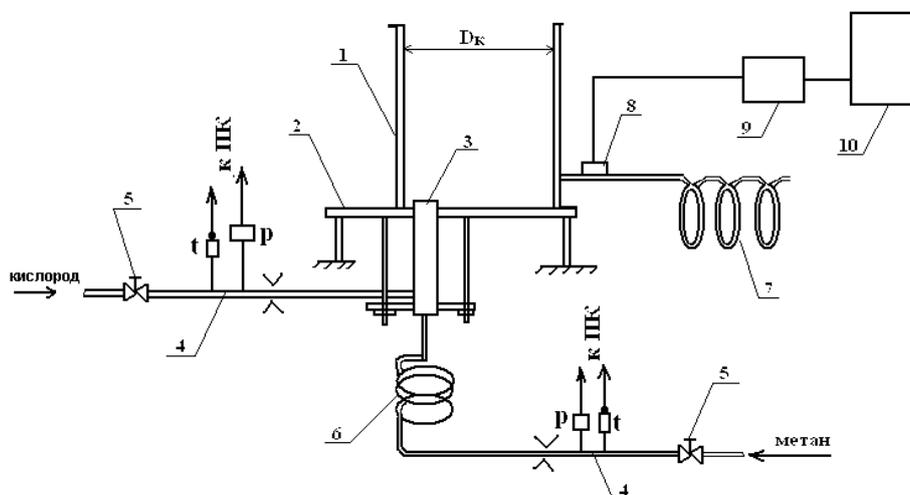


Рис. 6.6. Схема установки для определения границ устойчивости горения

Подвод компонентов топлива к коллектору двухкомпонентной форсунки 3 осуществлялся по трубопроводам, выполненным из трубки 8x1 мм (внутренний диаметр 6,0 мм). На трубопроводах были установлены мерные участки 4 для измерения давлений и температур перед мерными шайбами. Перепады давления измерялись потенциометрическими датчиками ДТМ-15 (в магистрали подачи метана) и МД-60 (в магистрали подачи кислорода), а температура – термометрами сопротивления ТМ-119. Погрешность измерения расходов составляла около 5 %. Расходы регулировались дроссельными вентилями 5.

Диаметры испытанных камер составляли: $D = 95; 130; 146; 164; 174; 184$ и 199 мм. Длины камер находились в пределах от $L = 230$ мм ($D = 164; 174; 199$ мм) до $L = 280$ мм ($D = 94; 130; 184$ мм). Камера диаметром $D = 146$ мм имела длину $L = 255$ мм.

С целью ликвидации колебаний расхода на резонансных частотах трубок подачи горючего трубки подсоединялись к магистрали горючего через дополнительный участок трубопровода 6 из свёрнутой в бухту трубки 8x1 мм длиной около 13 м.

При проведении испытаний по определению границ устойчивости, кроме регистрации медленноменяющихся параметров, регистрировались пульсации давления у стенки камеры сгорания. Регистрация пульсаций давления осуществлялась с помощью акустического зонда, состоящего из волноводной трубки 7 и пьезоэлектрического датчика ЛХ-610 8, широкополосного усилителя У7-1 9 и компьютера 10.

Эксперименты по определению границ устойчивости к поперечным высокочастотным колебаниям проводились по стандартной схеме, принятой при проведении испытаний на однофорсуночной модельной установке и описанной в ряде работ ФКП “НИЦ РКП”, например, в работах [6.2, 6.5, 6.6, 6.7]. Возбуждение высокочастотных колебаний достигалось путём медленного непрерывного увеличения расхода окислителя (кислорода) при фиксированном расходе горючего (метана).

В процессе увеличения расхода окислителя, записи параметров производились на исходном устойчивом режиме, на одном – двух режимах перед границей устойчивости, на режимах слабых регулярных колебаний с чётко выраженной частотной составляющей. Момент их появления соответствовал границе самовозбуждения колебаний так называемой малой амплитуды, которая обычно составляла $\approx 300 \pm 100$ Па. При дальнейшем увеличении расхода окислителя амплитуда колебаний резко увеличивалась (в 3...4 раза). Момент их появления соответствовал границе самовозбуждения колебаний большой амплитуды. Далее, если не происходил срыв горения, расход окислителя увеличивался, и регистрировались колебания в области высокочастотной неустойчивости, после чего расход окислителя плавно уменьшался до исчезновения колебаний, и фиксировался режим гистерезиса колебаний. По аналогичному алгоритму определялись точки при нескольких заранее выбранных расходах горючего. Определение границ устойчивости производилось для каждой из семи камер с указанными выше диаметрами.

На графиках устойчивые режимы обозначались малыми светлыми кружками. Режимы возбуждения колебаний малой амплитуды обозначались малыми светлыми кружками с крестиком, если возбуждались

автоколебания с частотой первой тангенциальной моды или же малым квадратиком с крестиком, если возбуждались автоколебания с частотами более высоких мод. Точки на границе самовозбуждения автоколебаний обозначались соответственно большим кружком с крестиком или большим квадратиком с крестиком. Автоколебания в области неустойчивости обозначались тёмными кружками или квадратиками.

При обработке результатов испытаний для каждого режима работы модельных камер сгорания определялся амплитудно-частотный спектр колебаний, включавший в себя десять спектральных составляющих, расположенных по мере убывания амплитуды A , с указанием частоты f и декремента колебаний δT . В отличие от суммарного сигнала спектральный анализ позволял более чётко определять частоту автоколебаний и уровень амплитуды на этой частоте.

Для первичного анализа экспериментальных данных границы областей неустойчивости представлялись на графиках: по оси абсцисс – осевая скорость истечения более медленно движущегося компонента в выходном сечении форсунки, каковым являлось обычно горючее U_r и по оси ординат – скорость истечения более быстрого компонента, сформированного окислителем U_o , независимо от того истекали эти компоненты из наружного кольцевого канала форсунки или из центрального канала.

Пересчёт модельных режимных параметров на натурные режимы осуществлялся по специальному алгоритму, учитывающему особенности конструкции исследуемой форсунки, значения зарегистрированных объёмных расходов окислителя и горючего на режимах автоколебаний, значения критериев, определяющих гидродинамику в натурной форсунке, а также другие факторы. В итоге границы областей неустойчивости могли представляться как в критериальных безразмерных параметрах (по оси ординат — определяемый критерий, а по оси абсцисс один из наиболее важных определяющих критериев), так и непосредственно в координатах прогнозируемых натуральных значений давления камере $P_{к*}$ и коэффициента избытка окислителя α_* .

На рис. 6.7 приведен пример первичного представления экспериментальных данных по положениям границ областей неустойчивости с колебаниями малой амплитуды и большой амплитуды в координатах: скорость окислителя U_o — скорость горючего U_r .

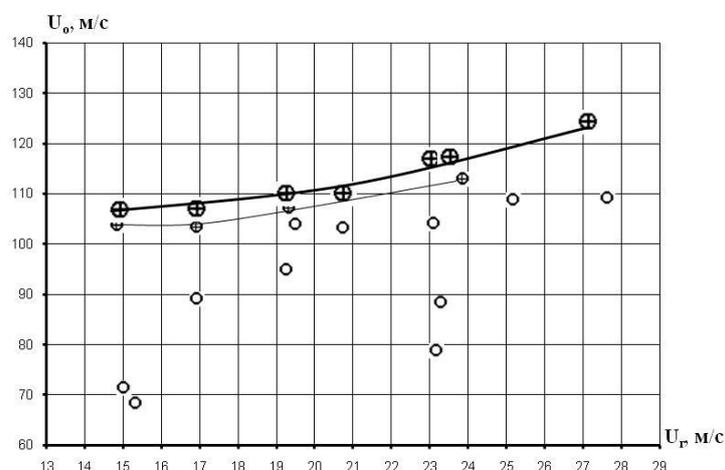


Рис. 6.7. Положение границ областей неустойчивости с колебаниями малой \oplus и большой \oplus амплитуды с частотой первой тангенциальной — первой продольной моды. Исп. №8, форсунка К-1

6.6. ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ РАЗРАБОТАННЫХ МЕТОДОВ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЖРД

В процессе совершенствования и применения в ФКП “НИЦ РКП” методов физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в ЖРД было испытано большое количество самых разнообразных конструкций натуральных смесительных головок и одиночных натуральных

форсунок применительно к двигателям, работающим по схемам с дожиганием и без дожигания генераторного газа. При этом были экспериментально апробированы различные (описанные в разделе 6.4) способы приближения модельных условий смесеобразования и акустических характеристик к натурным условиям и уточнены области применимости этих способов.

Результаты указанных исследований изложены, в частности, в обобщающих работах [6.2, 6.5, 6.6, 6.7]. Здесь же мы ограничимся представлением только нескольких отдельных примеров, иллюстрирующих полученные результаты.

Так, например, для двигателя РД-253 [6.10], работавшего по схеме с дожиганием генераторного газа на компонентах топлива АТ—НДМГ, исследования выполнены с использованием полноразмерной модельной камеры сгорания в составе модельной установки Д-605 (рис. 6.8), причём в качестве топлива для модельной установки использовались натурные компоненты АТ—НДМГ в виде окислительного и восстановительного генераторных газов. Установка работала при давлении в модельной камере, близком к атмосферному.

Двухкомпонентные форсунки конструктивно представляли собой втулки с внедрением струй горючего в сносящий поток окислительного газа (эмульсионные форсунки). Моделирование смесеобразования осуществлялось при натурном значении коэффициента избытка окислителя $\alpha = idem$ и сохранении идентичности соотношения скоростных напоров струй горючего, внедрявшихся в сносящий поток окислителя: $q = \frac{\rho_r U_r^2}{\rho_o U_o^2}$. Идентичность траектории струй за счёт $q = idem$ обеспечивалась путём насыщения (балластирования) окислительного генераторного газа инертным газом — азотом при величине коэффициента балластирования $K_6 = \frac{\dot{m}_{N_2}}{\dot{m}_{O_2}} \approx 0,8 \dots 1$. На модельной установке обеспечивалась близость собственных частот акустических колебаний в модельной и натурной камерах ($f = idem$), а также близость отношений скоростей звука в камере сгорания и в

окислительном газе, заполнявшем каналы эмульсионных форсунок, что обеспечивало моделирование акустических свойств форсунок.

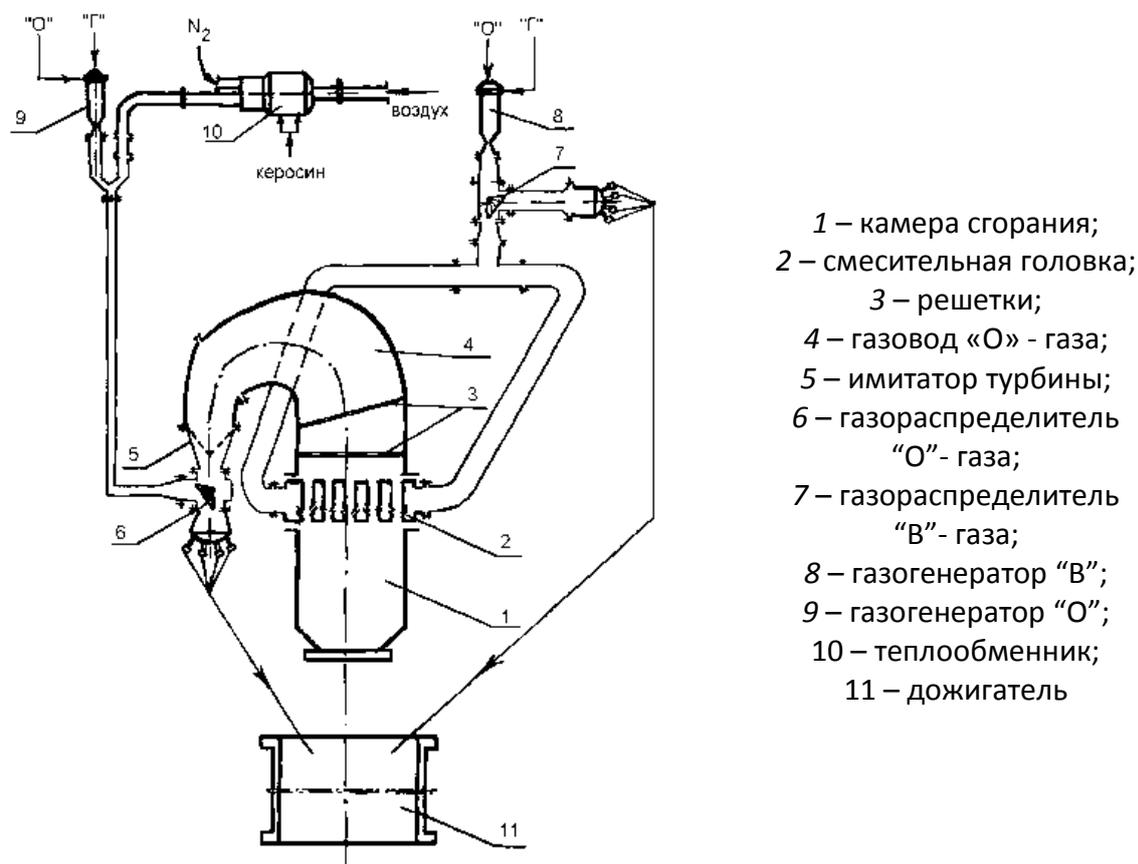
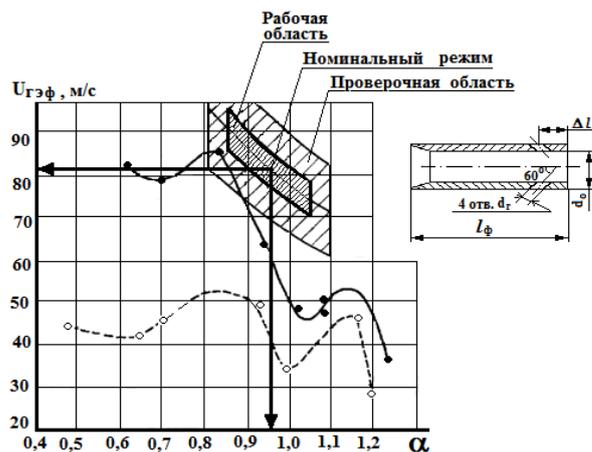


Рис. 6.8. Схема полноразмерной модельной установки

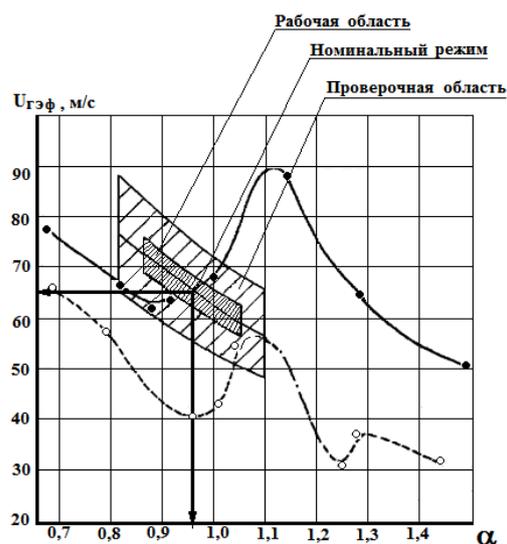
Границы областей неустойчивости представлялись в координатах: эффективная скорость истечения горючего $U_{Гэф}$; коэффициент избытка окислителя α . Здесь скорость $U_{Гэ} = U_{Г}\sqrt{\xi_{Г}}$; $U_{Г}$ – расчетная скорость истечения горючего; $\xi_{Г}$ – коэффициент сопротивления истечения горючего (рис. 6.9 и 6.10).

Проведенные модельные испытания показали, что смешивающие головки №13 и №23 не обеспечивают необходимого запаса высокочастотной устойчивости рабочего процесса в камере сгорания (см. рис. 6.9).



а) смесительная головка №13: число форсунок 91, $l_{\phi} = 95$ мм, $d_o = 20,5$ мм, $d_r = 2,55$ мм,

$\Delta l = 8,8$ мм, $f = 2,6 \dots 2,8$ кГц;



б) смесительная головка №23: число форсунок 127, $l_{\phi} = 95$ мм, $d_o = 18,5$ мм, $d_r = 2,4$ мм,

$\Delta l = 7,0$ мм, $f_1 = 1,7 \dots 1,8$ кГц, $f_2 = 2,4$ кГц

Рис. 6.9. Эффективная скорость истечения горючего $U_{гэ}$ на границах областей самовозбуждения колебаний (—) и гистерезиса (- - -)

Наилучшей смесительной головкой из числа исследованных оказалась головка, укомплектованная короткими форсунками ($l_{\phi} = 28$ мм), имеющими по три отверстия для подачи горючего диаметром $d_r = 3,18 \dots 3,64$ мм, выполненных под углом 45° (см. рис. 6.10 и рис. 6.11). Натурные испытания смесительных головок с такими форсунками подтвердили результаты модельных испытаний. Эти смесительные головки с короткими форсунками были рекомендованы в качестве штатного варианта.

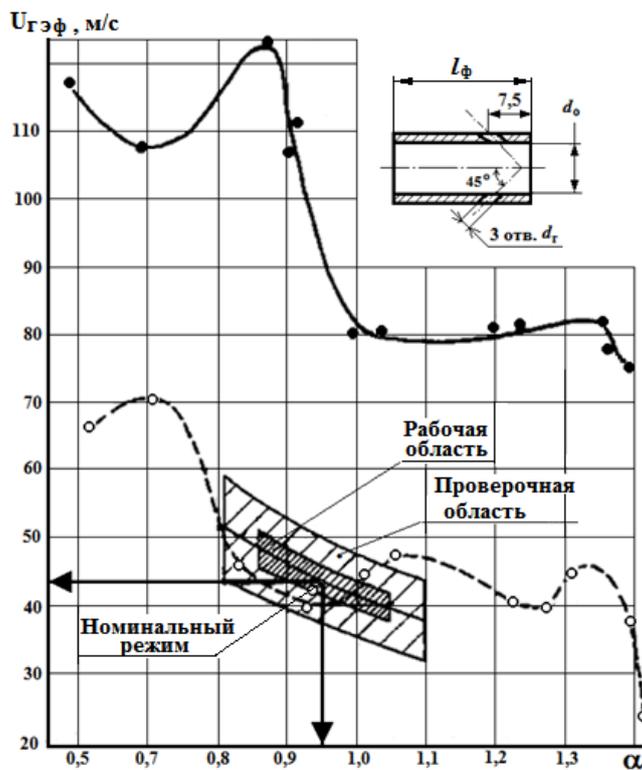


Рис. 6.10. Эффективная скорость истечения горючего на границе самовозбуждения колебаний (—) и гистерезиса (- - -). Число форсунок

127

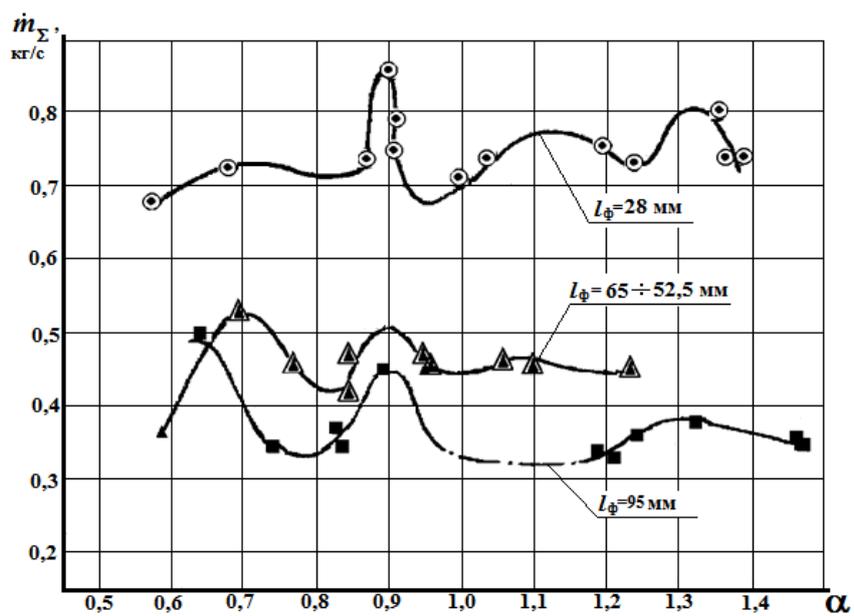
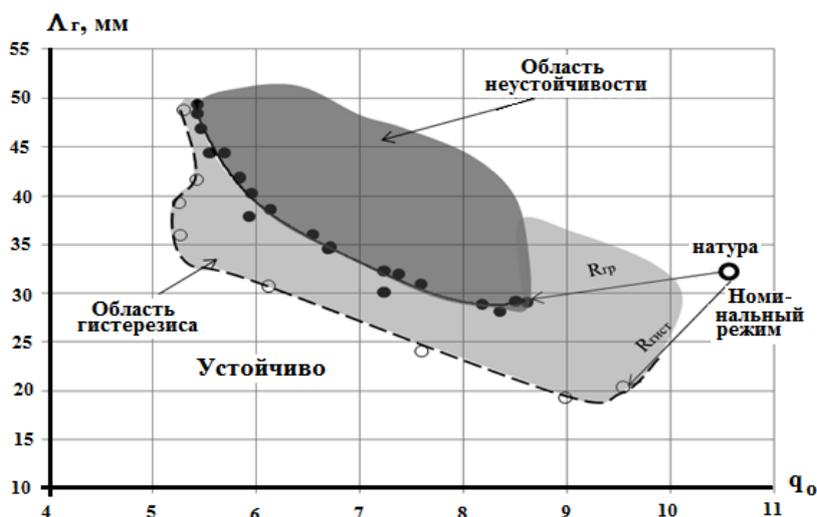


Рис. 6.11. Положение границ областей самовозбуждения колебаний для головок с различной длиной форсунок

а)



б)

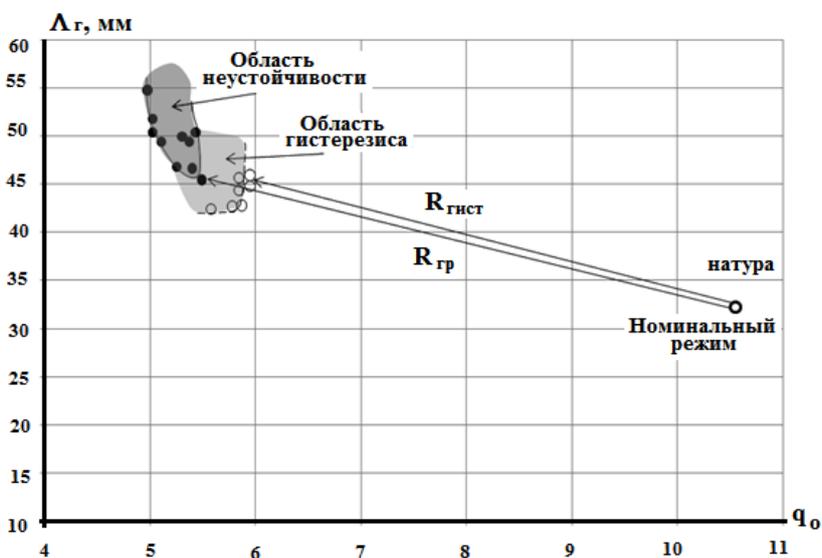


Рис. 6.12. Положение границ областей неустойчивости и гистерезиса, определённых для сравниваемых форсунок при огневых испытаниях однофорсуночной модельной камеры сгорания:

а) форсунка с числом отверстий горючего $n_\Gamma = 6$; б) форсунка с числом отверстий горючего $n_\Gamma = 5$

$$\Lambda_\Gamma = \frac{U_\Gamma \sqrt{\xi_\Gamma}}{f}, \quad q_0 = \left[\frac{\dot{Q}_\Gamma}{\dot{Q}_0} \right] \cdot \left(\frac{\rho_\Gamma}{\rho_0} \right)^{0,5}$$

При огневых модельных испытаниях одиночных натуральных эмульсионных форсунок для камеры сгорания двигателя 4Д75 [6.11], работавшего (также

как и двигатель РД-253) на компонентах топлива АТ—НДМГ, заметное повышение границы устойчивости на частоте колебаний, соответствующей первой тангенциальной моде, было достигнуто уменьшением числа отверстий в форсунках горючего с $n_r = 6,0$ до $n_r = 5,0$ при сохранении неизменным перепада давления на форсунках горючего (рис. 6.12). В модельных условиях натурные форсунки работали на газообразных компонентах топлива метан-кислород при комнатной температуре и балластировке кислорода газообразным азотом.

Результаты модельных испытаний качественно соответствуют результатам натурных испытаний (рис. 6.13). Форсунки с пятью отверстиями для впрыска горючего были внедрены в штатный вариант смесительной головки.

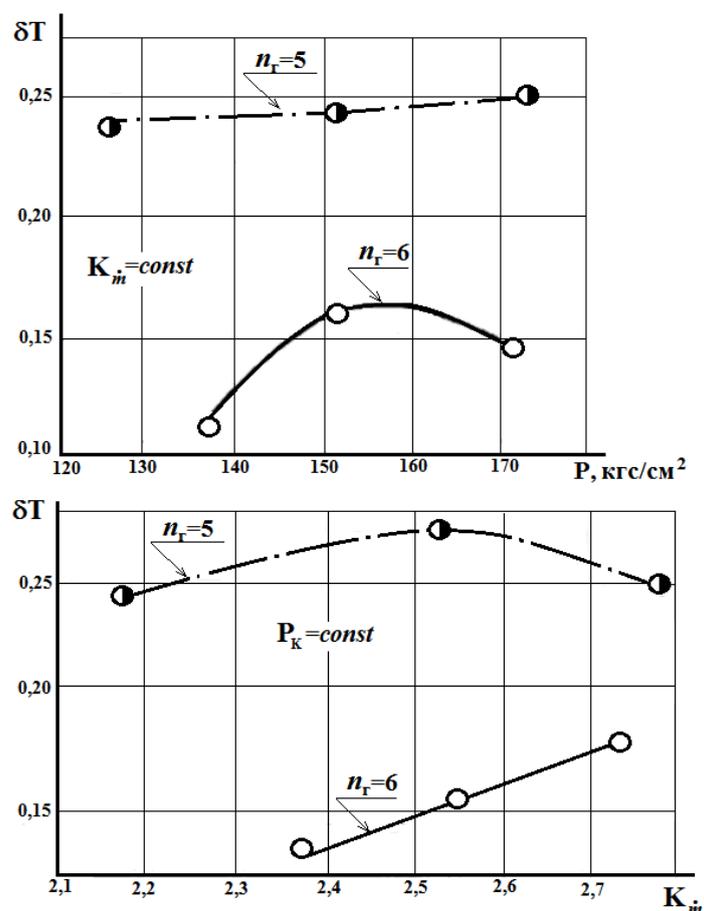


Рис. 6.13. Изменение величины декрементов колебаний δT на частоте первой тангенциальной моды в зависимости от параметров P_k и K_m для сравниваемых форсунок при натурных испытаниях

Применительно к кислородно-керосиновым двигателям, работавшим по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа на компонентах топлива керосин-кислород, были проведены огневые модельные испытания одиночных форсунок, работавших при атмосферном давлении на газообразных компонентах топлива: парообразный керосин, подогретая в теплообменнике кислородно-воздушная смесь и имитировавшая окислительный генераторный газ. Испытывались натурные двухкомпонентные газожидкостные струйно-центробежные форсунки в составе однофорсуночной модельной камеры (рис. 6.14).

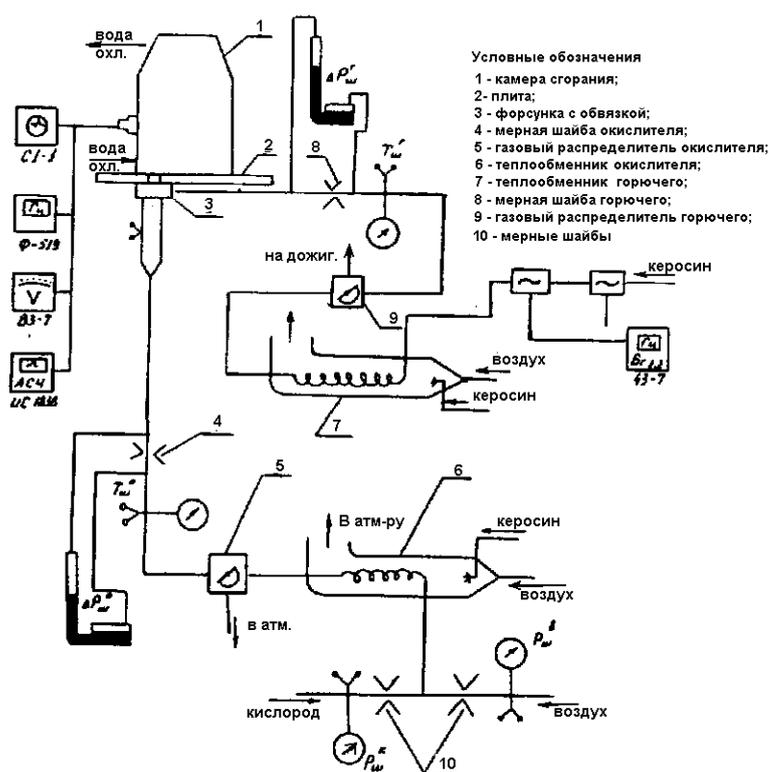


Рис. 6.14. Схема однофорсуночной модельной установки:

Горючее – парообразный керосин; окислитель – кислородно-воздушная смесь

Геометрические размеры однофорсуночной модельной камеры сгорания, компоненты топлива и режимные параметры выбирались из соблюдения идентичности с натурными условиями по: частоте внутрикамерных колебаний, кинетике горения, смешению компонентов топлива,

гидродинамике истечения компонентов топлива из форсунок, акустике газового тракта форсунки.

Форсунки устанавливались вблизи стенки модельной камеры сгорания для обеспечения возбуждения автоколебаний тангенциальных мод.

Температура кислородно-воздушной смеси была выбрана равной температуре окислительного газа $T_{\text{ГГО}} = 540 \dots 600 \text{ К}$. Температура газообразного горючего РГ-1 была выбрана равной $T_{\text{Г}} = 700 \text{ К}$, чтобы все фракции его надёжно находились в газообразном состоянии. Концентрация кислорода в окислительной смеси составляла 75 %. Исследуемые форсунки испытывались в широком диапазоне изменения объёмных расходов и, следовательно, скоростей истечения окислителя и горючего из форсунки, в том числе значительно (в 2...3 раза) превышающих натурные объёмные расходы компонентов топлива при малых массовых расходах (уменьшенных пропорционально снижению плотности компонентов, т.е. в 150...200 раз).

Определение границ неустойчивости производилось форсированием и дросселированием форсунки по расходу окислителя при нескольких постоянных расходах горючего.

Все результаты модельных испытаний пересчитывались на прогнозируемое давление в натурной камере сгорания $P_{\text{К}}^*$ и границы устойчивости представлялись в координатах $P_{\text{К}}^* - \alpha$. На графики наносилась также рабочая область моделируемых натурных режимов. Минимальное расстояние натурального режима до границы устойчивости, определённое по формуле $R = \left[\left(\frac{\Delta P^*}{P_{\text{К,Н}}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta \alpha}{\alpha_{\text{Н}}} \right) \right]^{0,5}$, служило при сравнительных оценках показателем запаса устойчивости рабочего процесса в натурной камере сгорания. Положение границ областей неустойчивости приведено на рис. 6.15.

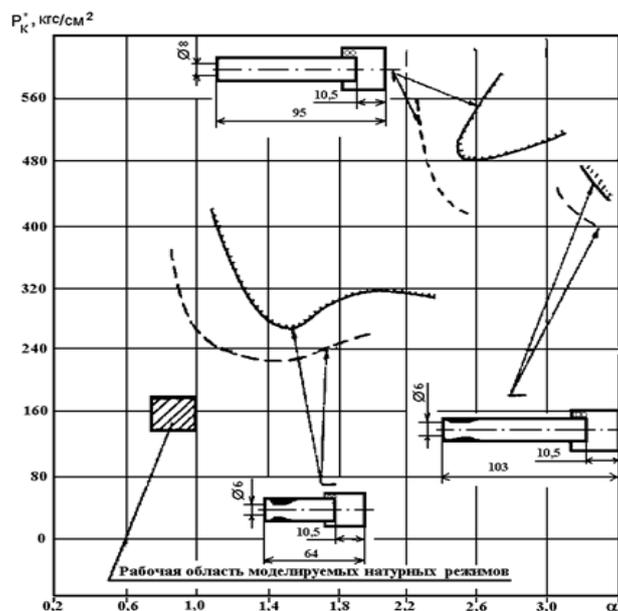
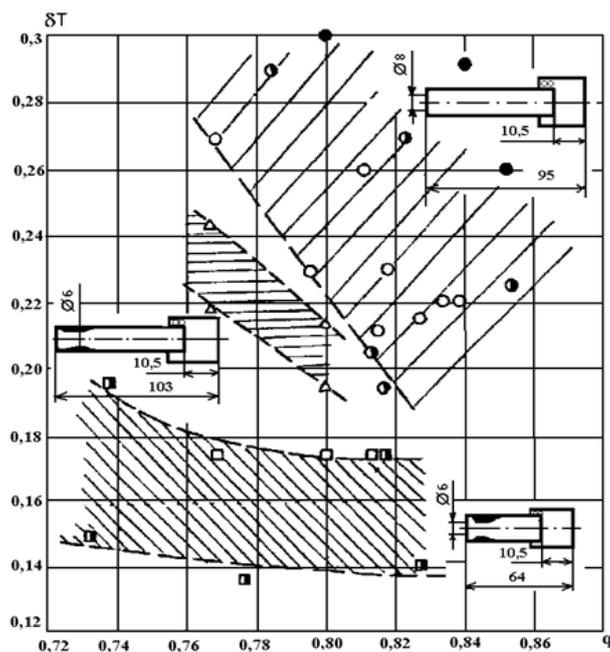


Рис. 6.15. Положение границ областей неустойчивости (—) и гистерезиса (-----) к поперечным колебаниям с частотой $f_{1\tau} = 1,85 \div 1,9$ кГц

Для сравнения с результатами модельных испытаний на рис. 6.16 представлены значения декрементов колебаний δT , определённых на уровне естественных внутрикамерных возмущений (“шумов”) при натуральных стендовых испытаниях. Можно видеть, что имеет место качественное соответствие результатов модельных и натуральных испытаний.



- $f_{1T} = 1,95 \pm 0,05$ кГц
 - , △, □ $f_{1T} = 2,15 \pm 0,05$ кГц
 - ◐, ■ $f_{1T} = 2,15 \pm 0,05$ кГц
- } соответствуют частотам в модельной камере ($D_k=180$ мм) $f_{1T} = 1,7 \div 1,9$ кГц

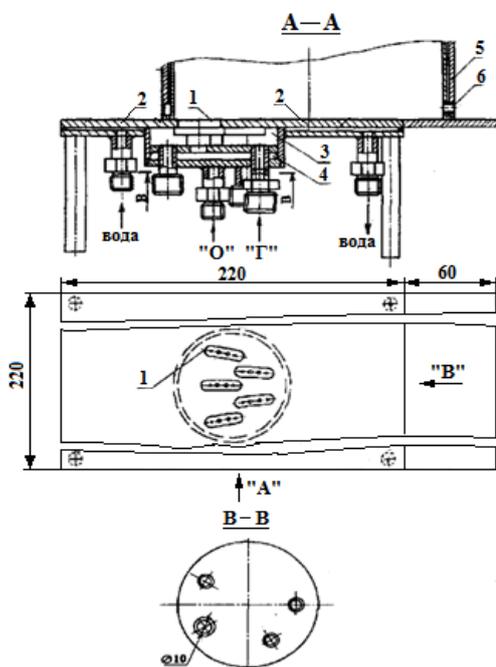
Рис. 6.16. Декременты колебаний по шумам δT для натуральных режимов при различных значениях $q = \frac{\rho_0 U_0^2}{\rho_r U_r^2}$

Исследованные двухкомпонентные струйно-центробежные форсунки, которые по результатам огневых модельных испытаний обеспечивают наибольший запас высокочастотной устойчивости, внедрены в штатный вариант смесительной головки.

Опыт проведения исследований на модельных установках показал, что подход к облику маломасштабных модельных установок фактически остаётся универсальный даже в тех редких случаях, когда смесеобразование организовано однокомпонентными форсунками внешнего смешения. В данном случае вместо одной форсунки может использоваться блок из нескольких форсунок, отображающий особенности смесеобразование в полноразмерной смесительной головке.

Например, такой случай имел место (рис. 6.17), когда в натуральных условиях применялись двухкомпонентные форсунки, представляющие собой

совмещённые в одном блоке две струйные форсунки окислителя (кислорода), обеспечивающие осевой впрыск жидкого кислорода, и две струйные форсунки горючего (керосина), расположенные слева и справа от струй окислителя под углом к ним. В модельных условиях при атмосферном давлении в камере сгорания вместо жидкого кислорода был выбран тоже натуральный компонент — кислород, который подаётся в форсунки в газообразном виде при комнатной температуре. Модельное горючее, имитирующее керосин, было образовано углеводородным газообразным топливом в виде смеси метана и пропана нужной для моделирования смесеобразования плотности: $\bar{\rho} = \frac{\rho_o}{\rho_r} = idem$. При условии $\bar{\rho} = idem$ имитация номинального натурального режима в модельной камере была осуществлена при равенстве объёмных расходов окислителя и горючего через одну двухкомпонентную форсунку: $\dot{Q}_o = idem$ и $\dot{Q}_r = idem$.



- форсунка;
- охлаждаемая водой часть огневого днища;
- предфорсуночная полость горючего;
- предфорсуночная полость окислителя;
- охлаждаемая водой модельная камера сгорания;
- отверстие для акустического зонда;
- “А”, “В” – направления объектива при фотографировании зоны горения

Рис. 6.17. Конструкция пятифорсуночной модельной смесительной головки

Учитывая, что:

- полученные массовые расходы компонентов (особенно по линии подачи горючего) очень малы и могут вследствие этого возникнуть трудности с обеспечением их измерений с приемлемой точностью;

- конструкция исследуемых форсунок такова, что для обеспечения стабилизации факелов на струях важным фактором может оказаться взаимное влияние факелов соседних форсунок,

было принято решение проводить модельные огневые испытания не с одной двухкомпонентной форсункой, а с блоком из пяти форсунок, расположенных на окружностях натуральных размеров с натурным шагом между форсунками (см. рис. 6.17).

В качестве иллюстрации на рис. 6.18 приведен график положений границ областей неустойчивости в координатах натуральных режимных параметров P_K — K_m , определённых пересчётом с экспериментальных значений модельных режимных параметров.

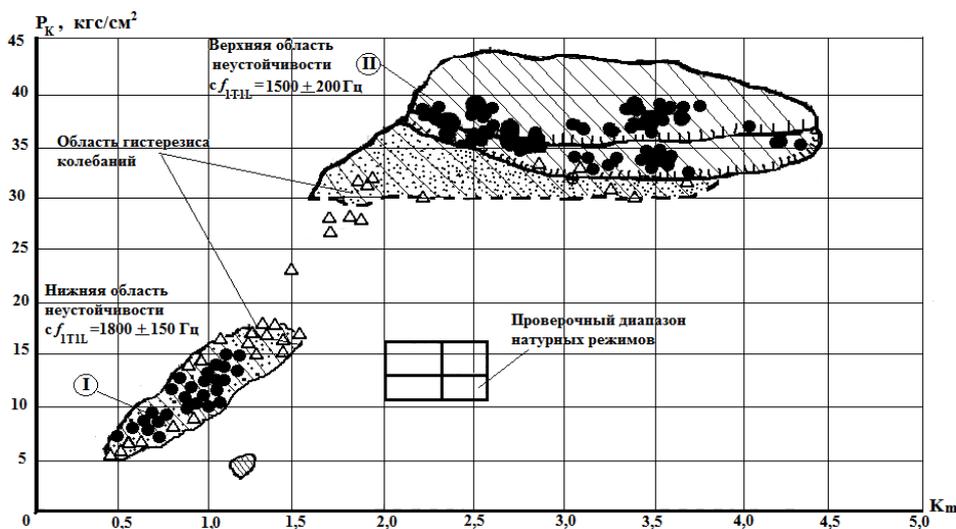


Рис. 6.18. Положение границ областей неустойчивости в координатах: давление в камере сгорания P_K ; соотношении компонентов K_m

На однофорсуночной модельной установке были выполнены экспериментальные исследования двух вариантов газожидкостных кислородно-водородных форсунок, отличающихся интенсивностью процессов перемешивания взаимодействующих компонентов кислород и водород. Для форсунки С в натуральных условиях окислитель (жидкий кислород), закрученный с помощью тангенциальных каналов, подаётся по центральной втулке, горючее (генераторный газ с большим избытком водорода), закрученное с помощью шнека, подаётся по кольцевой щели и

охватывает снаружи пелену окислителя. Для форсунки D окислитель (жидкий кислород) подаётся по центральной втулке, а горючее (газообразный водород) подаётся по кольцевой щели шириной 0,65 мм и охватывает снаружи струю окислителя.

В качестве модельных компонентов топлива были выбраны натурные газообразные компоненты — кислород и водород комнатной температуры. Характер экспериментальных зависимостей, полученных путём проведения специальных пробных экспериментов на этапе отладочных модельных испытаний, свидетельствовал о важности соблюдения при моделировании на режимах $\alpha = idem$ идентичности следующих трёх определяющих критериев:

- критерия $\Delta \bar{P}_o = \frac{2\Delta P_o}{P_k}$, характеризующего импеданс форсунки по линии подачи окислителя;
- критерия $\varphi_m = \frac{|m-1|}{m+1}$, характеризующего интенсивность турбулентного перемешивания потоков горючего и окислителя ($m = \frac{U_\Gamma}{U_o}$);
- критерия $\bar{\rho U} = \frac{\rho_o U_o}{\rho_\Gamma U_\Gamma} \sim K_m$, характеризующего отношение плотности потоков массы через каналы форсунок.

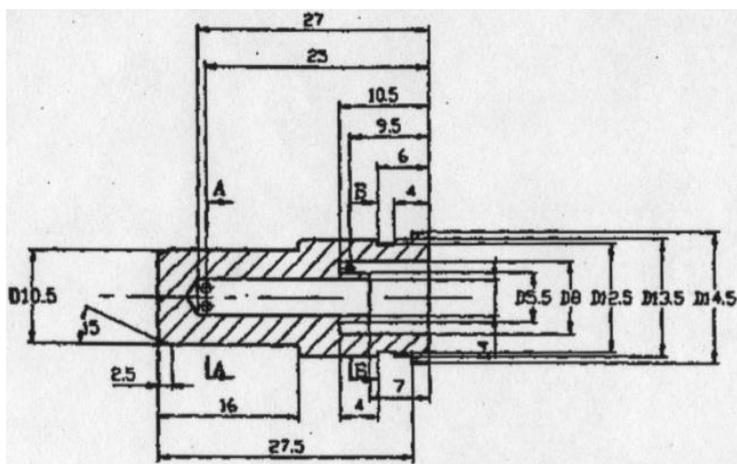
Обеспечение натурального значения критерия интенсивности смешения $\varphi_{m,н} = 0,927$ (соответствующего соотношению скоростей $m_m = \frac{U_\Gamma}{U_o} = 26,5$) можно было получить, уменьшив в модельных условиях m_m до значения $m_m = \frac{1}{m_n} = \frac{1}{26,5} = 0,0377$, а обеспечение критерия $\Delta \bar{P}_o = idem$, повысив примерно в 4 раза скорость окислителя (по сравнению с номинальным натурным значением скорости окислителя, т.е. изменив соотношение скоростей на обратное). Такой подход требовал малых объёмных и массовых расходов водорода, что упрощало технологию огневых модельных испытаний. При этом обеспечивалась также идентичность определяемого критерия

$$P_{\Delta U} = (\tau f) - 1,$$

$$\text{где } \tau f = \frac{L_{\text{эгр}} \cdot f}{\Delta U} = \text{idem}.$$

Зачётные эксперименты показали, что струйно-струйная форсунка *Д* обеспечивает существенно бóльший запас устойчивости *R* к возбуждению высокочастотных тангенциальных колебаний, чем струйно-центробежная форсунка *С*.

Опыт применения однофорсуночных физических моделей в исследованиях неустойчивости показал, что определение границ областей неустойчивости на этих моделях является достаточно точным инструментом для выявления влияния на высокочастотную устойчивость горения даже весьма тонких отличий, таких, например, как “классность” форсунок или временнóй фактор, связанный с постепенным механическим износом обрабатывающих инструментов. Так, например, применительно к центробежно-центробежным жидкостно-жидкостным форсункам [6.12] (рис. 6.19) двигателя РД-117 было обнаружено влияние класса изготовления форсунок (рис. 6.20) и технологии изготовления форсунок (рис. 6.21) на положение нижних границ областей неустойчивости.



Расходы через форсунки классов 1...9

клас с	Расход воды при перепаде 0,8 МПа, г/с	
1	67,3±0,75	156±1,7 5
2		173±1,7 5
3		190±1,7 5
4	74,8±0,7 5	156±1,7 5
5		173±1,7 5
6		190±1,7 5
7	82,3±0,7 5	156±1,7 5
8		173±1,7 5
9		190±1,7 5

Рис. 6.19. Схема форсунки внутреннего смешения камеры сгорания кислородно-керсинового ЖРД

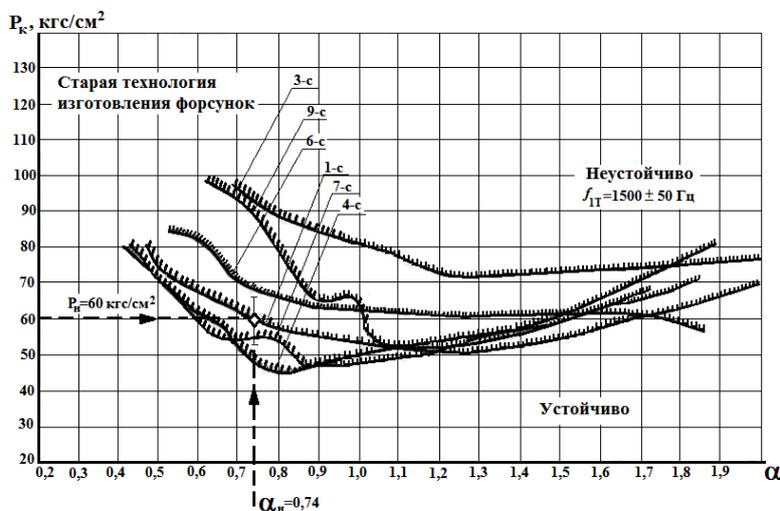


Рис. 6.20. Влияние класса изготовления форсунок на положение нижних границ областей неустойчивости

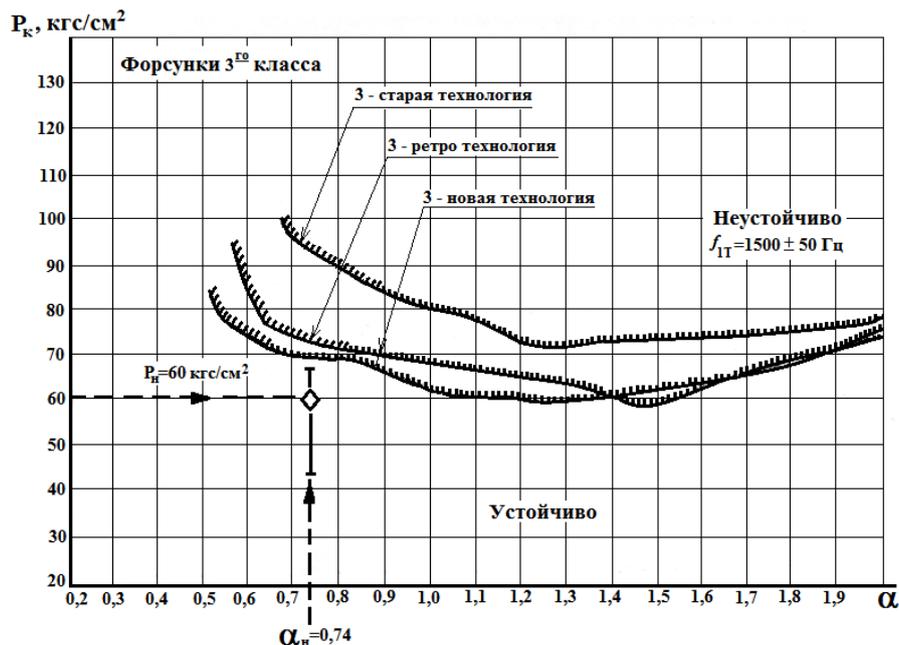


Рис. 6.21. Влияние технологии изготовления форсунок 3го класса на положение границ областей неустойчивости

Получено, что наиболее низкое положение границ областей неустойчивости обеспечивает группа форсунок 1, 4, 7 классов с наименьшим расходом окислителя. В то же время наибольшее удаление границ областей неустойчивости от номинального натурального режима работы камеры сгорания обеспечивают форсунки 3, 6, 9 классов с максимальным расходом по линии подачи окислителя.

Влияние технологии изготовления форсунок на устойчивость рабочего процесса можно выявить из рассмотрения графика, см. рис. 6.21. Получено, что более высокую устойчивость рабочего процесса обеспечивает форсунки, изготовленные по, так называемой, старой технологии, применявшейся в 1976...1981 гг. Наиболее низкую устойчивость обеспечивают форсунки, изготовленные по новой технологии (1995...1997 гг. изготовления). Промежуточное положение занимают границы устойчивости для форсунок, изготовленных по специальной, так называемой, ретро-технологии.

По результатам экспериментов для указанных форсунок получено также [6.12], что уменьшение заглубления центральной втулки окислителя с $\Delta l = 7,0$ мм до $\Delta l = 5,0$ мм привело к заметному повышению показателя запаса

устойчивости для форсунок третьего и первого классов. Для форсунок девятого и седьмого классов это же мероприятие практически не повлияло на положение границ устойчивости.

Применительно к газогенераторам кислородно-водородного ЖРД РД0120 [6.10] в модельных условиях на натуральных газообразных компонентах топлива $H_2 - O_2$ были испытаны несколько вариантов полноразмерных смесительных головок, а также одиночных натуральных двухкомпонентных форсунок с использованием в качестве модельного топлива — газообразных компонентов: метан CH_4 - кислород O_2 . В качестве иллюстрации на рис. 6.22 приведен сводный график положений нижних границ областей неустойчивости для семи вариантов форсунок газогенератора. Можно видеть, что при испытаниях струйно-центробежной форсунки с цилиндрическим соплом диаметром 6,0 мм (вариант №3) имела место обширная область высокочастотных колебаний второй тангенциальной моды $f_{2T} = 7 \pm 0,3$ кГц с малой и большой амплитудой, причём уровень амплитуды установившихся колебаний для этой форсунки значительно превосходил уровень амплитуды автоколебаний при испытании струйно-струйной форсунки (рис. 6.23). По полученным экспериментальным данным был сделан вывод о том, что комбинированное использование в штатном варианте смесительной головки газогенератора струйно-струйных форсунок (вариант №2) для комплектации ими периферийного ряда смесительной головки (в основном определяющего устойчивость рабочего процесса к возбуждению колебаний первой тангенциальной моды) и струйно-центробежных форсунок (вариант №3), обеспечивающих лучшую равномерность смешения, для комплектации ими ядра смесительной головки должно способствовать в натурном газогенераторе формированию устойчивого процесса с приемлемыми характеристиками по равномерности температурного поля.

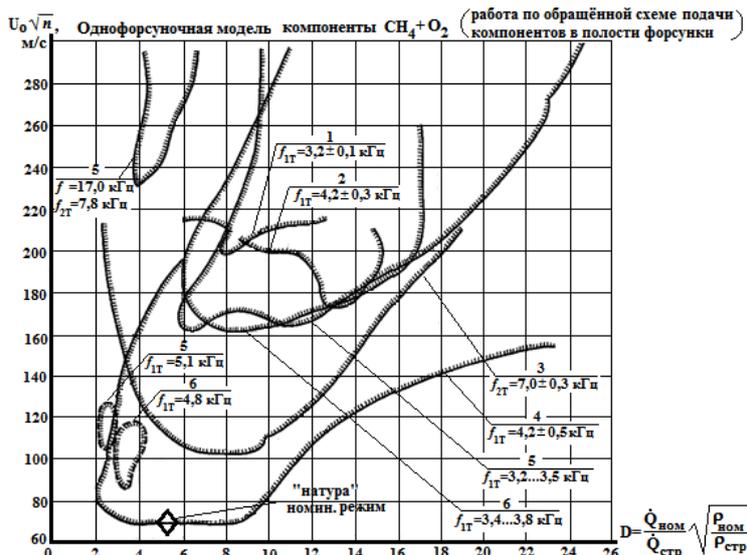


Рис. 6.22. Сводный график положения нижних границ областей неустойчивости:

- 1 – струйно-центробежная форсунка с уменьшенным соплом ($d_c = 4$ мм); 2 – струйно-струйная форсунка; 3- струйно-центробежная форсунка с цилиндрическим соплом ($d_c = 6$ мм); 4 - струйно-центробежная форсунка с конфузورным соплом; 5- струйно-центробежная форсунка с расширяющим центральным соплом ($d_c = 7,5$ мм); 6 - струйно-центробежная форсунка с расширяющим центральным соплом ($d_c = 9,2$ мм)

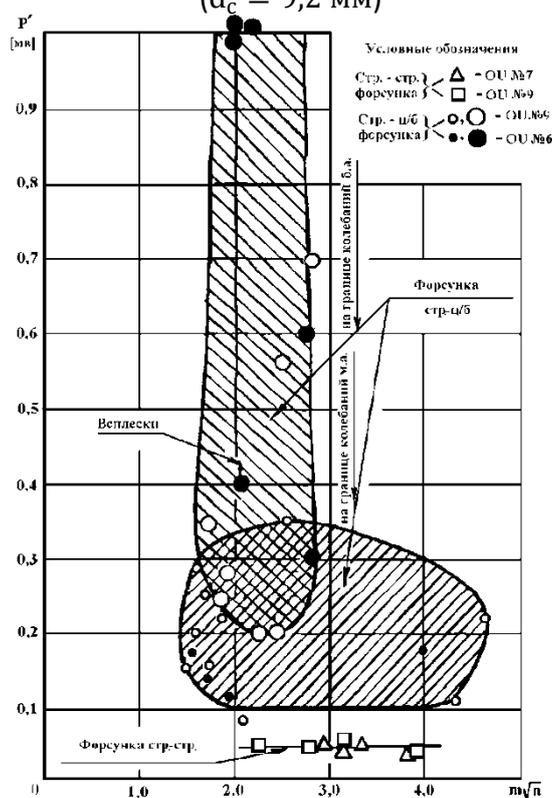


Рис. 6.23. Уровень амплитуд колебаний на границе самовозбуждения колебаний

Смесительная головка, набранная полностью из струйно-центробежных форсунок (вариант №3) должна обладать более худшими, чем штатная характеристиками по устойчивости рабочего процесса со склонностью к возбуждению высокочастотных колебаний давления второй тангенциальной моды. Натурные испытания показали, что результаты модельных испытаний одиночных форсунок находятся в качественном соответствии с полученными результатами натурных испытаний. Так, при натурных испытаниях штатный вариант смесительной головки обеспечивал устойчивый к возбуждению высокочастотных колебаний рабочий процесс, а при испытании газогенератора с экспериментальной смесительной головкой, полностью укомплектованной струйно-центробежными форсунками (вариант №3), имела место неустойчивость рабочего процесса с колебаниями частотой, соответствующей второй тангенциальной моде.

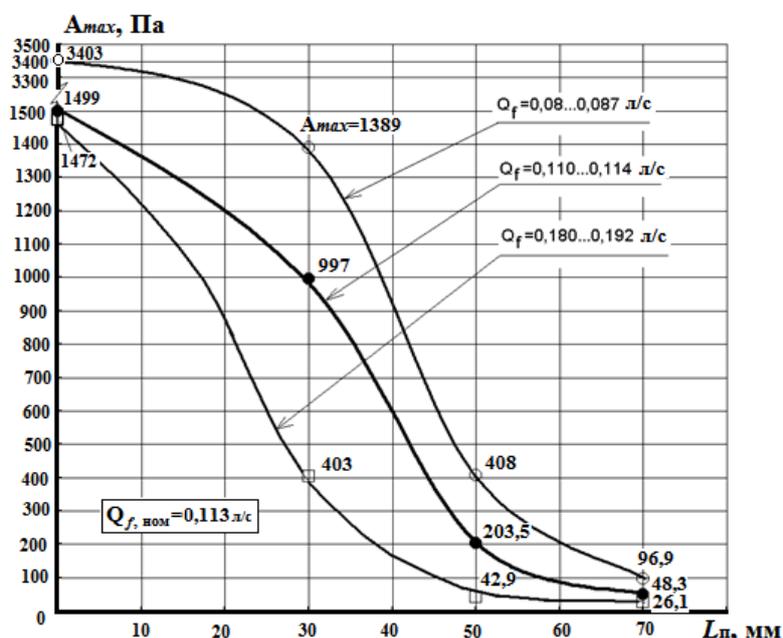


Рис. 6.24. Зависимость максимальной амплитуды автоколебаний A_{max} на низшей частоте первой тангенциальной моде $f_{1T,1L}$ от длины антипульсационных перегородок L_n

Закономерности, полученные по результатам испытаний полноразмерных вариантов газогенератора находятся в соответствии с результатами испытаний одиночных форсунок вариантов №2 и №3 на однофорсуночной

модельной установке по положениям границ устойчивости и уровням амплитуд колебаний.

На однофорсуночной модельной установке был проведен также цикл экспериментальных исследований влияния на устойчивость рабочего процесса длины и геометрии антипульсационных перегородок. Было получено, что постановка антипульсационных перегородок и их удлинение приводит к резкому снижению амплитуды колебаний и весьма слабо влияет на положение границы устойчивости (рис. 6.24 и 6.25).

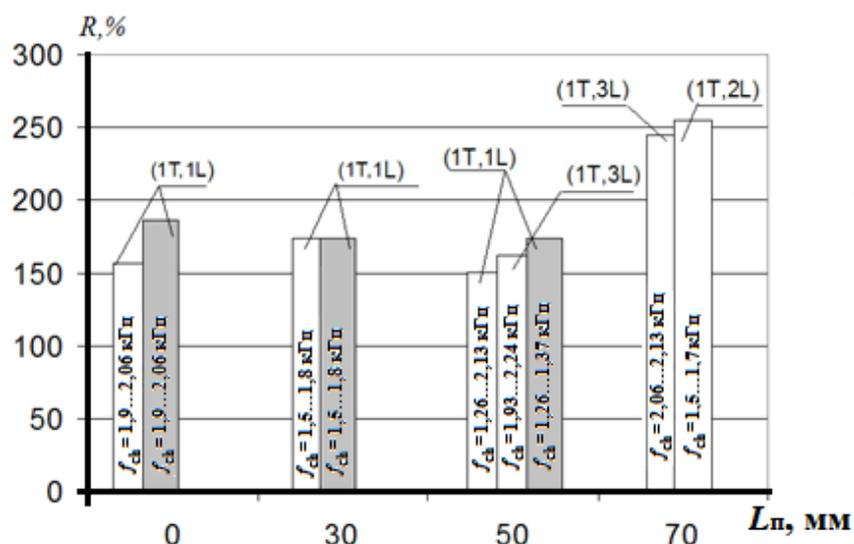


Рис. 6.25. Зависимость величины запаса акустической устойчивости горения R от длины антипульсационных перегородок L_p :

- автоколебания малой амплитуды;
- автоколебания большой амплитуды

В экспериментах с соосно-струйными форсунками получено, что оптимальное относительное значение длины перегородки, выраженное в калибрах диаметра камеры D_k , составляет $\bar{H}_{\text{опт}} = \frac{H_{\text{опт}}}{D_k} \approx 0,22 \dots 0,25$. При этом оптимальное относительное эффективное значение длины перегородки $H_{\text{эф.опт}} = H + \Delta H$, выраженное в калибрах длины акустической волны $\lambda = \frac{c}{f_k}$, составляет величину $H_{\text{эф.опт}} \approx 0,19 \dots 0,2$, близкую к резонансному значению 0,25 для ячейки перегородки, как четвертьволновой трубки.

Выводы по главе 6

1. Обосновано перспективное направление физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД, позволяющее в упрощенных условиях получать информацию о тенденциях влияния параметров системы смесеобразования на высокочастотную устойчивость горения. Предложенная методика основывается на проведении огневых испытаний натуральных смесительных устройств при низких давлениях в модельной камере сгорания с применением газообразных компонентов топлива.
2. Предложенное направление моделирования высокочастотной неустойчивости горения в ЖРД предусматривает проведение огневых испытаний как полноразмерных смесительных головок, так и одиночных натуральных форсунок (или групп форсунок), из которых комплектуются смесительные головки, на модельных режимах с определением границ областей высокочастотной неустойчивости горения. По положениям этих границ определяется лучший по устойчивости горения вариант смесительной головки или форсунки. Разработанная методика моделирования при низких давлениях в камере сгорания с применением газообразных компонентов топлива не требует больших материальных затрат и обладает широкими практическими возможностями.
3. Опыт проведения экспериментальных исследований на модельных установках показал, что наиболее привлекательной для практического применения является методика проведения огневых модельных испытаний одиночных натуральных форсунок. По сравнению с методикой огневых модельных испытаний полноразмерных смесительных головок она обладает высокой оперативностью получения информации и несравненно более низкой стоимостью изготовления материальной части и проведения испытаний.

4. Разработана процедура оценки высокочастотной устойчивости рабочего процесса в модельных камерах сгорания и форма представления экспериментальных данных.
5. В качестве примера представлены некоторые результаты применения разработанных методов физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД, выполненных по схемам с дожиганием и без дожигания генераторного газа. Показано качественное соответствие результатов модельных и натуральных огневых испытаний камер сгорания. Отдельные результаты, полученные при проведении модельных огневых испытаний, рекомендованы для применения в практике создания и отработки ЖРД для повышения запасов высокочастотной устойчивости рабочего процесса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ К ГЛАВЕ 6

1. Неустойчивость горения в ЖРД (под редакцией Д.Т. Харрье и Ф.Г. Рирдона). М.: Мир, 1975.
2. Шибанов А.А., Пикалов В.П., Сайдов Г.Г. Методы физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в жидкостных ракетных двигателях. М.: Машиностроение, 2013.
3. Аввакумов А.М., Чучкалов И.А., Щёлоков Я.М. Нестационарное горение в энергетических установках. Ленинград: "Недра", 1987.
4. Афанасьев В.В., Кидин Н.И. Диагностика и управление устойчивостью горения в камерах сгорания энергетических установок. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008.
5. Шибанов А.А., Агарков А.Ф., Нарижный А.А. Оптимизация по высокочастотной устойчивости горения конструктивных параметров форсунок для камер ЖРД методами огневого моделирования // Полёт. 2009.
6. Денисов К.П., Шибанов А.А., Агарков А.Ф., Нарижный А.А., Пикалов В.П. / Моделирование высокочастотной неустойчивости горения в ЖРД при давлении в камере сгорания, близком к атмосферному. Ракетные двигатели и проблемы их применения для освоения космического пространства. // Международная конференция SPACE'2003, Москва-Калуга. 2003.
7. Агарков А.Ф., Денисов К.П., Нарижный А.А., Пикалов В.П., Шибанов А.А. / Методология огневого моделирования высокочастотной неустойчивости в ЖРД

- при давлении в камере, близком к атмосферному. // 5-я Международная конференция "Авиация и космонавтика-2006". Москва. 2006.
8. Фанг Дж., Применение теории времени запаздывания к анализу устойчивости в ракетных двигателях на жидком и газообразном топливах // AIAA Paper, 1984.
 9. Агарков А.Ф., Нарижный А.А., Пикалов В.П., Шибанов А.А. / Разработка на основе оптических средств измерения методики сравнительной оценки параметров зоны горения форсунок ЖРД в модельных условиях. // 5-я Международная конференция "Авиация и космонавтика-2006". Москва. 2006.
 10. Уманский С.П. Ракеты-носители и космодромы / под редакцией Коптева Ю.Н. М.: Рестарт, 2001.
 11. Mark L. Dranovsky / Research Institute of Chemical Engineering, NIICHIMMASH Moscow, Russia // Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia/ University of Texas at Arlington. 2007.
 12. Пикалов В.П., Шибанов А.А., Агарков А.Ф., Аникеева О.Н. Экспериментальное определение в модельных условиях границ неустойчивости серийных форсунок и экспериментальных форсунок с уменьшенной величиной заглубления торца сопла окислителя в камерах двигателей РД-117 и РД-118 // Пересвет, Изд. ФКП "НИЦ РКП", 2011.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрение и анализ методологии экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основ проведения испытаний и устройства испытательных стендов позволяет сделать следующее заключение.

1. Отраслевая ЭБ должна быть испытательной системой, единство и функциональная совместимость в которой обеспечивается информационным единообразием и совместимостью подсистем. Обеспечение принципов независимости аудитора научно-технического уровня от процедур и квалификации персонала становится доминирующим. Модератором экспериментальной отработки на этом этапе должны выступать головные институты отрасли с безусловным лидерством ЦНИИмаша.
2. Вся ЭБ Роскосмоса целесообразна в виде двух подсистем: на верхнем уровне – в виде испытательных центров головных институтов Роскосмоса, отвечающих за общую научно-техническую политику, координацию и методическое обеспечение работ, а также приёмосдаточные испытания; а на нижнем уровне – в виде испытательных служб предприятий разработчиков и изготовителей, входящих в Объединённую ракетно-космическую корпорацию.
3. Решение задач обеспечения возросших требований к качеству и надёжности ЖРД может быть основано на повышении информативности стендовых испытаний, достигаемых существенным увеличением количества как регистрируемых, обрабатываемых, анализируемых и оцениваемых параметров двигателей, так и режимных параметров рабочих процессов в них, что требует привлечения электронных вычислительных центров ИК головных институтов, предприятий разработчиков и изготовителей изделий РКТ.

4. ЭО ракетных двигателей нового поколения и ДУ ступеней РН среднего и сверхтяжелого классов (СТК) на компонентах сжиженный природный газ (СПГ) и жидкий кислород требует:
 - проведения модернизации существующей ЭБ отрасли с созданием соответствующей инфраструктуры получения, транспортировки, хранения и подачи СПГ на ИК;
 - создания комплекса стенд-старт на космодроме Восточный для обеспечения ОСИ и летных испытаний РН СТК и ее блоков.

В обеспечение ЭО вновь создаваемых ЖРД и ДУ, и возобновляемых производством, требуется проведение НИОКР по совершенствованию технологии наземных испытаний с имитацией штатных условий эксплуатации.

5. Подтверждена возможность использования в САЗ бесконтактной диагностики с помощью ДМП, а также целесообразность проведения дальнейших экспериментов по определению основных характеристик ДМП применительно к конкретному объекту испытаний, например, кислородно-водородному ЖРД РД0146.
6. При разработке современных ЛА примерно 60 % возникающих проблем конструирования и расчета систем решаются с помощью экспериментальных данных, полученных при испытаниях опытных образцов. Поэтому решение проблемы сокращения сроков и стоимости разработки ракетно-космической техники (двигателей и двигательных установок РН в первую очередь) сводятся, в основном, к рациональной организации процесса экспериментальной отработки, состоящей из этапов наземных и летных испытаний.
7. Планку эффективности наземных испытаний можно повысить путем обеспечения имитации полетных условий эксплуатации на стенде (высотных условий, условий на входе в двигатель по давлению и температуре и т. д.). Это позволяет уменьшить количество дорогостоящих испытаний на этапе летной отработки.
8. Экономические затраты на проведение доработок конструкции при проектировании, наземной отработке и летных испытаниях распределяются в соотношении 1:10:100, что подтверждает

целесообразность иерархического построения программ испытаний, предусматривающих проведение испытаний по этапам: вначале испытания элементов (агрегатов), затем испытания блоков и в итоге испытания системы в целом.

9. Создание двигателей верхних ступеней и разгонных блоков РН и экспериментальное подтверждение удельных характеристик (например, удельного импульса тяги) для сопел с выдвигными насадками, имеющими значения степени расширения сопла $f_c > 200$, требуют имитации высотных условий с применением сложного и уникального оборудования: барокамеры, выхлопного диффузора и эжекторных установок.
10. Для обеспечения безопасного проведения испытаний ДУ верхних ступеней перспективной РН на стенде ВЗ НИЦ РКП с заправкой в топливный бак ДУ до 7000 кг жидкого водорода требуются разработка и внедрение дополнительного комплекса мер безопасности с использованием усовершенствованных систем диагностики и аварийной защиты (быстродействующая аппаратура САЗ с контролем виброперегрузок, износа беговых дорожек шарикоподшипников в элементах ТНА, концентраций взрывоопасных газов с инерционностью до 1...2 св отсеках ДУ и стенда и др.).
11. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке двигателей и ДУ может быть обеспечена применением специальной технологии испытаний, систем нейтрализации и локализации выбросов, систем диагностики и аварийной защиты для предотвращения аварийных и нештатных ситуаций.
12. Одним из основных перспективных направлений, обеспечивающих развитие испытательной базы для отработки изделий ракетно-космической техники, является разработка и внедрение метода имитационного математического моделирования процессов в сложной технической системе “испытательный стенд – объект испытания” с использованием высокопроизводительных ЭВМ. Это позволит решать на современном уровне задачи проектирования и экспериментальной отработки ЖРД и ДУ ракетно-космических систем.

13. Внедрение методов диагностики высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД и методологии оценки устойчивости процессов горения в ЖРД при стендовых огневых испытаниях и в модельных условиях позволяет исключить аномальные явления при функционировании ЖРД в процессе ЭО и эксплуатации объектов РКТ.

Выработаны рекомендации по применению антипульсационных перегородок в качестве эффективного средства повышения запаса динамической устойчивости процесса горения в камерах сгорания ЖРД, работающих на различных топливных парах (АТ – НДМГ, кислород – углеводородное горючее, кислород – водород).

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АВД	– аварийное выключение двигателя
АК	– азотная кислота
АСКК	– автоматизированная система контроля качества
АСУ ТП	– автоматизированная система управления технологическими процессами
АТ	– азотный тетраоксид
АРМ	– автоматизированное рабочее место
АЧХ	– амплитудно-частотная характеристика
АЧП	– аналого-частотный преобразователь
ВБР	– вероятность безотказной работы
ВВ	– взрывчатое вещество
ВО	– внутренний осмотр
ВРБ	– возвращаемый ракетный блок
ВРД	– воздушно-реактивный двигатель
ВУ	– возмущающее устройство
ВЧК	– высокочастотные колебания
ВЧН	– высокочастотная неустойчивость
ГГ	– газогенератор
ГПВРД	– гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель
Д	– датчик
ДВГГ	– дожигание восстановительного генераторного газа
ДЗЗ	– дистанционное зондирование Земли
ДИ	– доводочные испытания
ДМП	– датчик магнитного поля
ДОГГ	– дожигание окислительного генераторного газа
ДП	– марка пиропатрона
ДПК	– дренажно-предохранительный клапан
ДУ	– двигательная установка
ЖРД	– жидкостный ракетный двигатель
ЖРДМТ	– ЖРД малой тяги

ЖРДУ	– жидкостная ракетная ДУ
ЗДИ	– завершающие доводочные испытания
ИВК	– измерительно-вычислительный комплекс
ИДК	– информационно-диагностический комплекс
ИИС	– информационно- измерительная система
ИИУС	– информационно-измерительные и управляющие системы
ИК	– испытательный комплекс
ИО	– испытательное оборудование
ИПУ РАН	– Институт проблем управления Российской академии наук
ИС	– измерительная система, испытательный стенд
ИСАД	– измерительная система абсолютного давления
ИУС	– информационно-управляющая система
ИУС-И	– ИУС изделием
ИУС-С	– ИУС стендом
ИУС ЭГС	– ИУС электрогидравлических сервоприводов
ИЭ	– исполнительный элемент
КА	– космический аппарат
КД	– конструкторская документация
КВИ	– контрольно-выборочное испытание
КПД	– коэффициент полезного действия
КПЭО	– комплексная программа экспериментальной отработки
КРК	– космический ракетный комплекс
КРТ	– компоненты ракетного топлива
КС	– камера сгорания
КТИ	– контрольно-технологическое испытание
ЛА	– летательный аппарат
ЛВС	– локальная вычислительная сеть
ЛИ	– летные испытания
ЛКИ	– летно-конструкторские испытания
МВИ	– межведомственные испытания
МИК	– монтажно-испытательный корпус
МКС	– многоразовая космическая система, многоразовая космическая станция
МО РФ	– Министерство обороны Российской Федерации

МРКС	– многоразовая ракетно-космическая система
МТКС	– многоразовая транспортно-космическая система
НДМГ	– несимметричный диметилгидразин
НАИ	– наземные автономные испытания
НИ	– наземные испытания
НИЦ	– научно-исследовательский центр
НИР	– научно-исследовательская работа
НКИ	– наземные комплексные испытания
НМА	– научно-методический аппарат
НО	– наружный осмотр
НП	– национальный проект
НПЦ	– неустойчивый предельный цикл
НСД	– низкоскоростная детонация
НТД	– нормативно-техническая документация
НШС	– нештатные ситуации
ОИ	– объект испытаний
ОКР	– опытно-конструкторская работа
ОРКК	– Объединенная ракетно-космическая корпорация
ОСИ	– огневое стендовое испытание
ОУ	– объект управления
ПГС	– пневмогидросистема
ПГСП	– пневмогидравлическая система питания
ПДК	– предельно-допустимая концентрация
ПЗУ	– пирозажигательное устройство
ПК	– пироклапан
ПКУ	– программа контроля и управления
ПМО	– программное и математическое обеспечение
ПН	– полезная нагрузка
ПО	– программное обеспечение
ПОН	– программа обеспечения надежности
ПП	– пиропатрон
ППР	– планово-предупредительный ремонт
ППРБ	– планирование, программирование и разработка бюджета (также ППРИБ)

ПУ	– поджигающее устройство
ПЦФ	– простой цифровой фильтр
РБ	– разгонный блок
РД	– ракетный двигатель
РДТТ	– РД твердого топлива
РКК	– ракетно-космический комплекс
РКП	– ракетно-космическая промышленность
РКС	– ракетно-космическая система
РКС	– регулирование кажущейся скорости
РКТ	– ракетно-космическая техника
РЛУШГ	– резонансный линейный узкополосный шум горения
РМВ	– реальный масштаб времени
РН	– ракета-носитель
РН СТК	– РН сверхтяжелого класса
РСК	– регулирование соотношения компонентов
РСУ	– распределенные системы управления
РТ	– регулятор тяги
РЧ	– роторные частоты
САЗ	– система аварийной защиты
САЗУ	– система аварийной защиты и управления
СГС	– спектр гармонического сигнала
СД	– сигнализатор давления
СИ	– система измерения
СИС	– система измерения скорости
СК	– стартовый комплекс
СКДО	– система контроля, диагностики и отображения
СКОН	– система контроля опасных накоплений
СНиП	– строительные нормы и правила
СОБ	– синхронное опорожнение бака
СПВП	– система пожаровзрывопреждения
СПГ	– сжиженный природный газ
СТС	– сложная техническая система
СУ	– система управления
СУБД	– система управления базой данных

СУРТ	– система управления расходом топлива
ТВИ	– тепловакуумные испытания
ТЗ	– техническое задание
ТК	– технический комплекс
ТНА	– турбонасосный агрегат
ТНТ	– тринитротолуол
ТО	– техническое обслуживание
ТРД	– турбореактивный двигатель
ТТТ	– тактико-технические требования
ТТУ	– твердотопливный ускоритель
у.е.	– условная единица
УКСС	– универсальный комплекс «стенд-старт»
УПЦ	– устойчивый предельный цикл
УРМ	– универсальный ракетный модуль
ФДД	– функциональный датчик давления
ФКП	– федеральное казенное предприятие
ХСИ	– холодное стендовое испытание
ШИМ	– широтно-импульсная модуляция
ЭБ	– экспериментальная база
ЭДУ	– экспериментальная ДУ
ЭО	– экспериментальная отработка
ЭП	– эскизный проект
ЭПК	– электропневмоклапан
ЭРД	– электроракетный двигатель
ЭУ	– экспериментальная установка
ЯРД	– ядерный РД
CFD	– Computational Fluid Dynamics (вычислительная гидродинамика)
JAEA	– Japan Aerospace Exploration Agency (Японское управление аэрокосмических исследований)
LOX	– Liquid Oxygen (жидкий кислород)
NASA	– National Aeronautics and Space Administration (Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства)

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

A	–	амплитуда колебаний
C	–	скорость звука
D, d	–	диаметр
E	–	колебательная энергия
f	–	частота колебаний
K_m	–	массовое отношение компонентов топлива
K	–	фазовый коэффициент усиления колебаний
L, l	–	продольный размер, длина
m	–	соотношение скоростей
\dot{m}	–	массовый расход
N	–	фазовый параметрический критерий устойчивости
n	–	соотношение плотностей, число отверстий
P	–	давление
\dot{Q}	–	объемный расход
q	–	соотношение скоростных напоров
R	–	коэффициент запаса устойчивости
T	–	период колебаний, температура по шкале Кельвина
t	–	температура по шкале Цельсия
U, v	–	скорость
x	–	линейный размер
α	–	коэффициент избытка окислителя
δT	–	декремент колебаний
$\Lambda,$	–	длина волны возмущений
ξ	–	коэффициент
ρ	–	плотность
τ	–	время
ϕ	–	фазовый сдвиг между колебаниями скорости тепловыделения и давления
		Верхние индексы
черта	–	безразмерное значение физической величины

штрих – колебательная составляющая физической величины

Нижние индексы

г – горючее

ггв – восстановительный генераторный газ

гг – газогенератор

δ – диссипация

зг – зона горения

исп – испарение

к – камера

кр – критическое значение

о – окислитель

расп – распыл

см – смешение, смесь

ф – форсунка

хим – химический

эф – эффективный

L – продольная мода колебаний

T – тангенциальная мода колебаний

Σ – суммарное значение

Научное издание

Айвенго Гадыевич Галеев, Валентин Николаевич Иванов,
Александр Владимирович Катенин, Вадим Александрович Лисейкин,
Валерий Павлович Пикалов, Александр Дмитриевич Поляхов,
Геннадий Григорьевич Сайдов, Александр Артурович Шибанов

МЕТОДОЛОГИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ЖРД И ДУ, ОСНОВЫ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И УСТРОЙСТВА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ

Монография

Подписано к исп.12.01.2015г.
Усл. печ.л. 27,3. Тираж 1000 экз.
Заказ 010-М
Киров, МЦНИП
<http://mcnip.ru>
e-mail: izdatel@mcnip.ru