



**А.Г. Галеев
Ю.В. Захаров
В.П. Макаров
В.В. Родченко**

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ
ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ
ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ
ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**Москва
Издательство МАИ
2014**

ББК 39.65
УДК 629.7.454.2
Г 15

**Г 15 Проектирование испытательных стендов для экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники / А.Г. Галеев, Ю.В. Захаров, В.П. Макаров, В.В. Родченко. – М.: Издательство МАИ, 2014. – 283 с.: ил.
ISBN 978-5-4316-0216-0**

Изложены общие принципы проектирования испытательных стендов и экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники, основы конструирования и расчетов испытательных стендов и их систем, методы и испытаний ракетных двигателей, двигательных установок разгонных блоков и ступеней ракет-носителей, космических аппаратов и их систем, испытательных и измерительных средств, применяемых для определения основных характеристик объектов испытаний. Рассмотрены системы имитации основных факторов, определяемых условиями эксплуатации объекта исследования, 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 объектов ракетно-космической техники. Рассмотрены экологические проблемы, которые могут быть решены, в частности, благодаря использованию в качестве горючего в энергетических циклах сжиженных газов (метана и водорода).

Монография предназначена для специалистов, занятых проектированием и эксплуатацией испытательных стендов и испытаниями двигателей, двигательных установок и космических аппаратов ракетно-космической техники. Она может также представлять интерес для аспирантов и студентов высших учебных заведений аэрокосмического направления.

Рецензенты:

*д-р техн. наук, профессор Ю.О. Бахвалов
д-р техн. наук, профессор Р.В. Бизяев
д-р техн. наук, профессор В.П. Соколов*

ISBN 978-5-4316-0216-0

© Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет), 2014

ПРЕДИСЛОВИЕ

Минуло чуть более 50 лет с тех пор, как человечество вступило в космическую эру. Она началась 4 октября 1957 года выводом первого искусственного спутника Земли.

По масштабности проводимых работ и по стремительности развития космонавтика не знает себе равных. Силы и средства, затраченные на реализацию извечной мечты человечества о межзвездных полетах, поистине колоссальны.

Вначале в космической гонке участвовали две космические державы – СССР и США. В конце XX века в число космических держав активно включились страны ЕС, Китай, Индия, Украина и Япония. Есть реальные планы создания ракетно-космических систем у Бразилии, Южной Кореи, Казахстана и других стран.

Мировой опыт показывает, что создание новых образцов конкурентоспособной ракетно-космической систем (РКС) невозможно без развитой экспериментальной базы и квалифицированных специалистов, владеющих технологиями испытаний.

Создание ракетно-космической техники (РКТ) требует проведения большого объема экспериментальных работ на испытательных и стартовых комплексах.

В монографии рассматриваются проблемные вопросы наземной и летной отработки ракетно-космических систем:

- принципы проектирования, устройства и расчета систем стендов для обеспечения испытаний с имитацией условий эксплуатации и воздействующих факторов космического пространства на объекты испытаний;

- методология экспериментальной отработки двигателей, двигательных установок (ДУ) ступеней ракет-носителей (РН), разгонных блоков (РБ), космических аппаратов (КА) и их систем, виды автономных и комплексных наземных испытаний;

- принципы моделирования режимов испытаний и воздействующих нагрузок;

- экологические требования и принципы обеспечения безопасности испытаний изделий РКТ с учетом нештатных ситуаций;

- вопросы обеспечения надежности ДУ и испытательных стендов (ИС) на этапах проектирования, экспериментальной отработки и эксплуатации.

Особое внимание уделено проблемам оптимизации объемов наземной и летной отработки с учетом имитации условий эксплуатации и утяжеления режимов испытаний при наземной отработке сложных технических систем – ракетных двигателей и ДУ разгонных блоков и ступеней РН и КА.

В предлагаемом издании обобщен многолетний опыт авторов в области проведения стендовых испытаний образцов РКТ, создания и эксплуатации испытательного

оборудования, отраженный в лекционных курсах, читаемых авторами в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) и Московском государственном институте радиотехники, электроники и автоматики (техническом университете).

Рассмотрены актуальные проблемы, связанные с созданием и модернизацией испытательных комплексов, проектированием и расчетом систем наземной космической инфраструктуры; методология и принципы экспериментальной отработки ракетных двигателей, ДУ и КА ракетно-космических комплексов (РКК); технология испытаний жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и ДУ ступеней РН и КА с имитацией условий эксплуатации, а также вопросы обеспечения безопасности испытаний.

Издание состоит из 5 глав.

В первой главе изложены основы проектирования испытательных стендов, систематизированы факторы и нагрузки, действующие на РКТ на этапах эксплуатации, приводятся основные требования к стендам и испытываемым аппаратам, рассматриваются также вопросы прочности, надежности и аттестации стендов.

Во второй главе рассмотрены:

– методология экспериментальной отработки таких сложных технических систем РКТ как ракетные двигатели, двигательные установки и их агрегаты, виды автономных и комплексных наземных испытаний;

– принципы проектирования и основы устройства и расчета систем стендов для обеспечения испытаний ЖРД и ДУ с имитацией условий эксплуатации;

– принципы моделирования режимов испытаний.

Третья глава содержит:

– нормы проектирования и устройства систем стендов с различными компонентами ракетного топлива для обеспечения испытаний ЖРД и ДУ с имитацией условий эксплуатации;

– экологические требования и принципы обеспечения безопасности испытаний двигателей и ДУ с учетом нештатных ситуаций.

Четвертая глава содержит описание:

– стендов для моделирования динамических воздействий на активном этапе полета объектов РКТ:

– стендов для воспроизведения вибрационных нагрузок с расчетом их основных параметров и акустического шума;

– стендов для квазистатических испытаний, отработки отделения головных обтекателей и динамики систем разделения элементов РКТ.

В пятой главе рассмотрено проектирование стендов для моделирования этапов функционирования КА на орбите искусственного спутника земли (ИСЗ) и перелета на другие планеты:

– стендов для воспроизведения радиационных воздействий, невесомости, ударов метеорных частиц;

– стендов для отработки систем стыковки и комбинированных воздействий факторов космического пространства.

Монография предназначена для специалистов, занятых созданием и эксплуатацией испытательных стендов и ракетно-космических систем. Она также может быть полезна аспирантам и студентам высших учебных заведений аэрокосмического направления.

Введение и заключение написаны совместно всеми авторами; гл. 1 – А.Г. Галеевым, Ю.В. Захаровым и В.П. Макаровым; гл. 2 – А.Г. Галеевым; гл. 3 – А.Г. Галеевым и В.В. Родченко; гл. 4 – Ю.В. Захаровым; гл. 5 – Ю.В. Захаровым и В.П. Макаровым.

Авторы выражают искреннюю благодарность первому заместителю генерального директора ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, генеральному конструктору КБ “Салют”, доктору техн. наук, профессору Ю.О. Бахвалову, начальнику отделения КБ “Салют” ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева доктору техн. наук, профессору Р.В. Бизяеву и проректору по научной работе, заведующему кафедрой “Инновационные технологии аэрокосмической деятельности” ФГБОУ ВПО “Российский государственный университет инновационных технологий и предпринимательства”, доктору техн. наук, профессору В.П. Соколову за ценные замечания, сделанные при рецензировании книги, а также инженерам И.С. Корякиной, А.В. Белкиной и Н.Н. Харитоновой за помощь при техническом оформлении книги.

ВВЕДЕНИЕ

Ракетно-космическая техника имеет ряд особенностей. Ее конструкции невозможно дублировать, после начала летной эксплуатации практически невозможно отремонтировать. Спроектированная конструкция должна быть работоспособной на всех этапах эксплуатации. Поэтому экспериментальной отработке изделий РКТ уделяется исключительное внимание. Факторы нагружения определяют облик и внутреннюю структуру конструктивных элементов и конструкцию в целом. Анализ нагружения является важной, неотъемлемой частью проектирования элементов РКТ. Экспериментальная отработка, подтверждение прочности и надежности функционирования элементов РКТ требует больших затрат времени и финансовых ресурсов. Основным условием проведения экспериментальной отработки РКТ является наличие комплекса испытательных стендов, испытательной техники, методов и методик проведения испытаний и опытных испытателей.

В монографии рассматриваются испытательные стенды для моделирования всех этапов отработки и эксплуатации РКТ.

Уделено особое внимание проектированию и эксплуатации испытательных стендов с большой степенью автоматизации для воспроизведения комбинированных воздействующих факторов, применению современных цифровых систем управления процессами испытаний, мощных измерительно-вычислительных комплексов и систем обработки и получения информационных данных, позволяющих сократить общую продолжительность экспериментальной отработки, более точно воспроизводить реальное нагружение элементов РКТ и повысить качество создаваемых изделий.

КА, выводимый в космическое пространство ракетой-носителем, предназначен для выполнения целевых задач в космическом пространстве. КА делятся на две основные группы: околоземные орбитальные и межпланетные. При этом различают автоматические КА и пилотируемые космические корабли, обитаемые орбитальные станции, межпланетные космические корабли. КА представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов (систем), в которых происходят разнообразные процессы: гидрогазодинамики, тепломассообмена и термомеханики.

КА в отличие от всех других ЛА в процессе эксплуатации подвергается воздействию комплекса (комбинации) дополнительных факторов – факторов космического

пространства (ФКП), для моделирования которых требуется разработка специальных методов и имитирующих систем.

Экспериментальная отработка сложных технических объектов – ракетно-космических систем является важнейшим этапом их создания, во многом определяющим эффективность всего жизненного цикла ЛА. Системные, комплексные подходы к решению научных и прикладных проблем, доминирующие в настоящее время в различных областях науки и техники, безусловно, реализуются и при создании современных испытательных систем. Поэтому в настоящей книге именно во взаимной увязке и с учетом взаимовлияния рассматриваются важнейшие вопросы проектирования испытательных стендов и экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники.

Создание элементов РКТ 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. Поэтому успех создания РКС 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.

Надежность работы ЖРД и ДУ ракетно-космических систем во многом определяется применяемыми схемными и конструктивными решениями, а также используемыми материалами и технологиями изготовления и испытаний объектов исследования.

Наиболее напряженным элементом ракетной двигательной установки является двигатель, обеспечение заданной надежности которого требует проведения длительного этапа отработки.

Типы ракетных двигателей, в свою очередь, определяются используемой в них энергией:

- химической (жидкостные ракетные двигатели, которые, в свою очередь, подразделяются на маршевые ЖРД и ЖРД малой тяги (ЖРДМТ) и ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ));
- электрической (электроракетные двигатели);
- ядерной (ядерные ракетные двигатели).

Наибольшее распространение в ракетно-космической технике получили ЖРД и РДТТ [3, 20]. В предлагаемом издании 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, верхних и разгонных блоков ступеней РН и КА.

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

Испытательные стенды обычно состоят из трех частей:

- исполнительной, в которую входят объект испытания и системы, обеспечивающие воздействие различных эксплуатационных факторов;
- информационно-управляющей, в которую входят системы управления и измерительные системы, информирующие о параметрах объекта испытания и стенда;
- систем энергопитания.

Проектирование испытательных стендов – сложный процесс, включающий в себя разработку технического задания, проектных предложений, эскизного и технического проектов, разработку функциональных и принципиальных схем, расчет элементов и систем стенда, выбор компоновочной схемы стенда, обеспечивающей заданные проектные параметры, и окончательную разработку рабочей документации на стенд.

Существуют различные подходы к проектированию испытательных стендов. При *индивидуальном подходе* решаются в основном частные задачи создания стенда, которые возникают на том или ином предприятии в связи с необходимостью контроля определенных параметров ЛА или его узла.

При *комплексном (системном) подходе* вопросы проектирования стендов решаются исходя из комплексных задач обеспечения заданного уровня качества ЛА. В этом случае предусматривается создание системы взаимосвязанных стендов, необходимых для отработки, испытания и контроля систем создаваемого ЛА на всех стадиях его жизненного цикла: проектирования, производства и эксплуатации.

Глава 1.
**ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ**

**1.1. Принципы системного подхода
к проектированию испытательных стендов**

Наличие совершенных экспериментальных средств – специальных стендов – является обязательной предпосылкой, обеспечивающей эффективность космических исследований, а постоянное совершенствование экспериментальной базы – неременным условием прогресса космической техники.

Проектирование и создание большинства экспериментальных средств, предназначенных для исследований и испытаний разрабатываемых РН и КА, требует крупных капиталовложений и значительного времени. Большинство из экспериментальных стендов являются в той или иной степени уникальными, не имеющими конструктивных аналогов. Программы исследований и испытаний экспериментального оборудования согласовываются с требованиями к разрабатываемым ракетно-космическим комплексам. Создание и применение стендов для отработки РКТ осуществляется с учетом технико-экономических критериев эффективности: эксплуатационных (надежность, обеспечение заданных параметров, информативность); экономических (стоимость разработок, эффективность эксплуатации); данных технической реализации (техническая осуществимость, возможность модернизации).

Цели и задачи экспериментальных исследований изделий РКТ определяют состав и последовательность подачи на аппарат воздействий, имитирующих в наземных условиях различные эксплуатационные факторы, состав, содержание и последовательность выполнения операций по контролю измеряемых параметров, вид и количество применяемой контрольно-измерительной аппаратуры, оборудования и переходных устройств.

Испытания – экспериментальное определение количественных и (или) качественных характеристик свойств объекта испытаний как результата воздействия на него при его функционировании, при моделировании объекта и (или) воздействий (ГОСТ 16504-81). Классификация испытаний представлена на рис.1.1.

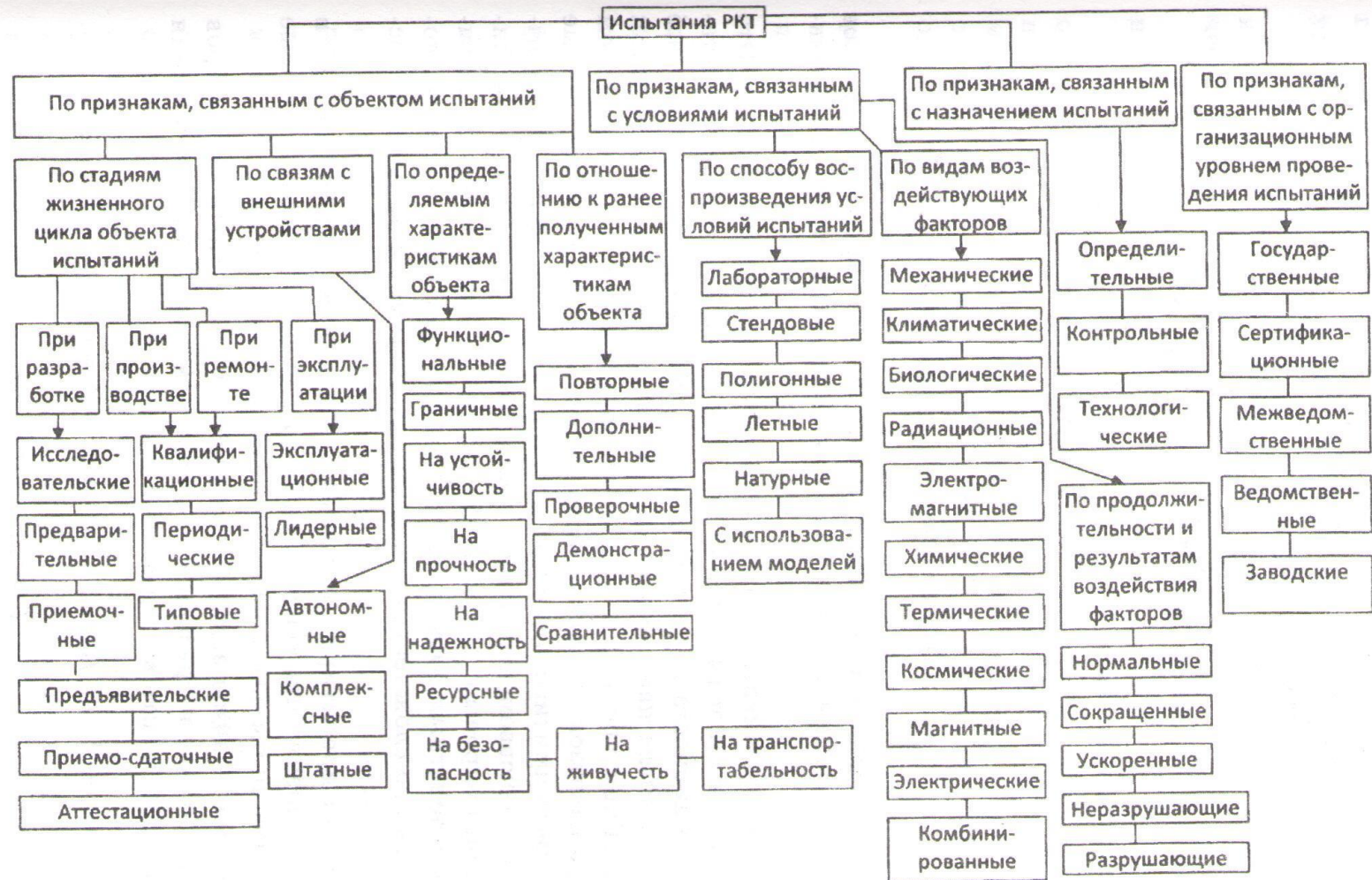


Рис. 1.1. Классификация видов испытаний РКТ

Испытательные стенды – это технические устройства для монтажа объекта испытаний и установки его в заданное положение для создания воздействий, имитирующих факторы и нагрузки, действующие на ЛА при эксплуатации, съема информации и управления процессом испытаний и (или) объектом испытаний.

Функциональные элементы стенда характеризуются следующими основными независимыми параметрами:

- точностью измерения и управления режимами испытательных средств;
- степенью автоматизации исследований;
- уровнем математического обеспечения экспериментов.

Их взаимосвязь можно представить в виде графа оценок испытательных систем (рис.1.2). Вершины графа определяют степень совершенства компонентов системы:

n , m – количество оцениваемых, управляемых и измеряемых параметров соответственно; α, μ – оценки точности управления и измерения; β, η – оценки степени автоматизации измерительных и управляющих систем; γ, δ – оценки уровня математического обеспечения соответственно в системах нагружающего воздействия и получения информации; C – оценка качества стенда.

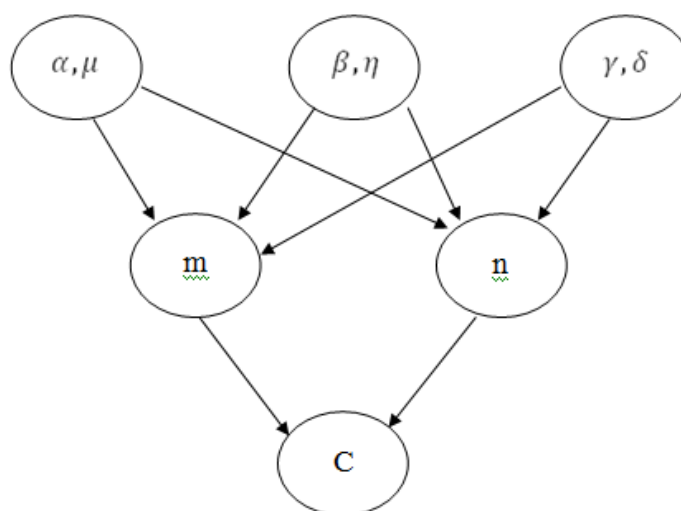


Рис. 1.2. Граф оценок испытательного стенда

Учитывая независимость оценок качества отдельных элементов, их можно представить в виде ортогональных векторов, каждый из которых удовлетворяет аксиомам тождества, рангового порядка и аддитивности. Тогда оценку качества стенда можно представить в виде соотношения

$$C = \left[\left(\sum_{i=1}^n \sqrt{\alpha_i^2 + \beta_i^2 + \gamma_i^2} \right)^2 + \left(\sum_{i=1}^n \sqrt{\mu_i^2 + \eta_i^2 + \delta_i^2} \right)^2 \right]^{1/2}.$$

С целью оценки качества каждого элемента разрабатывается для $\alpha, \mu, \beta, \eta, \gamma, \delta$ шкала порядка, а для n, m – шкала наименований.

При создании и применении стендов для отработки объектов РКТ также учитываются технико-экономические критерии эффективности.

Сложность испытательных стендов постоянно возрастает. Это объясняется многими причинами: увеличением сложности летательного аппарата и, следовательно, необходимостью контроля всё большего числа параметров, характеризующих качество аппарата, увеличением уровня, длительности приложения и усложнением спектра нагрузок, которые действуют на аппарат в полёте и которые необходимо имитировать в процессе наземных исследований; стремлением к одновременному воспроизведению нагрузок различной физической природы с целью приближения условий наземных испытаний к полётным. Обычно сложность испытательных стендов сопоставима со сложностью испытываемых систем, а иногда и превосходит их.

Задача проектирования стенда заключается в том, чтобы в любых условиях применения выявить свойства аппарата, которые обеспечивали бы его максимальную эффективность.

Формализацию задачи оптимизации проектных параметров при машинном и графоаналитическом методах проектирования можно представить в виде:

$$x_i = \text{opt}; i = 1, \dots, k; C = \text{min}; M = \text{min}; W = \text{max}; T = \text{max}; R = \text{max},$$

где x_i, C, M, W, T, R – проектные параметры; стоимость; масса; удельная мощность; долговечность; надёжность.

Проектирование неразрывно связано с расчётом конструкции на прочность, основным методом которого является метод динамического детерминизма.

К главным проблемам в области проектирования стендов можно отнести следующие:

1. Создание комплексов и систем взаимосвязанных стендов, обеспечивающих воспроизводимость результатов испытаний при повторных испытаниях аппарата на различных этапах экспериментальной отработки. Решение этой проблемы направлено на обеспечение единства испытаний при многократных испытаниях одних и тех же аппаратов.

2. Создание на базе теории физического моделирования и теории подобия имитаторов эксплуатационных нагрузок, максимально приближающих условия наземных испытаний изделий к эксплуатационным. Решение этой проблемы

направлено на повышение эффективности экспериментальной отработки (ЭО).

3. Создание средств измерения, средств оценки и регистрации параметров изделия, а также воздействий, воспроизводимых стендами эксплуатационных нагрузок, контролируемых в процессе экспериментальной отработки.

4. Повышение точности воспроизведения эксплуатационных факторов и точности измерений контролируемых параметров испытываемых изделий. Решение этой проблемы направлено на повышение точности бортовых систем аппарата, которая является одним из основных критериев, определяющих их качество.

5. Автоматизация проектирования стендов на базе конструкторского опыта и математического моделирования с использованием ЭВМ для выбора оптимальных компонентов стендов. Решение этой проблемы направлено на повышение качества проектов и сокращения времени изготовления стенда.

6. Создание стендов, максимально удовлетворяющих требованиям биологической, антропометрической, психофизической, информационной и энергетической совместимости возможностей человека-испытателя с характеристиками испытательных стендов и условий работ. Решение этой проблемы направлено на обеспечение психофизиологического комфорта деятельности человека в процессе испытаний, повышение качества испытаний.

7. Создание средств автоматизации стендов, включаемых в контур управления, что существенно повышает качество и технико-экономическую эффективность исследовательских работ.

Автоматизация стендов обеспечивает:

– повышение эффективности и качества научных исследований на основе получения и уточнения с помощью ЭВМ явлений или процессов;

– получение количественно новых научных результатов, достижение которых принципиально невозможно без использования автоматизации;

– сокращение сроков и уменьшение трудоёмкости экспериментального цикла за счёт ускорения подготовки и проведения эксперимента; повышения оперативности получения, обработки и использования информации о качестве и надёжности; использование результатов экспресс-анализа; не доведения элементов конструкции до преждевременного разрушения; уменьшения числа ошибок при измерении и обработке;

– увеличение точности результатов экспериментальных данных и их достоверности;

– повышение информативности эксперимента за счёт увеличения числа измерительных каналов, датчиков и более полной обработки данных;

- усиление контроля за ходом эксперимента и возможности его оптимизации;
- сокращение участников эксперимента, особенно в случаях повышения опасности проведения эксперимента;
- оперативное получение результатов испытаний в наиболее удобной форме (например, графической).

Процесс проектирования, состоящий из взаимосвязанной и целесообразно организованной последовательности принятия технических решений, можно представить в виде системы проектирования (СП), в которой элементами являются конструкторские решения, принимаемые на различных стадиях и этапах проектирования, а связи между элементами выражаются в виде потока документов, который содержит материалы с конструкторскими решениями и вспомогательные документы, используемые при организации и управлении СП.

Укрупнённо процесс разработки можно представить в виде четырёх стадий принятия конструкторских решений, каждая из которых имеет определённый выход, а именно: прогнозирование и планирование разработки; проектирование и моделирование; конструирование; изготовление, аттестация и внедрение (рис. 1.3).

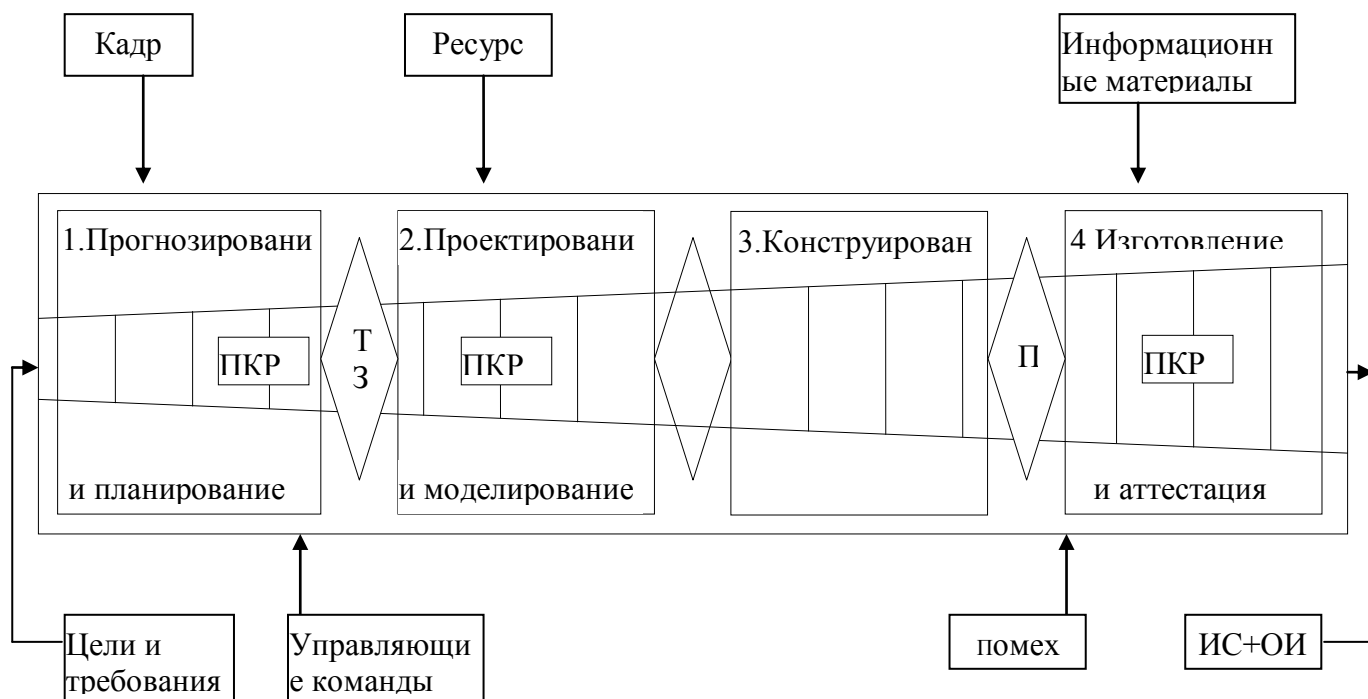


Рис. 1.3. Схема системы разработки стенда:
ПКР – принятие конструкторских решений; П – проект

На определенной стадии эксплуатации РКТ происходит расширение решаемых задач, что требует их конструкторских изменений. Это приводит к соответствующей модернизации испытательных стендов.

Системный подход к проблемам проектирования получил развитие в организации проектирования и научно обоснованной выработке решений, а также в их взаимной увязке с целью достижения максимального эффекта.

Организация проектирования заключается в создании модели процесса проектирования, основанной на концепции управления.

Проектные процедуры подразделяются на процедуры анализа и синтеза(рис.1.4). Синтез заключается в создании описания испытательного стенда, а анализ – в определении свойств и исследовании работоспособности стенда по его описанию, т. е. при синтезе создаются, а при анализе оцениваются проекты испытательных стендов.



Рис. 1.4. Схема проектных процедур

Процедуры анализа могут быть одновариантные и многовариантные. **Одновариантный** анализ предполагает задание значений внутренних и внешних параметров и определение значений выходных параметров объекта. Задача анализа с одним вариантом сводится к однократному решению уравнений, составляющих математическую модель.

Многовариантный анализ заключается в исследовании свойств ИС в некоторой

области пространства внутренних параметров. Такой анализ требует многократного решения систем уравнений.

Процедуры синтеза – параметрические и структурные. Целью структурного синтеза является определение структуры ИС перечня типов элементов, составляющих ИС, и способа связи элементов (оборудования) между собой в составе ИС.

Параметрический синтез заключается в определении числовых значений параметров элементов при заданных значениях структуры и условия работоспособности.

На рис. 1.5 представлена последовательность этапов проектирования.

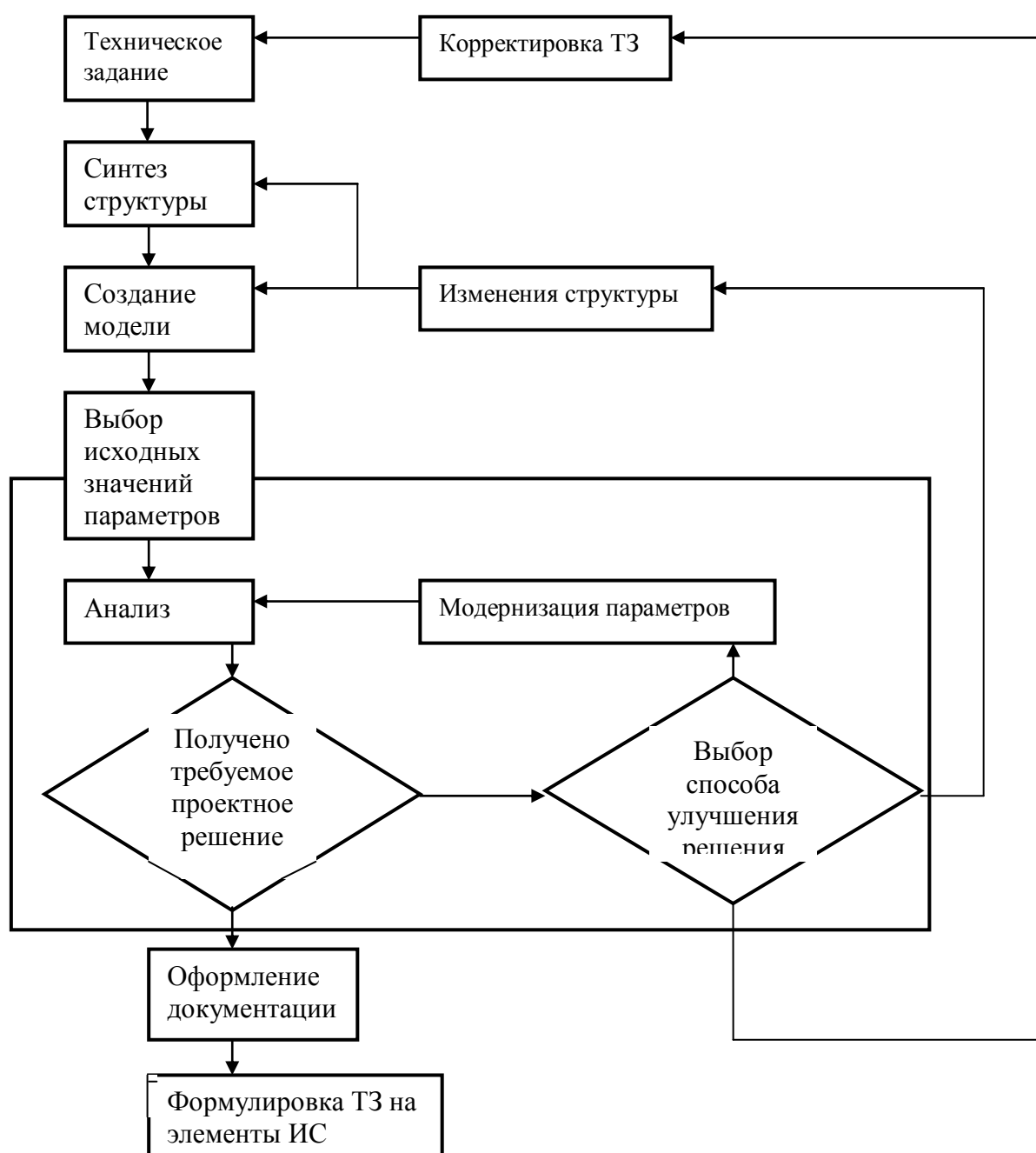


Рис. 1.5. Схема процесса проектирования ИС

Проектирование ИС начинается с синтеза исходного варианта её структуры.

Для оценки этого варианта создается математическая модель, динамически подобная модель (ДПМ), физическая модель, стенд. После выбора исходных значений параметров элементов выполняется анализ вариантов, по результатам которого становится возможной его оценка. Оценка заключается в проверке выполнения работоспособности ИС. Если решение неудовлетворительное, то выбирается один из возможных путей улучшения проекта. Чаще изменяют числовые значения параметров элементов. Совокупность процедур модификации параметров, анализ и оценка результатов анализа составляет параметрический синтез. Если путем параметрического синтеза не достигаются необходимые условия работоспособности, то модифицируют структуру ИС.

Новый вариант структуры синтезируется, и для него повторяются процедуры формирования модели и параметрического синтеза. В исключительных случаях корректируется ТЗ, что обуславливает итерационный характер процесса проектирования.

На рис. 1.6 представлена типовая иерархическая схема управления экспериментом на стенде.

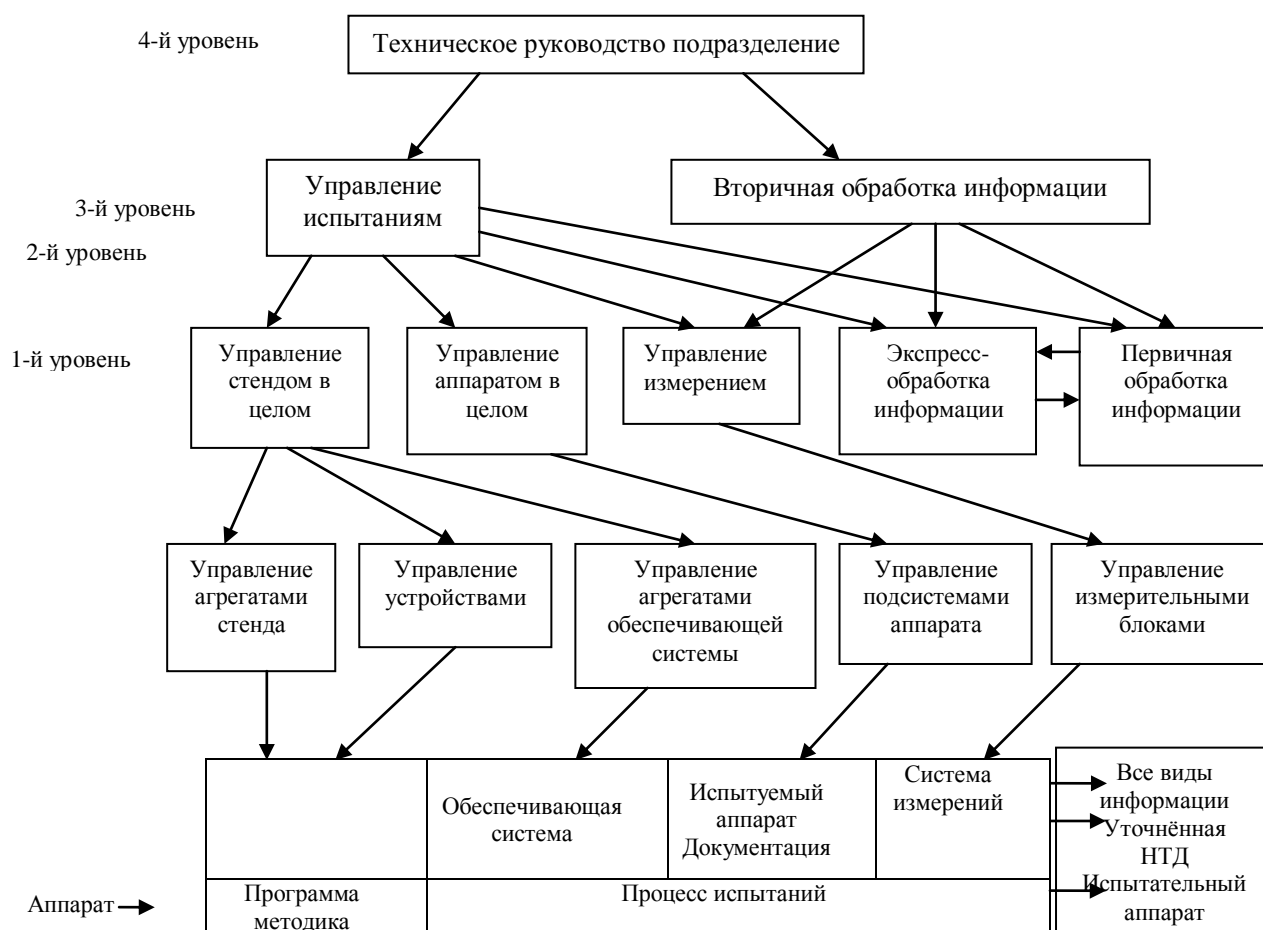


Рис. 1.6. Типовая схема управления экспериментом на испытательном стенде

Иерархическая схема характерна для управления комплексными наземными испытаниями космических аппаратов как сложной технической системы.

Основные особенности такой структуры управления следующие:

- рациональное сочетание глобального и частных критериев оптимальности;
- свобода локальных действий в установленных рамках;
- повышенная надёжность и экономичность управления;
- сокращённый поток информации в результате предварительной обработки первичных данных перед посылкой их в высшие инстанции;
- гибкость системы управления при изменении внешних условий и способность к использованию ресурсов.

Все уровни иерархической системы управления работают в реальном масштабе времени, координируя действия подчинённых элементов в соответствии с требованиями вышестоящих уровней.

1.2. Факторы и нагрузки, действующие на изделия РКТ на этапах эксплуатации

Факторы и нагрузки, действующие на изделия РКТ в процессе эксплуатации, можно условно разделить на две группы:

- естественные, определяемые внешним воздействием на РКТ параметрами планеты;
- искусственные, возникающие в результате функционирования РКТ на этапах эксплуатации.

Естественные факторы включают в себя: климатические, биологические, определяемые электромагнитными полями, радиационные (рис. 1.7, 1.8, 1.9 и 1.10). Искусственные факторы включают в себя механические, термические и специальные среды (рис. 1.11, 1.12 и 1.13).

Некоторые факторы, включенную в естественную группу, могут быть созданы искусственно и системами РКТ.

В программе полета можно выделить ряд этапов, участков и фаз: активный полет с работающей двигательной установкой в атмосфере Земли, разделение ступеней, сброс головного обтекателя, раскрытие элементов, расстыковка отсеков, полет КА в космическом пространстве, сход с расчетной межпланетной траектории, вход в атмосферу планеты, парашютирование, посадка и функционирование на поверхности планеты. Количество этапов определяется назначением конкретного РН и КА.

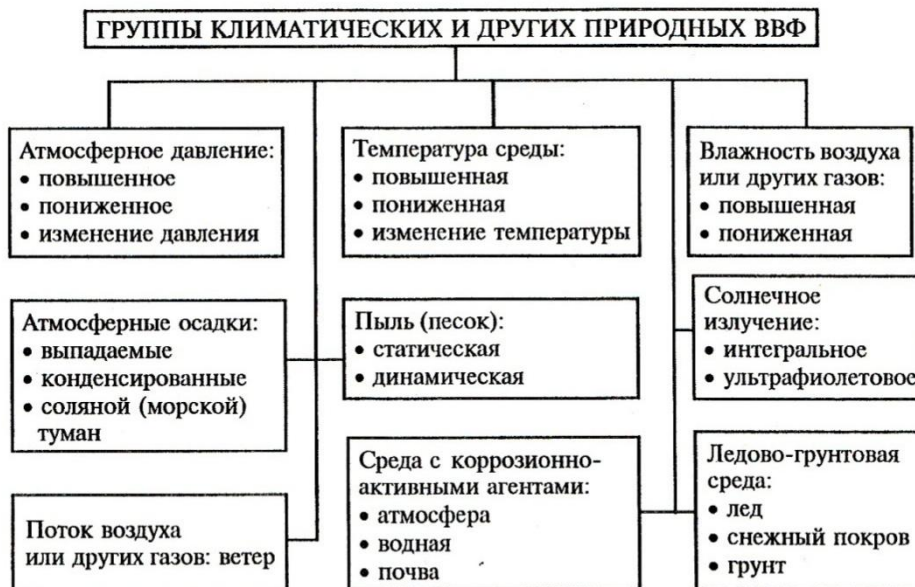


Рис. 1.7. Классификация климатических и других природных факторов



Рис. 1.8. Классификация биологических факторов

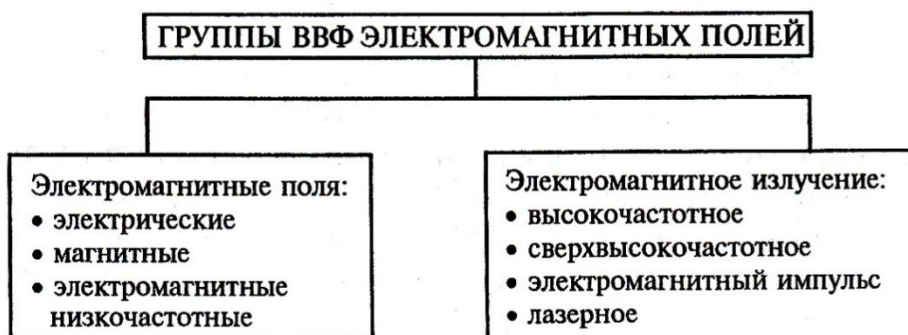


Рис. 1.9. Классификация ВВФ электромагнитных полей

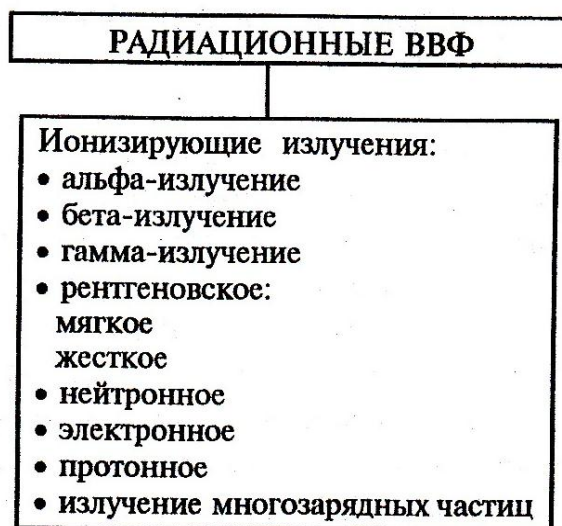


Рис. 1.10. Классификация радиационных ВВФ



Рис. 1.11. Классификация механических ВВФ

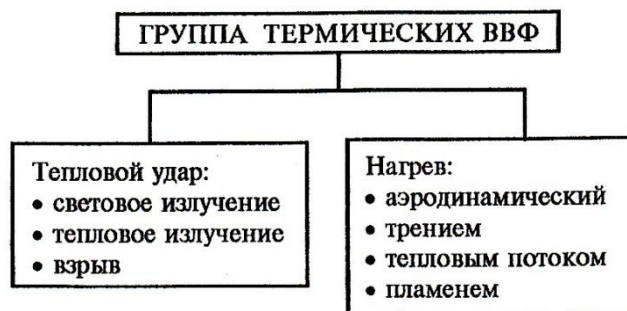


Рис. 1.12. Классификация термических ВВФ

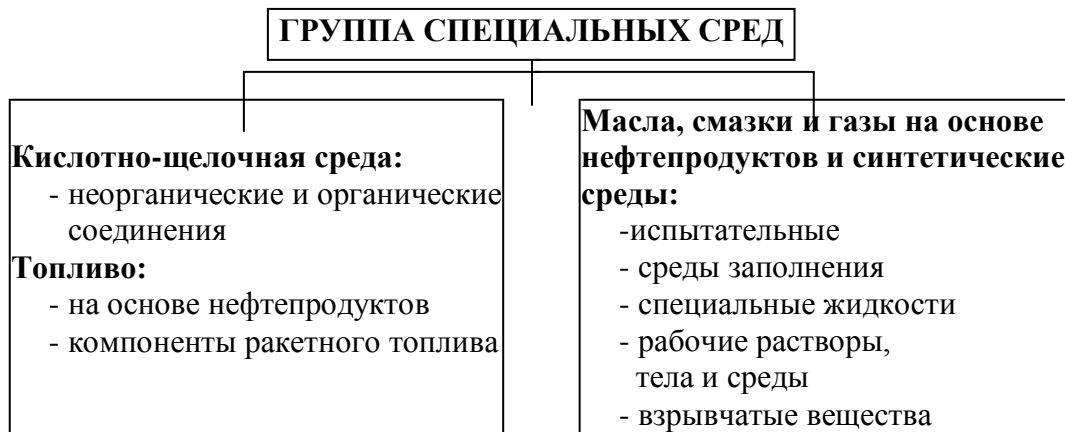


Рис. 1.13. Классификация специальных сред

В период стоянки на стартовой позиции на ракету-носитель действуют климатические и биологические ВВФ; топливные емкости нагружены внутренним давлением и, кроме того, могут быть захлажены до криогенных температур низкокипящими компонентами топлива.

Этап активного полета. На этапе активного полета условия эксплуатации характеризуются программой изменения тяги двигательных установок, инерционными силами, параметрами траектории, метеорологическими условиями в районе старта, аэродинамическими силами с учетом случайного ветрового воздействия, вибрацией с широким спектром частот 5...2500 Гц, обусловленной пульсацией тяги, топлива и собственными колебаниями корпуса РКК, акустическими нагрузками.

Полная акустическая мощность определяется:

$$N_{ак} = \eta_{ак} \cdot R \cdot V/2,$$

где $\eta_{ак}$ – акустический КПД; R – тяга двигателя; V – скорость истечения на срезе сопла.

Продолжительность действия вибрации для типичного РКК составляет 600...750с. Полетные вибрации характеризуются монотонно возрастающей функцией продольная перегрузка-частота $n \approx 0,35v^{0,46}$.

На участках разделения ступеней, сброса головного обтекателя, раскрытия элементов, стыковки и расстыковки отсеков условия эксплуатации характеризуются срабатыванием пиротехнических средств, функционированием стыкующихся элементов. Для головных обтекателей расчетными принимаются условия при максимальном скоростном напоре (35 кПа) и угле атаки, достигающем $\sim 6-8^\circ$.

Ступени обычно разделяются с помощью пиротолкателей, пироболтов или кумулятивных зарядов. Действие этих устройств приводит к возникновению больших

давлений и сил за промежуток времени, измеряемый миллисекундами, что создает в прилегающих зонах кратковременные перегрузки, достигающие нескольких сотен единиц. Раскрытие сложенных на этапе выведения для уменьшения габаритов КА агрегатов (антенн, солнечных батарей, научно-исследовательских приборов) осуществляется с помощью пружин, торсионов или других приспособлений.

Нагрузки, действующие на ракету на активном этапе полета ракеты-носителя:

- нагрузки от тяги ракетного двигателя;
- нагрузки от массовых сил;
- аэродинамические нагрузки;
- нагрузки, обусловленные динамическими параметрами атмосферы;
- нагрузки от вибраций;
- нагрузки от акустических воздействий
- нагрузки на элементы силовой схемы ЛА при действии перегрузок;
- нагрузки от систем разделения.

Система уравнения движения ЛА на этапе активного полета имеет вид [54]:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{d\mu} &= -\frac{w_e}{n\mu} \left\{ \frac{n}{\lambda} \left[\rho - \rho - 1 \right] \bar{p} \cos\alpha - \frac{c_{xs} \rho V^2}{2p_M} \right\} + \frac{w_e}{n} \sin\theta, \\ V \frac{d\theta}{d\mu} &= -\frac{w_e}{n\mu} \left[\frac{n}{\lambda} \left[\rho - \rho - 1 \right] \bar{p} \right] \sin\alpha + \frac{w_e}{n} \left(1 - \frac{V^2}{g_0 R_3 + H} \right) \cos\theta, (1.1) \\ \frac{dL}{d\mu} &= -\frac{w_e}{g_0 n} \frac{VR_3}{R_3 + H} \cos\theta, \\ \frac{dH}{d\mu} &= -\frac{w_e}{g_0 n} V \sin\theta; \quad \frac{dt}{d\mu} = -\frac{w_e}{g_0 n}, \end{aligned}$$

где ρ – плотность атмосферы; $\bar{p} = p_h / p_0$ – относительное давление на высоте H ;

p_h, p_0 – абсолютное давление на высоте H и на поверхности Земли; $p_M = \frac{G_0}{S_M} \cdot g_0$ –

нагрузка на мидель; G_0 – стартовая масса ЛА; S_M – площадь миделева сечения ЛА;

$\lambda = \frac{R_n}{R_0}$ – высотность двигателя; R_n, R_0 – пустотная и стартовая тяга двигателя; $n = \frac{R_n}{G_0}$ –

пустотная начальная перегрузка; μ – коэффициент заполнения ракеты топливом,

равный $\mu = \frac{G_m}{G_0}$; G_m – масса заправляемого в ракету топлива; w_e – эффективная

скорость истечения струи; g_0 – ускорение свободного падения на Земле; c_{xs} –

коэффициент лобового сопротивления.

На этом этапе функционирования РН максимальное нагружение элементов аппарата имеет место в конце работы ступеней, когда текущее значение тяги максимально, а масса аппарата минимальна ($\Pi_x = 4...10$).

На рис. 1.14, 1.15 и 1.16 приведены типовые траекторные зависимости для участка выведения на орбиту искусственного спутника земли (ИСЗ) с помощью трехступенчатого РКК.

Высота H , дальность L и скорость V со временем возрастают. Характерно скачкообразное изменение перегрузки, связанное с включением и выключением двигателей.

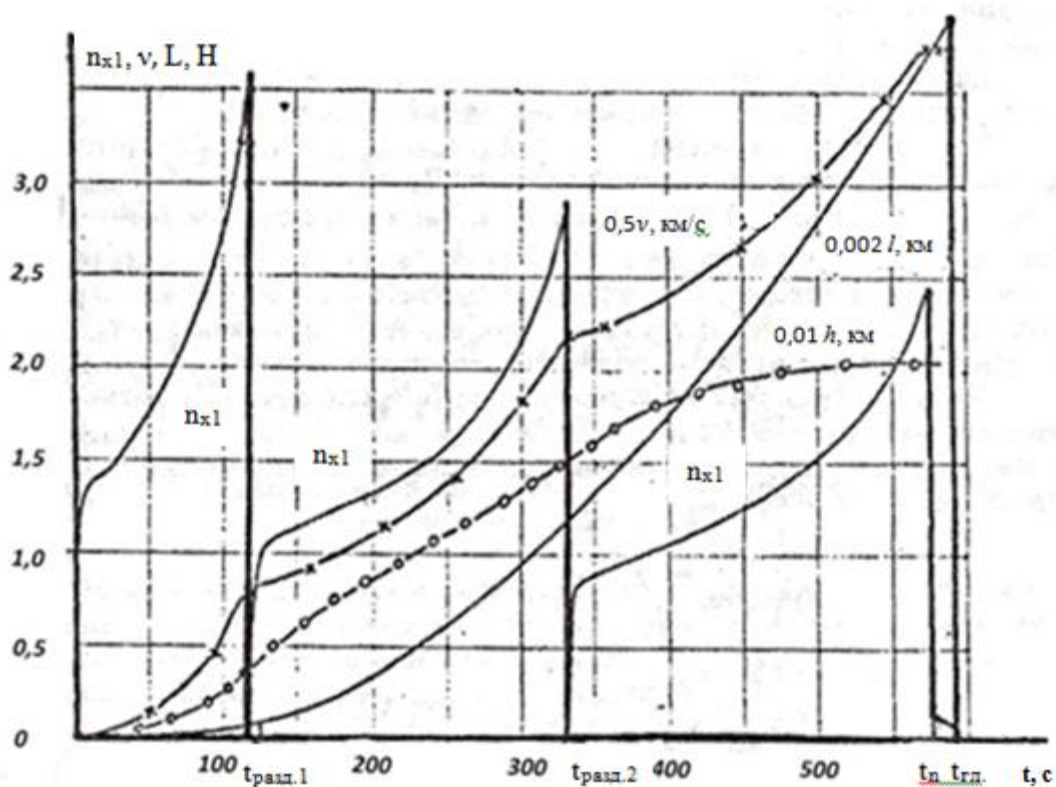


Рис. 1.14. Изменение скорости, высоты, дальности и осевой перегрузки во времени на этапе выведения трехступенчатого ЛА:

$t_{разд.1}$ – горячее разделение 1-ой ступени; $t_{разд.2}$ – холодное разделение 2-ой ступени;

$t_п$ – время предварительной команды на выключение ДУ 3-ей ступени;

$t_{гл}$ – время главной команды на выключение ДУ 3-ей ступени

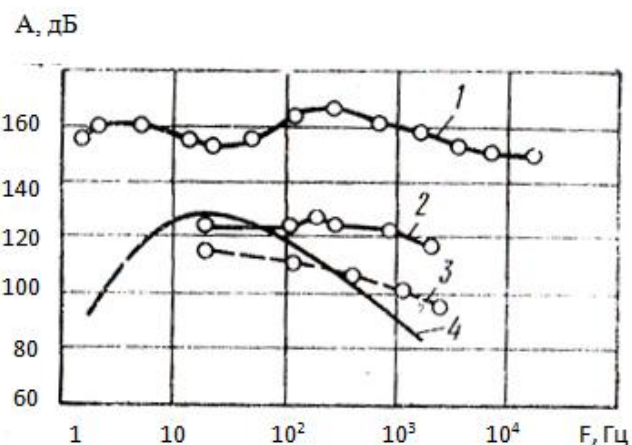


Рис. 1.15. Частотный спектр уровня шума во время взлета в различных местах внутри и вне КЛА:

1 – снаружи КЛА (на уровне обшивки); *2* – внутри кабины КЛА; *3* – в районе уха космонавта; *4* – на расстоянии 4515 м от стартовой площадки (для РН типа "Сатурн-5")

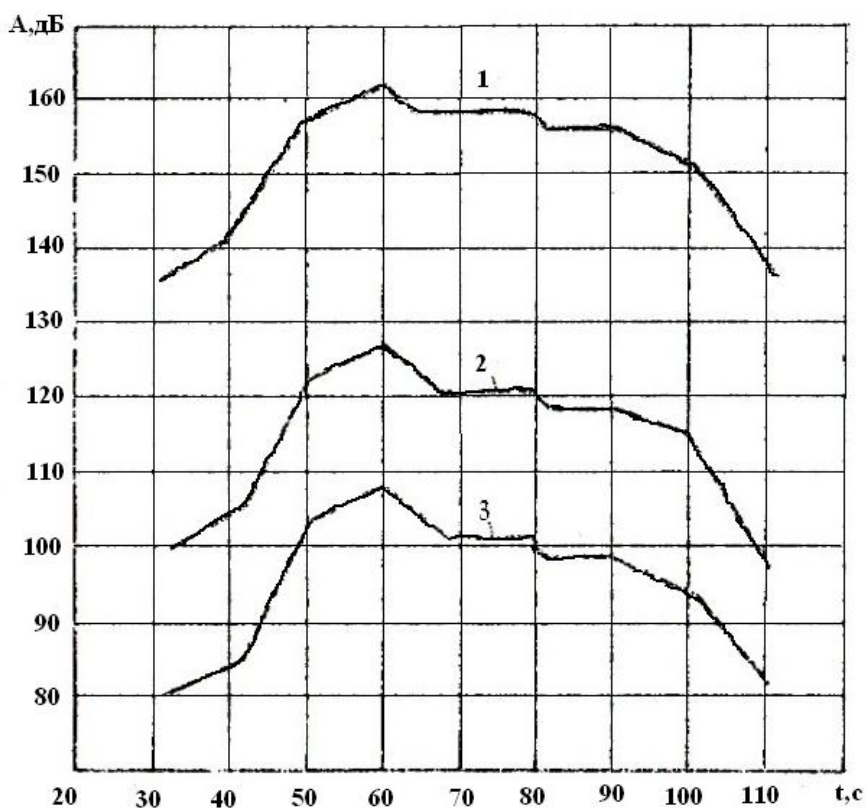


Рис. 1.16. Уровень шумов как функция времени от момента запуска для различных зон КЛА:

1 – снаружи КЛА; *2* – внутри кабины; *3* – в районе уха космонавта

Этап функционирования КА на орбите ИСЗ и перелета на другие планеты.

На этом этапе КА подвергается воздействию факторов космического пространства (ФКП), инерционных сил, возникающих в результате его маневров, раскрытия антенн и солнечных батарей, а также вследствие деятельности космонавтов. При стыковках и расстыковках отсеков КА возникают ударные воздействия. В гермоотсеках аппарата действует избыточное давление. КА в случае перелета на другие планеты разгоняется до второй космической скорости, подвергается воздействию относительно малым кратковременным перегрузкам $n_x = 0,1...1,0$.

Факторы космического пространства можно условно разделить на две группы: естественные и искусственные. К естественным факторам относятся: естественные радиационные пояса Земли; галактические и солнечные космические лучи; космическая плазма; тепловое излучение Солнца, планет и космического пространства; метеориты; космический вакуум, электромагнитное излучение; электростатическое и магнитное поля.

К искусственным факторам относятся: искусственные радиационные пояса Земли; невесомость; собственная внешняя атмосфера; замкнутый объем; космический мусор; акустика; вибрация; перегрузки; тепловое воздействие; аэрогазодинамические факторы.

Рассмотрим основные параметры факторов космического пространства.

Тепловое состояние космоса (космический холод), характеризуемое средними статистическими температурами 77 – 100 К на орбитах Земли, 20 К в Солнечной системе, 4 К – за ее пределами и чернотой космического пространства за пределами телесных углов планет и Солнца, связанной с поглощением космическим аппаратом всех видов излучений: излучений в оптическом диапазоне, тепловых излучений, излучения в радиотехническом диапазоне электромагнитных волн.

Поверхности КА обычно имеют $T \approx 300$ К, что обеспечивается подбором их оптических характеристик и соответствующей ориентацией на Солнце. Изменение теплового потока, падающего на элементы КА, приводит к соответствующим изменениям температуры их поверхностей. Так, при заходе КА в тень планеты (или изменении его ориентации) поверхности, ранее нагретые, могут остывать. Диапазон изменения их температур может достигать $\pm(100-200)$ К.

Глубокий вакуум характеризуется статическими и динамическими составляющими давления среды (разрежением) от 10^{-4} Па на орбите Земли до 10^{-12} Па в Солнечной системе и до 10^{-14} Па за ее пределами.

Солнечное электромагнитное излучение с параметрами: энергетическая плотность (постоянная Солнца) на орбите Земли $S_c = 1396$ Вт/м², диапазон длин

радиоволн 4 мм – 10 м, световое давление 4,3 – 4,5 мкПа; корпускулярное излучение солнечного ветра, состоящее из потоков плазмы (ионы, протоны – 92 %, электроны, α -частицы – 5 %); собственное излучение планет и их альbedo (отраженное от планеты излучение Солнца) с энергетической плотностью для Земли соответственно 420 Вт/м² и 280 Вт/м² на длинах волн от 4,5 до 50 мкм; космическое излучение (протоны – 85 %, α -частицы или ядра гелия – 15 %) со средней энергией 10⁹– 10¹⁰ эВ на нуклон, что сравнимо с энергией магнитного поля Земли, которое отклоняет большинство частиц излучения. Спектральный состав излучения представлен на рис. 1.17.

Г

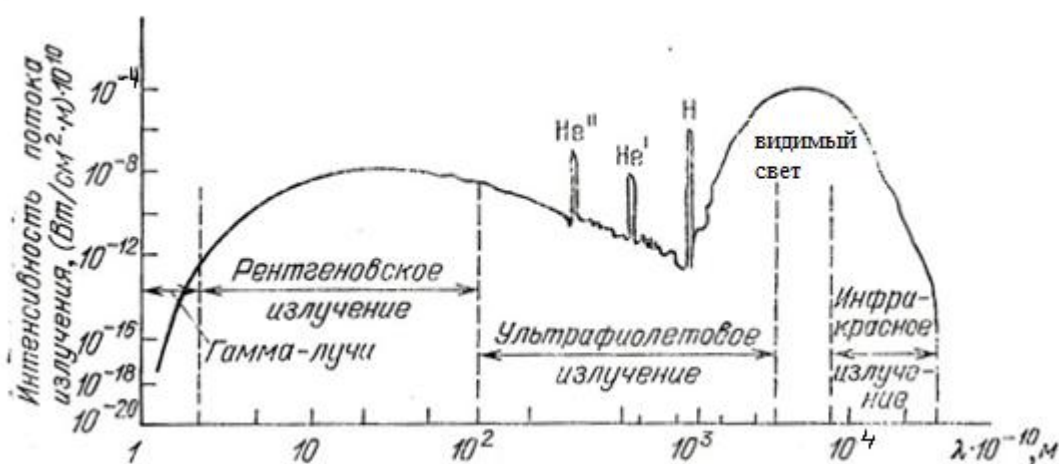


Рис. 1.17. Спектральный состав электромагнитного излучения Солнца

Невесомость (при наличии малых ускорений от силы тяжести) или уменьшенная (увеличенная) сила тяжести по сравнению с земной для планет Солнечной системы – динамическое явление, возникающее при свободном движении тел в поле только одних гравитационных сил. В состоянии невесомости сила взаимодействия с опорой отсутствует, а перегрузка равна нулю.

Потоки микрометеоритов – частиц твердой материи (космическая пыль и метеориты), возникающих в процессе распада комет и дробления астероидов. При распаде комет образуются рыхлые, пористые частицы с плотностью $\rho < 1$ г/см³, при дроблении астероидов – более плотные частицы, средняя плотность которых $\rho = 3 - 7,8$ г/см³. Большинство частиц движется со скоростью $v = 12 - 72$ км/с.

Исследования показали, что при ударе металлической частицы о стальную мишень со скоростью 12...75 км/с давление в зоне сжатия достигает 10¹¹ – 10¹³ Па. Удельная энергия за фронтом ударной волны имеет соответственно 10⁷ – 10⁹ Дж/кг, т.е. превышает удельные энергии плавления и испарения материалов.

Характеристики метеорных частиц представлены в таблице 1.1.

Таблица 1.1

Характеристики метеорных частиц

Масса, г	Радиус, мкм	Скорость, км/с	Кинетическая энергия, Дж	Толщина пробиваемого алюминиевого листа, мм
25	49200	28	$1,0 \cdot 10^7$	213
1,95	36200	28	$3,98 \cdot 10^6$	157
1,58	19600	28	$6,31 \cdot 10^5$	84,8
0,25	10600	28	10^5	45,9
$1,58 \cdot 10^{-2}$	4220	28	$5,87 \cdot 10^3$	17,9
$2,5 \cdot 10^{-3}$	2290	26	$7,97 \cdot 10^2$	9,17
$1,58 \cdot 10^{-4}$	910	23	38,9	3,35
$9,95 \cdot 10^{-6}$	362	20	1,83	1,21
$3,96 \cdot 10^{-8}$	57,4	15	$4,55 \cdot 10^{-3}$	0,164
$6,28 \cdot 10^{-11}$	2,51	15	$7,21 \cdot 10^{-3}$	0,0191

В космическом пространстве существуют мощные потоки заряженных элементарных частиц, совокупность которых называют космическим ионизирующим излучением или космической радиацией. Необходимы меры защиты экипажей, материалов и аппаратуры КА от их воздействия. Энергетический спектр элементарных частиц и их структура настолько сложны, что это вызывает необходимость при проектировании КА рассматривать радиационную обстановку конкретно для каждого КА в зависимости от орбиты его движения, времени функционирования, его конструктивных особенностей и других факторов.

Галактические космические лучи связаны с ускорением заряженных частиц при вспышках сверхновых звезд, состоят преимущественно из протонов (90 %) и ядер гелия, т.е. α -частиц (~7 %), ядер более тяжелых элементов (~1 %), около 1 % электронов и позитронов, незначительную долю составляют γ -кванты. Энергия галактических частиц довольно большая – от 10^4 эВ до 10^{21} эВ. При этом частицы с энергией более 10^8 эВ имеют весьма низкую плотность потока $1 - 4,5$ 1/(см²·с). Потоки рентгеновского и γ -излучения в галактических космических лучах, в основном, не

представляют опасности функционированию КА. Но с определенной вероятностью возможны всплески этих излучений, исходящие из активного ядра Галактики, опасное воздействие которых, особенно на экипажи пилотируемых КА, необходимо учитывать.

Солнечные космические лучи представляют собой поток заряженных частиц, ускоренных при солнечных вспышках. Во время мощных вспышек на Солнце выделяется гигантская энергия, достигающая до $10^{25} - 10^{26}$ Дж, которая идет, главным образом, на нагрев плазмы в области вспышки, до $10^8 - 10^9$ К. Некоторая часть этой энергии расходуется на ускорение заряженных частиц, излучаемых солнечной плазмой, протонов, α -частиц и электронов. Кроме того, за счет взаимодействия заряженных частиц с солнечной плазмой при вспышках генерируется рентгеновское и γ -излучение. Энергетический спектр солнечных космических лучей простирается от десятков электронвольт (эВ) до сотен МэВ (иногда до 15ГэВ). Во вспышках иногда наблюдаются частицы (протоны) с энергией до нескольких ГэВ/нуклон.

По сравнению с галактическими солнечные космические лучи имеют в ряде случаев достаточно большие плотности потоков частиц. Так, среднегодовая эффективность излучения заряженных частиц с энергией более 20 МэВ во время солнечных вспышек составляет примерно 10^{37} , а средняя плотность потока $2 \cdot 10^{13}$ $1/(m^2 \cdot год)$. При больших вспышках, длящихся сутки, поток протонов с энергией больше 30 МэВ может достигнуть опасных не только для человека, но и для функционирования систем КА значений 10^{14} $1/m^2$.

Радиационные пояса Земли (РПЗ) представляют собой области околоземного пространства, заполненные заряженными частицами, главным образом, протонами и электронами, удерживаемыми магнитным полем Земли. При этом значения потоков заряженных частиц намного превышает потоки частиц галактических и солнечных космических лучей.

РПЗ делятся на внутренние и внешние, и это деление обосновано как характеристиками заряженных частиц в поясах, так и их изменением во времени. Радиационные пояса занимают внутренние области магнитосферы.

Основным фактором, определяющим образование РПЗ и их особенности, является магнитное поле Земли. Магнитное поле Земли убывает обратно пропорционально кубу расстояния от Земли и на удаленностях, равных 10 – 15 радиусам Земли ($R_3=6370$ км), начинает испытывать воздействие межпланетного магнитного поля и особенно межпланетной (солнечной) плазмы, называемой солнечным ветром.

Средняя плотность потока частиц солнечного ветра составляет $3 \cdot 10^{12}$ $1/(m^2 \cdot с)$. Средняя энергия протонов в солнечном ветре равна 1 кэВ, энергия α -частиц около

4 кэВ, электронов – десятки эВ. При этом число α -частиц в потоке солнечного ветра в десятки раз меньше, чем протонов, а концентрация электронов приблизительно равна концентрации ионов.

Внутренний РПЗ характеризуется наличием протонов высоких энергий от 20 МэВ до 800 МэВ. Протоны больших энергий почти не удерживаются магнитным полем Земли. Максимум плотности потока протонов с $E_p > 40$ МэВ достигает $2 \cdot 10^8$ протон/($m^2 \cdot c$) и находится на расстоянии $L \sim 1,5$ (L – параметр магнитной оболочки в плоскости экватора). Во внутреннем РПЗ имеются также электроны с энергиями от 20 – 40 кэВ до нескольких МэВ. Плотность потока электронов с $E_e > 1$ кэВ достигает $10^9 - 10^{10}$ электрон/($m^2 \cdot c$).

Внешний РПЗ характеризуется наличием электронов с энергиями преимущественно 10 – 100 кэВ, но в поясе наблюдаются и потоки электронов с энергией до 6 МэВ. Максимальная плотность потока низкоэнергетических частиц в среднем составляет $10^9 - 10^{11}$ электрон/($m^2 \cdot c$) и находятся на $L \sim 4,5$. При этом в центральной области внешнего РПЗ ($L = 4,0 \div 4,5$ в плоскости экватора) плотность потока электронов с $E_e > 40$ кэВ составляет $3 \cdot 10^{11}$ 1/($m^2 \cdot c$), с $E_e > 230$ кэВ – $3 \cdot 10^{10}$ 1/($m^2 \cdot c$), с $E_e > 1,6$ МэВ – $3 \cdot 10^9$ 1/($m^2 \cdot c$).

Во внешнем РПЗ существуют также протоны, преимущественно с энергией $100 \text{ кэВ} < E_p < 50 \text{ МэВ}$, причем плотность потока протонов достаточно высока (в области энергий порядка 1 МэВ она достигает $5 \cdot 10^9$ 1/($m^2 \cdot c$)) и в отличие от электронов внешнего пояса протонные потоки достаточно устойчивы.

Внешний пояс в основном заключен между магнитными оболочками $L \sim 3$ и $L = 6 \div 7$.

Радиационные пояса Юпитера и Сатурна имеют большую протяженность и большие энергии и плотности потоков частиц, чем радиационные пояса Земли.

На этапе полета КА в космическом пространстве также действуют силы (гравитационные, солнечного давления и магнитно-электрической природы), оказывающие влияние на работу бортовых систем и искажающие траекторию полета.

Кроме естественных радиационных поясов могут существовать **искусственные радиационные пояса** Земли, которые создаются высотными ядерными взрывами. Эти пояса составляют электроны и протоны распада осколков деления, а также сами осколки деления. Плотности частиц в искусственном радиационном поясе в зависимости от мощности и высоты взрыва меняются в диапазоне $2 \dots 0,02$ част./ cm^3 , причем более плотные пояса создаются низкими маломощными взрывами. С ростом высоты и мощности ядерного взрыва плотность частиц убывает за счет увеличения

пространственных размеров пояса. Характерные потоки частиц в искусственном радиационном поясе составляют $10^{11} \dots 10^9$ част./ $(\text{см}^2\text{с})$.

По мере высыпания частиц в области больших значений напряженности геомагнитного поля временная зависимость потока частиц становится экспоненциальной с масштабом 10^8 с. Плотность потока частиц $10^{12} \dots 10^{13}$ част./ $(\text{см}^2\text{с})$ может оказаться критической для незащищенных элементов космических аппаратов. В случае осуществления в космосе нескольких ядерных взрывов в течение суток космические аппараты могут "набрать" $10^{16} \dots 10^{18}$ част./ $(\text{см}^2\text{с})$, что окажется критическим даже для защищенных аппаратов.

Согласно исследованиям отечественных и зарубежных ученых, на орбиты высотой 800 – 1000 км приходится максимум количественной плотности объектов искусственного происхождения, т. е. они являются самыми засоренными и характеризуются наиболее высокими вероятностями столкновений. По оценкам различных организаций можно утверждать, что практически каждый год можно ожидать столкновения таких объектов с мелкими частицами размером до 3 мм и с более крупными частицами космического мусора с размером до 5 мм.

В настоящее время средства наблюдения позволяют различать на высотах $\sim 500 - 1000$ км объекты размером не менее 10 – 20 см. Большую часть обнаруженных на орбитах объектов составляют обломки спутников, разрушившихся в результате аварий и взрывов (~ 30 тысяч образовались в результате разрушения полезных нагрузок и корпусов ракет). Кроме того, на орбитах находится 35 тысяч объектов с размерами 1...10 см (по некоторым оценкам их число составляет ~ 70 тысяч), 3,5 млн техногенных частиц с размерами < 1 см [14].

Постоянно действующими источниками "космического мусора" на орбитах можно считать:

- обломки и осколки последних ступеней ракет-носителей космических аппаратов аварии носителей, либо космических аппаратов;
- выброс частиц при работе двигательных установок носителей и космических аппаратов;
- срабатывание пиросредств, открытие крышек, люков и т.д., т.е. технологическое оборудование, выброшенное в процессе вывода и активного функционирования космических аппаратов.

Система уравнений, описывающая эволюцию системы "КА – космический мусор", представлена в следующем виде [14]:

$$\frac{dN_{06}}{dt} = A - \nu_2 \cdot N_{06};$$

$$\frac{dN_{\text{аф}}}{dt} = A - \nu_1 \cdot N_{\text{аф}} - \nu_2 \cdot N_{\text{аф}} - \nu_3 \cdot N_{\text{аф}}; \quad (1.2)$$

$$\frac{dn}{dt} = \beta \cdot A + \gamma \cdot N_{\text{аф}} + \nu_2 \cdot \chi \cdot N_{\text{об}};$$

$$\frac{dn_3}{dt} = \beta_3 \cdot A + \gamma_3 \cdot N_{\text{аф}} + \nu_2 \cdot \chi_3 \cdot N_{\text{об}};$$

$$\nu_1 = \alpha_1 \cdot n;$$

$$\nu_2 = \alpha_2 \cdot n;$$

$$\nu_3 = \alpha_3 \cdot n_3,$$

где a – количество новых КА, выводимых в околоземное космическое пространство в течение года (фактически это есть разность между числом КА, выведенных на орбиту и числом КА вошедших в плотные слои атмосферы за год); ν_1 – частота попадания осколков из популяции n (размер осколка $> 0,1 - 1$ см) в уязвимую площадь космического аппарата S_{y1} ; ν_2 – частота попадания осколков из популяции n (размер осколка $> 0,1-1$ см) в двигательный отсек космического аппарата с уязвимой площадью S_{y2} ; β, β_3 – коэффициенты, характеризующие появление осколков популяции $n(\beta)$ и $n_3(\beta_3)$ при непреднамеренных взрывах ракетных двигателей второй и третьей ступеней; γ, γ_3 – среднее число частиц популяции $n(\gamma)$ и $n_3(\gamma_3)$, выброшенных в космос за счет работы двигательной установки одного космического аппарата за один год; χ, χ_3 – коэффициенты, характеризующие, на какое число осколков из популяции $n(\chi)$ и из $n_3(\chi_3)$ разрушится космический аппарат при взрыве его двигательной установки; S_{y1} – суммарная площадь уязвимых узлов космического аппарата (в расчетах взято $\sim 1,5 \text{ м}^2$); S_{y2} – площадь отсеков с топливом (в расчетах взято $\sim 0,16 \text{ м}^2$); S_{y3} – средняя площадь космического аппарата, подверженная эрозионному воздействию; $\alpha_{1,2,3}$ – коэффициенты, учитывающие вероятности попадания различных фрагментов и частиц в заданную площадь КА в течение года.

Для разработки спускаемых аппаратов важны характеристики и области их функционирования: наличие, состав и свойства атмосферы; величина ускорения силы тяжести; параметры рельефа и несущая способность грунта. Физические условия с характеристиками атмосферы и свойства грунтов на планетах Венера, Земля, Марс, Меркурий и Юпитер представлены на рис. 1.18 и в табл. 1.2 и 1.3.

На рис. 1.18 показано строение атмосферы Венеры, Земли, Марса и Юпитера. Изображены профили температур. Электронной концентрации и структура облаков.

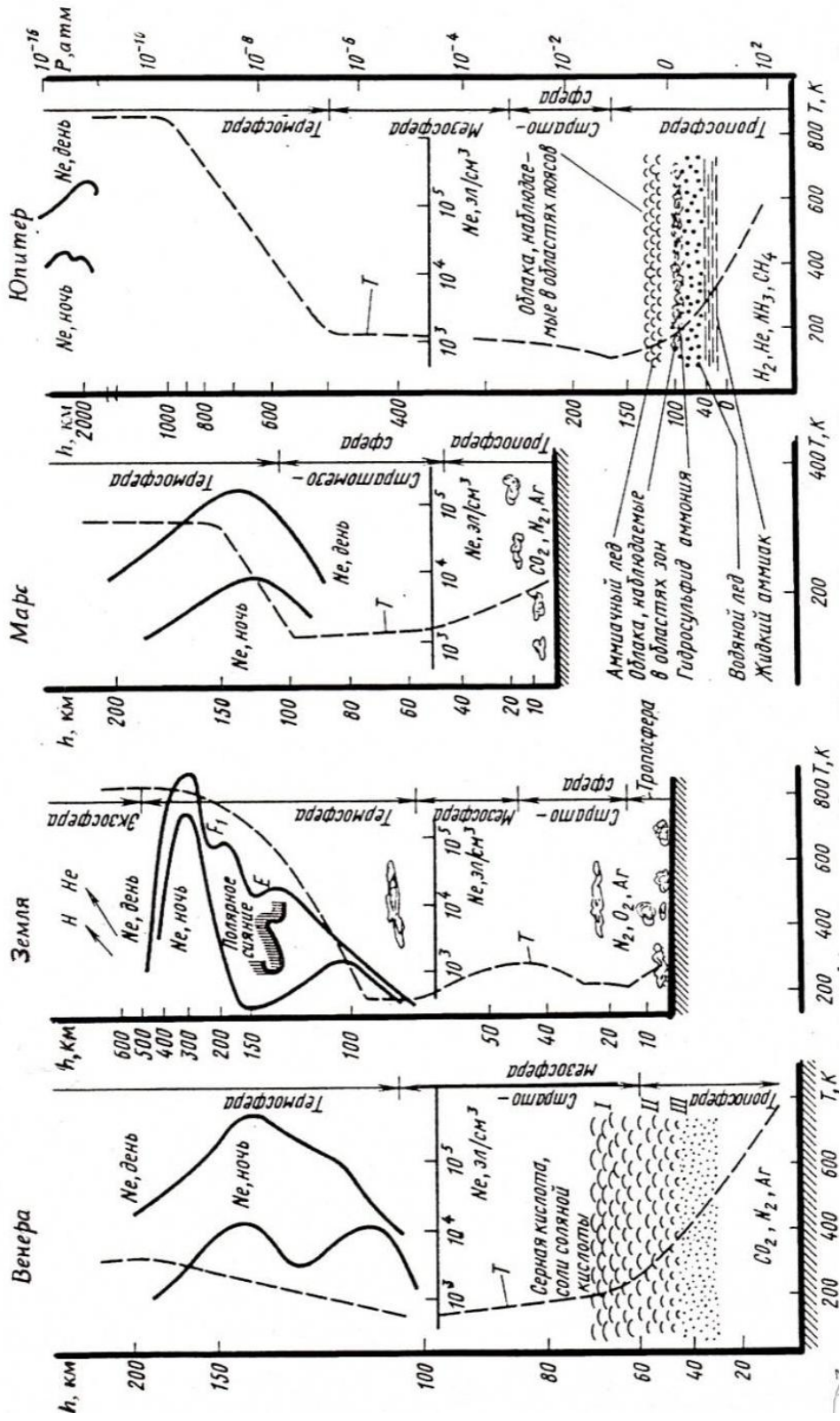


Рис. 1.18. Схемы строения атмосфер Венеры, Земли, Марса и Юпитера. Показаны профили температуры, электронной концентрации и структура облаков. Справа шкала давления, относительно которой приведена высота над поверхностью каждой планеты (кроме Юпитера, у которого в качестве референтного принят уровень с давлением $2,5 \cdot 10^4$ Па)

Таблица 1.2

Физические условия на планетах

Наименование	Характеристики атмосферы										
	Земля			Венера			Юпитер		Марс		Меркурий
	H=0 км	H=11 км	H=31 км	H=0 км	H=30 км	H=54 км	H=0 км условно	H=20 км	H=0 км	H=11 км	H=0 км-
Ускорение силы тяжести, м/с ²	9,81	9,77	9,71	8,80	8,71	8,645	26,20	26,2	3,88	3,88	3,71
Температура, К	288	217	228	750	502	285	171	211	208	202	150 - 690
Давление, Па	1·10 ⁵	0,23·10 ⁵	1·10 ³	99,7·10 ⁵	10,6·10 ⁵	0,6·10 ⁵	1·10 ⁵	1,93·10 ⁵	6,55·10 ⁻²	0,65·10 ⁻²	1·10 ⁻³
Плотность, кг/м ³	1,225	0,36	1,6·10 ⁻²	67,3	11,1	1,11	0,16	0,25	-	-	-
Химический состав атмосферы	N ₂ – 78% O ₂ – 21% Ar – 1%			CO ₂ – 97% N ₂ – 2% O ₂ - 0.4% H ₂ O – 1%			H ₂ – 90% He – 10%		CO ₂ -95 % Ar – 2 % N ₂ -3 %		CO ₂ -10 % N ₂ - 90 %
Средство исследования	Непосредственные исследования в атмосфере			КА типа "Вега", "Венера", "Маринер-10"		Аэростатические зонды "Вега"	Перспективные большие аэростаты КА "Вояджер", КА "Пионер-10,11"		КА "Маринер-6, 7, 9" КА типа "Марс"		КА "Маринер-10"

Таблица 1.3

Свойства грунтов планет

Наименование	Свойства поверхностного слоя (грунта)				
	Луна	Венера	Марс	Меркурий	Земля (для сравнения)
Ускорение силы тяжести, м/с^2	1,62	8,80	3,88	3,71	9,81
Температура, К	123-403	750	173-298	250-673	288
Давление, Па	$1,33 \cdot 10^{-9}$	$99,7 \cdot 10^5$	$(6 \div 13) \cdot 10^2$	10^{-6}	$1 \cdot 10^5$
Плотность, кг/м^3	700-1620	2700-2900	1000-1650	800-1500	1000-3000
Несущая способность, Па	$(0,2 \div 15) \cdot 10^5$	$2 \cdot 10^5 \div 4 \cdot 10^5$	$\sim 1 \cdot 10^5$	$\sim 1 \cdot 10^5$	$(0,5 \div 5) \cdot 10^5$

Справа – шкала давления, относительно которой приведена высота над поверхностью каждой планеты (кроме Юпитера, у которого в качестве референтного принят уровень с давлением $2,5 \cdot 10^4$ Па).

На этапах спуска СА в атмосфере планеты на ее поверхность условия эксплуатации характеризуются продольными и поперечными перегрузками, аэродинамическими силами, режимами работы парашютных или парашютно-двигательных систем, параметрами траектории спуска в атмосфере, режимами теплового нагружения и изменения барометрического давления; метеорологическими условиями в районе посадки, характеристиками грунта в зоне контакта аппарата с поверхностью планеты.

Этап входа спускаемого аппарата в атмосферу планеты. При входе спускаемого аппарата в атмосферу на него действуют следующие силы:

- аэродинамические силы (лобовое сопротивление, подъемная и боковая силы);
- тяга тормозного двигателя;
- сила тяжести.

В отдельных случаях некоторые из сил могут отсутствовать, например, сила тяги тормозных двигателей (если торможение аппарата обеспечивается только парашютной системой посадки); аэродинамические силы (при полете вне атмосферы); подъемная сила (при полете в атмосфере по баллистической траектории) и т.д.

При аэродинамическом торможении аппарата в предельных случаях, т.е. при спуске по верхней и нижней границам коридора входа, исходят из пороговых значений тепловых потоков и максимальных перегрузок, реализуемых на границах коридора входа: на верхней границе коридора входа – перегрузка захвата, а на нижней – предельно допустимая перегрузка для конструкции аппарата. Характерная зависимость перегрузки от времени аппроксимируется выражением:

$$n = at^2 e^{-bt},$$

где a и b – коэффициенты, определяющие форму перегрузочной кривой в зависимости от применяемой модели атмосферы и условий входа.

В случае баллистического спуска при условии экспоненциального закона изменения плотности атмосферы максимальную перегрузку определяют по формуле:

$$n_{\max} = - \frac{\mathcal{G} \sin \theta_{\text{ВХ}}}{2eg} V_{\text{ВХ}}^2,$$

где \mathcal{G} – коэффициент распределения плотности по высоте $\rho = \rho_0 e^{-\mathcal{G}h}$; $\theta_{\text{ВХ}}$ – угол входа аппарата в атмосферу; e – основание натурального логарифма; ρ_0 – плотность

атмосферы у поверхности.

Перегрузка является отношением равнодействующей поверхностных сил к силе тяжести аппарата:

$$n = \sum_{i=1}^N \frac{R_{n_i}}{mg_0}.$$

При экспериментальной отработке применяют полную перегрузку и ее проекции на оси выбранной системы координат:

$$\text{продольная перегрузка } n_x = \frac{R_x}{mg_0}; \text{ поперечная } n_y = \frac{R_y}{mg_0}; \text{ боковая } n_z = \frac{R_z}{mg_0},$$

где R_x, R_y, R_z – проекции равнодействующей поверхностных сил на оси координат x, y, z .

Полную перегрузку можно представить в виде

$$n_{\Sigma} = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}.$$

Вход СА в атмосферу планеты происходит с перегрузками 4...500 длительностью действия 10...250 с.

Этап входа СА в атмосферу характеризуется изменяющейся по определенному закону предельной перегрузкой, знакопеременной поперечной перегрузкой, тепловыми потоками, нагружением лобовой поверхности аэродинамическими силами.

При определенных допущениях система уравнений, описывающая плоское движение центра масс аппарата при входе в атмосферу, имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = -\sigma_x g_{0ПЛ} \frac{\rho V^2}{2} - g_{ПЛ} \sin\theta; \\ \frac{d\theta}{dt} = \sigma_x k g_{ПЛ} \frac{\rho V}{2} + \left(\frac{V}{r} - \frac{g_{ПЛ}}{V} \right) \cos\theta; \\ \frac{dH}{dt} = V \sin\theta; \frac{dL}{dt} = V \frac{r_{ПЛ}}{r} \cos\theta; \\ g_{ПЛ} = \frac{\mu}{r^2}; \\ n_x = \frac{c_x S \rho V^2}{2G} = \sigma_x p; \\ n_y = \frac{c_y S \rho V^2}{2G} = k \sigma_x p; \\ n_{\Sigma} = \sqrt{n_x^2 + n_y^2}, \end{array} \right. \quad (1.3)$$

где r – текущее значение расстояния от центра планеты до аппарата; $\sigma_x = \frac{c_x S}{G}$ – баллистический параметр; L – продольная дальность полета; μ – произведение массы

планеты на постоянную тяготения.

На рис. 1.19 – 1.23 представлены зависимости перегрузки, скорости, температуры от угла входа и времени для Земли, Венеры и Юпитера.

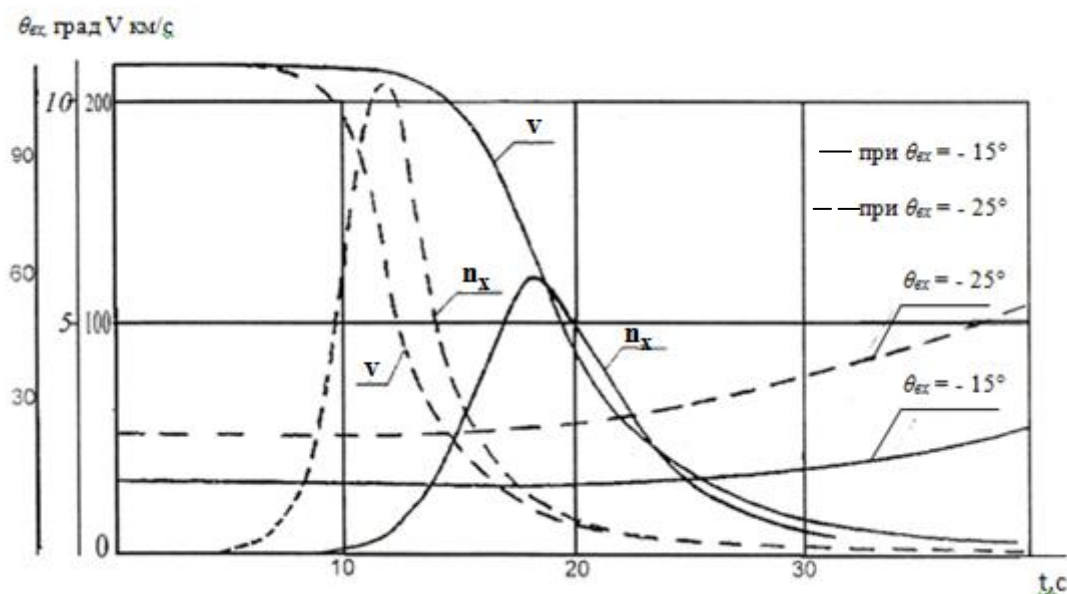


Рис. 1.19. Изменения скорости V , перегрузки n_x и траекторного угла θ_{ex} во времени t при аэродинамическом торможении аппарата "Венера"

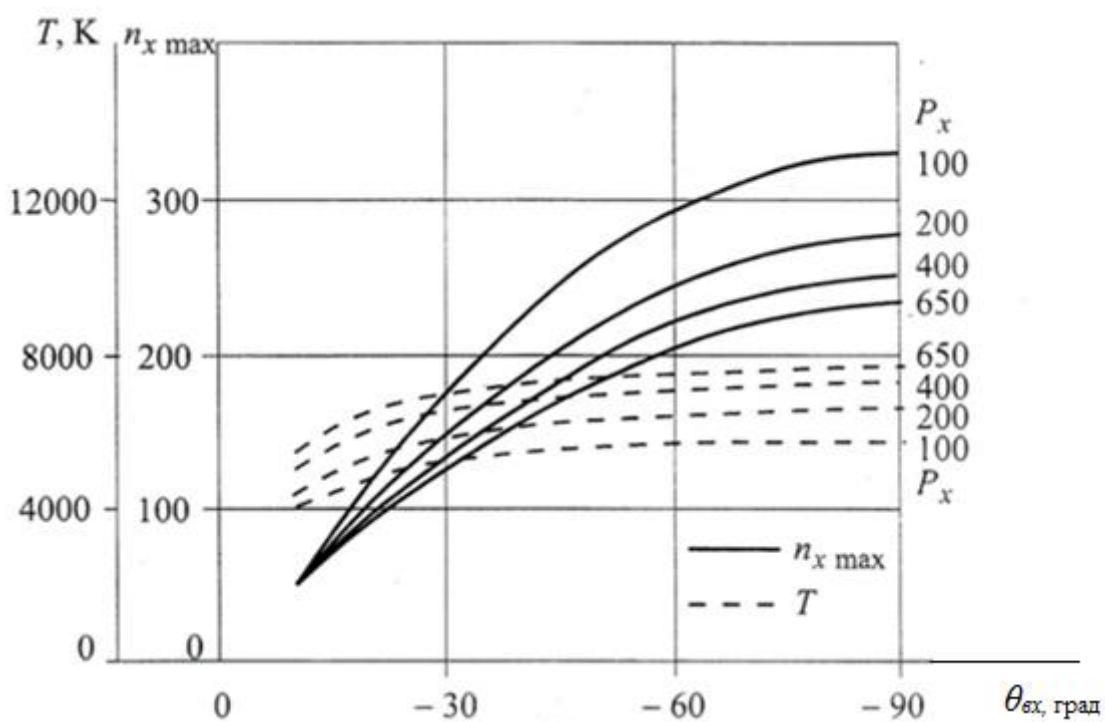


Рис. 1.20. Зависимости максимальной перегрузки $n_{x\max}$ и температуры от угла входа θ_{ex} в атмосферу Венеры: $V_{ex} = 10,7$ км/с; $K = 0$; $\beta = 0,167$

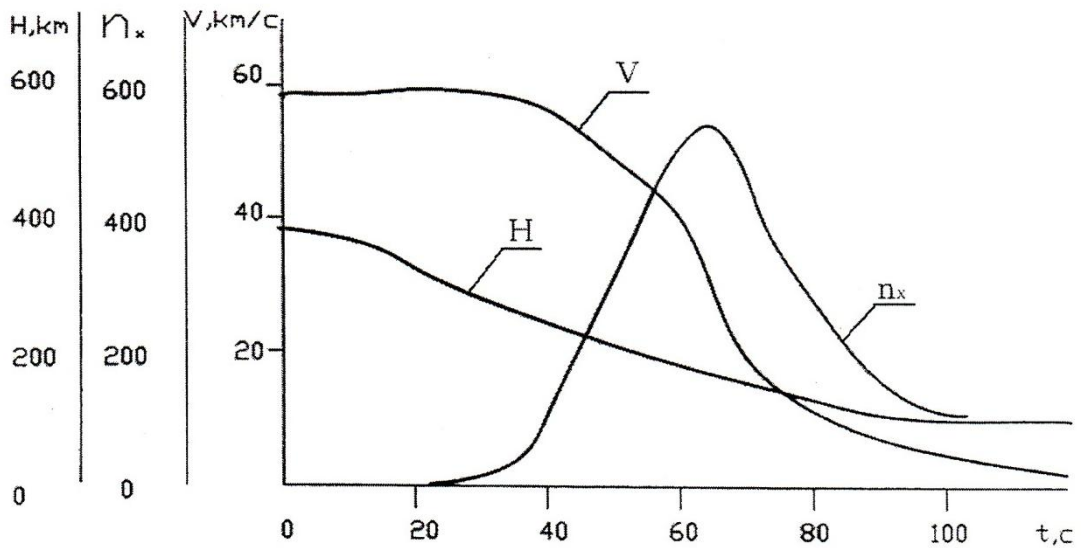


Рис. 1.21. Изменения перегрузки n_x , скорости V и высоты H во времени t при входе СА в атмосферу Юпитера: $\theta_{ex} = -4^\circ$

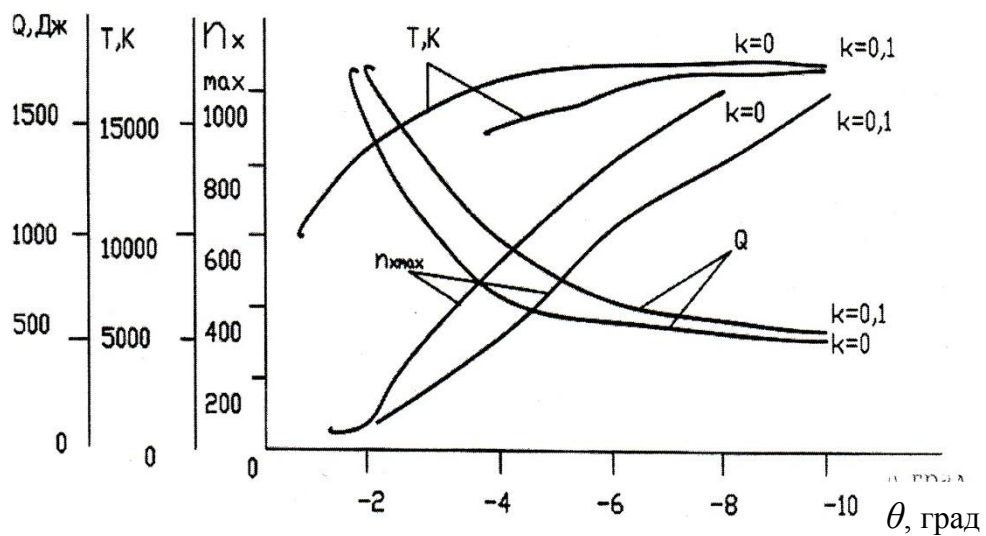


Рис. 1.22. Зависимости максимальной перегрузки n , температуры T и теплового потока Q от угла входа θ_{ex} СА в атмосферу Юпитера:
 $V_{ex} = 60 \text{ км/с}$, $P_x = 4000 \text{ Н/м}^2$

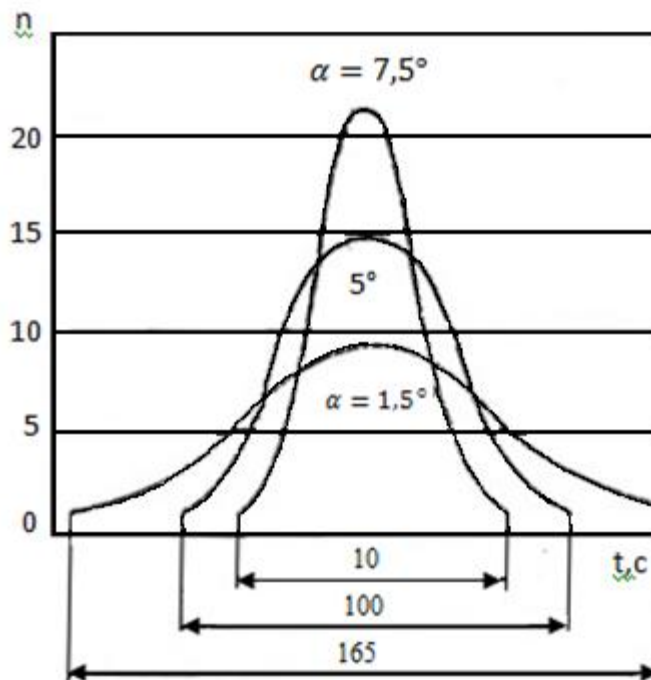


Рис. 1.23. Зависимость величин ускорений от времени и угла входа СА в плотные слои атмосферы при спуске с орбиты ИСЗ

Этап парашютирования спускаемого аппарата. Торможение СА на этом этапе может осуществляться в зависимости от плотности атмосферы следующими способами: с помощью нескольких каскадов парашютной системы, экранов, парашютно-двигательной или двигательной системами и надувным тормозным устройством.

В процессе раскрытия парашютной системы включением тормозных ДУ или других средств торможения ударные перегрузки могут достигать 20...50.

На этом этапе движения СА гасится основная часть энергии и обеспечивается скорость, необходимая для безопасной посадки.

Этап парашютирования определяют физические свойства планеты, характеристики СА, параметры участка спуска и каскадов парашютной системы.

Этап посадки спускаемого аппарата (посадочного аппарата – ПА). Мягкая посадка СА (ПА) происходит со скоростями $V = 5...80$ м/с на грунт планеты с несущей способностью $\sigma_{гр} = 2 \cdot 10^4...1,5 \cdot 10^8$ Па с ударными перегрузками $n_{\Sigma} = 5...5000$ и длительностью действия $t = 0,001...0,50$ с. В момент приземления (приводнения) пилотируемого аппарата ударные перегрузки могут достигать 20...50.

Внедрение пенетратора в грунт происходит со скоростями $v = 50...100$ м/с с

перегрузками 500...5000 и длительностью действия $t = 0,001...0,01$ с.

Для исследования физико-химических параметров грунта по определенной циклограмме происходит отделение пенетратора и внедрение в поверхностный слой планеты.

После успешной мягкой посадки аппарата производится функционирование научной аппаратуры либо сход с аппарата планетохода и работа на поверхности. В некоторых случаях выполняются работы по возврату КА с экипажем или научно-техническими материалами на Землю.

Динамика посадки СА в основном определяется следующими факторами и нагрузками:

- конструктивными особенностями аппарата и свойствами его поглотителей;
- наклоном планетной поверхности в месте посадки аппарата; ориентацией в момент касания одной или двух опор поверхности посадки;
- вертикальной и горизонтальной составляющими векторов скоростей ПА в момент касания поверхности планеты;
- составляющими вектора угловой скорости аппарата в момент касания поверхности планеты;
- внешними силами, действующими на посадочный аппарат при посадке;
- характеристиками грунта.

Система уравнений, определяющая движение космического посадочного аппарата, имеет вид:

$$\begin{cases} \frac{dV_U}{dt} = \frac{F_U}{m} - g_{II} \sin \vartheta \cos \varphi + V_V \omega_W - V_W \omega_V; \\ \frac{dV_V}{dt} = \frac{F_V}{m} - g_{II} \cos \vartheta + V_W \omega_U - V_U \omega_W; \\ \frac{dV_W}{dt} = \frac{F_W}{m} - g_{II} \sin \vartheta \sin \varphi + V_U \omega_V - V_V \omega_U. \end{cases} \quad (1.4)$$

$$\begin{cases} \frac{d\omega_U}{dt} = \frac{M_U}{I_U} + \omega_V \omega_W \left(\frac{I_V - I_W}{I_U} \right); \\ \frac{d\omega_V}{dt} = \frac{M_V}{I_V} + \omega_U \omega_W \left(\frac{I_W - I_U}{I_V} \right); \\ \frac{d\omega_W}{dt} = \frac{M_W}{I_W} + \omega_U \omega_V \left(\frac{I_U - I_V}{I_W} \right). \end{cases} \quad (1.5)$$

$$\begin{cases} \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_w \cos\varphi - \omega_U \sin\varphi; \\ \frac{d\varphi}{dt} = \omega_N - \omega_w \sin\varphi \operatorname{ctg}\vartheta - \omega_U \cos\varphi \operatorname{ctg}\vartheta; \\ \frac{d\psi}{dt} = \omega_w \sin\varphi \operatorname{cosec}\vartheta + \omega_U \operatorname{cosec}\vartheta \cos\varphi. \end{cases} \quad (1.6)$$

Уравнения (1.4) описывают движение центра масс ПА, уравнения (1.5) – движение вокруг центра масс, а выражения (1.6) являются кинематическими соотношениями Эйлера. Решив систему уравнений (1.4) – (1.6), можно найти основные параметры движения корпуса ПА:

- компоненты скорости центра масс в неподвижной системе $-V_x', V_y', V_z'$;
- координаты центра масс в неподвижной системе $-X', Y', Z'$;
- компоненты мгновенной угловой скорости вращения относительно центра масс $-\omega_u; \omega_v; \omega_w$;

– угловые координаты (углы Эйлера), характеризующие положение тела относительно системы, движущейся так, что ее начало координат всегда совпадает с центром масс, а оси остаются параллельны соответствующим осям неподвижной системы координат (X', Y', Z') – ϑ, φ и ψ .

Анализ условий функционирования КА (табл. 1.4) показывает, что количество внешних факторов и нагрузок, действующих на различных этапах эксплуатации, очень велико [12, 54].

Таблица 1.4

Внешние факторы и нагрузки, действующие на РКТ в процессе эксплуатации

№	Факторы и нагрузки	Предстар- товая подготовка	Старт и активный этап полета	Орбиталь- ный полет	Межпла- нет-ный полет	Вход в плотные слои атмосферы	Парашю- тирование	Посадка и функцио- нирование
1	Атмосферное давление	+	+			+	+	+
2	Скоростной напор		+			+	+	
3	Аэродинамический нагрев		+			+		
4	Акустика		+			+		
5	Колебания	+	+	+	+	+	+	+
6	Ударные нагрузки	+	+	+	+		+	+
7	Химическое воздействие	+	+					
8	Влажность	+	+					+
9	Снег, град, дождь	+	+					+
10	Песок, пыль	+	+					+
11	Вакуум, захлаживание			+	+			+
12	Солнечная радиация			+	+			
13	Биологические воздействия	+						
14	Линейные ускорения		+	+	+	+	+	
15	Невесомость			+	+			
16	Ветровые нагрузки	+	+					
17	Электромагнитное излучение			+	+	+	+	+
18	Метеоритные частицы			+	+			
19	Поток заряженных частиц			+	+	+	+	+

Воспроизведение всей сложной гаммы факторов и нагрузок с помощью испытательных стендов и комплексов не представляется возможным, что обуславливает необходимость этапа летных испытаний по завершении наземной экспериментальной отработки ракетно-космической техники. Изделия РКТ для исследования дальнего космоса не имеют этапа летных испытаний и, следовательно, необходимо уделить внимание разработке испытательных стендов, моделирующих комбинированные воздействия факторов, существующих на исследуемых планетах, спутниках и других небесных телах.

1.3. Основные требования к стендам и испытуемым аппаратам

При проектировании важно знать и учитывать общие технические требования, предъявляемые к испытуемым аппаратам и к испытательным стендам.

К испытуемым аппаратам предъявляются следующие требования:

- объект испытаний изготавливается по рабочим чертежам космического аппарата, которому он должен быть идентичен геометрически, механически, электрически и т.д.;
- масса m , центровка $x_{ц.м.}$ и моменты инерции объекта испытаний (минимальные и максимальные) экспериментально определяются и должны соответствовать конструкторской документации;
- замена отдельных элементов объекта испытаний массово-габаритными макетами допустима лишь в том случае, если это не окажет влияния на прочность и работоспособность конструкции;
- испытуемые объекты должны быть герметичными;
- аппаратура испытуемого объекта проверяется на автономное и комплексное функционирование с измерением основных параметров;
- комплектующие элементы и рабочие вещества, используемые в механизмах и агрегатах, должны точно соответствовать чертежам, необоснованные их замены на стадии испытаний не допускаются;
- специальные узлы, устанавливаемые на объекте испытаний для его крепления или приложения нагрузки, не должны изменять прочность и жёсткость конструкции, не должны препятствовать её деформации при испытаниях;
- на объекте испытаний устанавливаются преобразователи, необходимые для фиксирования параметров.

Объекты испытываются при эксплуатационных и расчётных нагрузках (иногда

доводятся до разрушения), поэтому после испытаний они становятся непригодными в полёте.

Теоретически можно проводить испытания всей конструкции КА, однако в большинстве случаев проводятся испытания его отдельных агрегатов. Это обусловлено тремя причинами.

Первой причиной является то, что для различных агрегатов КА расчётными являются различные случаи нагружения. Поэтому, проводя поагрегатные испытания, можно проверить прочность при расчётных режимах нагружения большинства агрегатов конструкции, используя один экземпляр объекта испытания. *Вторая причина* заключается в больших технических трудностях, с которыми сопряжены испытания КА в целом виде. *Третья причина* состоит в снижении надёжности стенда из-за количественного возрастания нагружающего оборудования и различных управляющих и регистрирующих устройств. Повторный эксперимент с аппаратом часто не даёт необходимой информации о его прочности и жёсткости из-за остаточных деформаций, полученных при первом эксперименте.

Отдельные агрегаты поставляются на испытания вместе с переходниками, которые по своим характеристикам должны как можно точнее имитировать заменяемую ими конструкцию.

Испытательные стенды должны удовлетворять ряду требований:

- обеспечение идентичности или динамического подобия эксплуатационных процессов;
- обеспечение минимальных побочных воздействий на испытуемый аппарат;
- максимальная автоматизация и механизация операций, использование ЭВМ, особенно в части программного управления, контроля, регистрации данных, измерения параметров, обработки результатов;
- проведение испытаний в короткие сроки с минимальными затратами средств;
- обеспечение мощности, достаточной для проведения испытаний;
- удельная мощность должна быть наибольшей;
- долговечность при работе в неблагоприятных условиях (повышенная влажность, запылённость);
- стабильность характеристик в пределах установленного допуска при изменении массы аппарата или нагрузки;
- наименьшее время вхождения в заданный режим работы;
- простота в изготовлении и экономичность;
- использование стандартных источников подводимой мощности;

- возможность воспроизводить нагрузку и обеспечивать стабильность режима с заданной точностью в течение определённого времени и иметь при этом характеристики, удовлетворяющие требованиям нормативно-технической документации (НТД);
- получение информации о способности аппарата противостоять разрушительному воздействию нагрузки в пределах заданной точности оценки его качества;
- выдача информации в удобной для оперативного использования форме;
- возможность проведения испытаний на комбинированное (многофакторное) воздействие на аппарат;
- воспроизводимость результатов испытаний, исключающая неоднозначность заключения;
- возможность учёта особенностей характеристик аппарата и способов его крепления;
- простота и удобство в управлении заданным испытательным режимом;
- возможность ручного и автоматического управления;
- возможность воспроизведения и измерения параметров фактического запаса прочности и устойчивости аппарата и иметь коэффициент безопасности, превышающий аналогичный параметр аппарата в 1,5...3 раза.

Переходные приспособления – устройства для установки и закрепления изделий – представляют собой совокупность технических средств, обеспечивающих установку и удержание изделий в рабочем положении в процессе испытания.

Приспособления должны обеспечивать передачу воздействия к испытуемым аппаратам с минимальными искажениями, не выходящими за пределы допустимых значений.

Переходные приспособления должны удовлетворять следующим требованиям:

- крепление блока к приспособлению аналогично креплению на ЛА;
- проведение испытаний изделий при всех направлениях воздействий, по возможности без перестановки изделия;
- должны обеспечивать проведение испытаний по трем ортогональным осям, если это не ухудшает условий испытаний в каждом из направлений;
- удобство и скорость монтажа испытываемых изделий на приспособление и самого приспособления на испытательный стенд;
- многократное использование;
- высокую надежность коммутационных электрических цепей при испытании изделий под нагрузкой и, при необходимости, возможность измерений электрических параметров изделий без снятия их с приспособлений;

- должны быть достаточно жесткими, чтобы передавать к точкам крепления испытываемых изделий воздействия стенда без искажения;
- имитацию крепления и жесткости стыковочных отсеков;
- коэффициент безопасности $K_{\delta пр} = 1,5... 3,0$;
- места установки первичных преобразователей;
- резонансные частоты приспособлений не должны находиться в рабочем диапазоне частот испытываемых изделий или, в крайнем случае, в наиболее важном для испытываемого изделия частотном поддиапазоне $f_{пр}^* > 1,5 f_{КА}$;
- амплитуды виброускорений в направлениях осей, по которым в данный момент не проводятся возбуждения, должны быть минимальными;
- материал, применяемый для изготовления приспособлений, должен обеспечивать их достаточную жесткость при наименьшей массе;
- конструкция не должна содержать болтовых соединений.

При соблюдении вышеуказанных требований приспособления должны иметь минимальную массу и стоимость, простую конструкцию и технологичность изготовления. Масса приспособления не должна превышать допустимых значений, определяемых ТЗ.

Степень совершенства стендов характеризуется технической оснащённостью, энерговооружённостью, составом контрольно-измерительной аппаратуры, надёжностью, временем подготовки и проведения испытаний. Чем выше техническая оснащённость стендов, тем информативнее результаты испытаний и тем эффективнее наземная отработка аппарата.

Устройства сбора, измерения, преобразования информации, средства отображения и представления её, обеспечивая заданную точность измерений, должны быть быстродействующими, помехоустойчивыми и соответствовать требованиям нормативно-технической документации.

1.4. Структура и элементы испытательных стендов

Стенды различного назначения, как правило, состоят из трёх частей, соединённых электропроводными, трубопроводными и механическими коммуникациями: исполнительной, в которой располагается аппарат и обеспечивается подача воздействий, имитирующих эксплуатационные факторы; информационно-управляющей, которая обеспечивает съём необходимой информации, преобразование, анализ и отображение полученной информации, а также ручное и автоматическое управление экспериментом;

системы энергоснабжения.

Стенд включает следующие элементы: испытательная установка; измерительная система (первичные преобразователи, регистрирующая и анализирующая аппаратура); система управления; источники питания для стенда, объект испытания (ОИ), контрольно-измерительная аппаратура (КИА); аппаратура проверки функционирования испытуемого объекта; переходные приспособления; вспомогательные устройства и приспособления.

Структурная схема стенда, отражающая энергетические и информационно-управляющие связи между основными элементами самого высокого ранга, показана на рис. 1.24. Элементы стенда можно разделить на три основные группы: имитаторы; системы электропитания стендов; устройства для задания, получения и обработки информации.

Исполнительная часть стенда содержит:

- имитаторы воздействующих факторов;
- силовую конструкцию стенда;
- устройства и приспособления для установки и закрепления аппарата, снабжённого первичными преобразователями для съёма информации о его функционировании;
- демпфер.



Рис. 1.24. Структурная схема автоматизированного испытательного стенда

Имитаторы – это технические устройства, имитирующие в процессе испытаний эксплуатационные факторы, которые разделяются на основные (функциональные) и дестабилизирующие. К основным относятся факторы, на которые аппарат должен реагировать в процессе функционирования. К этому виду факторов относятся и сигналы от отсутствующих в момент испытаний сложных элементов бортовых систем, с которыми связан аппарат. К дестабилизирующим относятся факторы, на которые аппарат не должен реагировать в процессе функционирования. В соответствии с этим имеются два имитатора: имитатор воздействующих факторов и имитатор дестабилизирующих воздействий.

На выходе имитаторов мы получаем воздействия, которые с определённой точностью имитируют эксплуатационные факторы и являются входными сигналами для аппарата.

В состав испытательных стендов могут входить демпферы, поглотители энергии и тормозные системы, т.е. системы, обеспечивающие поглощение энергии, возникающей как результат функционирования аппарата или отдельных элементов самого испытательного стенда. К поглотителям энергии можно отнести специальные устройства, применяемые в некоторых видах ударных и центробежных стендов для преобразования энергии удара или вращения в тепловую (рассеиваемую в окружающее пространство), в электрическую сеть и предотвращения передачи механической энергии на фундаменты (градирни).

Кроме основных функциональных элементов в конструкцию стендов также входят: силовая конструкция стенда, передающая нагрузку от стенда на фундамент, устройства для установки и закрепления аппарата и т. д.

Информационно-управляющая часть содержит:

– устройства для сбора, преобразования и измерения информации о параметрах имитируемых воздействий и о параметрах аппарата;

– вычислительный комплекс, который может включать программное обеспечение, логические и вычислительные устройства, обеспечивающие обработку поступающей информации и выполняющие оценку по двум или трём альтернативным критериям, анализ информации с целью автоматического отыскания неисправных элементов в аппарате, прогнозирования работоспособности аппарата, накопления и обработки статистической информации при использовании статистических методов и т.д.;

– средства отображения информации, полученной от аппарата, имитаторов и специальных устройств, контролирующих работоспособность стенда, в том числе и

информации, полученной от вычислительного комплекса;

– устройства автоматического управления стендом и аппаратом, включая различные устройства программного управления, а также органы ручного управления.

Устройства для задания, получения и обработки информации, образующие информационно-управляющий контур, включают в себя устройства автоматического программного управления, устройства измерения, преобразования, распределения, оценки и анализа информации, устройства визуализации и регистрации информации.

Системы энергопитания стендов включают в себя в качестве основных элементов источники питания электрической, гидравлической и пневматической энергии. Источники питания могут быть индивидуальными и централизованными, осуществляемые в виде электрических подстанций, насосных и пневматических станций, централизованно снабжающих испытательные стенды электрической, гидравлической и пневматической энергией, системы стенда, системы испытательного аппарата и контрольно-измерительную аппаратуру.

1.5. Прочность и надежность испытательных стендов

Режимы эксплуатации и нагружения конструкций испытательных стендов находятся в зависимости от моделируемых факторов РКТ, эксплуатационных, расчетных нагрузок и расчетных случаев. На ИС должны воспроизводиться эксплуатационные и расчетные нагрузки и подтверждаться требуемые коэффициенты безопасности РКТ f_{δ} от 1,2 до 2. В отдельных случаях изделия доводятся до разрушающих нагрузок $F^{\text{ФР}}$ для определения фактических коэффициентов запаса прочности $\eta \geq 1$.

Следовательно, разрушающие нагрузки РКТ $F^{\text{ФР}}$ являются эксплуатационными нагрузками для испытательных стендов $F_{\text{ис}}^{\text{э}}$. Учитывая отклонения в технологии изготовления конструкций, погрешности в определении режимов эксплуатации и нагружения, погрешности в расчетах и требования техники безопасности, рекомендуется коэффициент запаса прочности $\eta_{\text{ис}}$ от 2 до 3. Перед вводом в эксплуатацию проводится экспериментальная проверка ИС с применением имитаторов изделий на квазистатические или динамические нагрузки $F_{\text{ис}}^{\text{н}} = 1,25 F_{\text{ис}}^{\text{э}}$.

При всей сложности задача определения и управления надежностью испытательных стендов может быть решена путем применения методологии общей теории надежности, использования отдельных теоретических разработок и практических методов повышения надежности, накопленных в других областях машиностроения. Однако специфика работы

ИС требует особого подхода к решению проблемы обеспечения надежности.

Основные показатели надежности стендов. В соответствии с классификационными признаками стенды, как правило, являются, единичными изделиями, эксплуатируемыми с обслуживанием, с применением системы ремонтов, до предельного состояния с многократным функционированием. Для таких изделий рекомендуется применять интегральные показатели надежности: $K_{т.и.}$ – коэффициент технического использования и T_n – назначенный ресурс, которые включают в себя показатели, характеризующие как безотказность в эксплуатации, так и приспособленность ИС к обнаружению и устранению отказов.

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

Показатели ремонтпригодности вычисляются по следующим формулам:

а) коэффициент готовности

$$K_{Г} = \frac{T_0}{T_0 + T_B}, \quad (1.7)$$

где T_0 – наработка на отказ; T_B – среднее время восстановления ($T_B = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m t_i$);

m – количество отказов; t_i – время, затраченное на устранение i -го отказа.

Коэффициент готовности (1.7) одновременно характеризует и безотказность и, что подтверждает рост надежности ИС в результате повышения их ремонтпригодности;

б) средние суммарные затраты на техническое обслуживание

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

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

Отметим, что оценка показателей надежности ИС в случае, когда они уже находятся в эксплуатации, производится по полученным опытным путем исходным данным. Оценить уровень надежности испытательного стенда в процессе его проектирования – более трудная задача. Для решения этой задачи необходимо расчлнить нашу сложную техническую систему (СТС) на простые составляющие (элементы) и аналитически определить их характеристики безотказности, ремонтпригодности и т.п. Так, для невосстанавливаемых элементов основным показателем надежности является средняя наработка до первого отказа T , измеряемая в единицах времени. Для элементов,

являющихся единицами резерва или их совокупности, показателем ремонтпригодности будет среднее время замены $T_3 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n t_{zi}$, где t_{zi} – время на демонтаж заменяемого элемента, его установку и регулировку, ч; n – количество замен. Кроме T_3 для таких элементов необходимо определить назначенный ресурс T_n . Анализ первичной информации показывает, что изменение состояния элементов обусловлено в большинстве случаев явлениями износа, что позволяет принять нормальный закон распределения безотказной работы.

Параметр потока отказов испытательного стенда определяется из выражения

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

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

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

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

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

Средняя интенсивность замены для группы надежных элементов имеет вид

$$\mu = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \mu_i,$$

где N – количество элементов в группе.

Исходя из зависимостей для w и μ с использованием теории обслуживания, для расчета вероятности безотказной работы технических систем с восстановлением можно применить выражение

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

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

Коэффициент готовности стенда с учетом восстановления определяется так:

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

где t_n – рассматриваемый период, за который производится расчет за определенный календарный период (за один год). Примем условно, что эксплуатация и текущее восстановление производят в течение 360 суток календарного года.

Тогда общее выражение для $K_{ти}$ будет

$$K_{\text{ти}} = \frac{T_{\text{сум}} - (T_{\text{пл}} - T_{\text{н.пл}})}{T_{\text{сум}}},$$

где $T_{\text{сум}}$ – общее время работы и восстановления стенда за один год, ч; $T_{\text{сум}} = 360 \cdot 24$ ч; $T_{\text{пл}}$ – сумма интервалов времени, предусмотренных для выполнения плановых ремонтов и технического обслуживания, ч; $T_{\text{н.пл}}$ – неплановые простои, ч.

Величина $T_{\text{пл}}$ рассчитывается по данным, содержащимся в схеме ремонта стенда:

$$T_{\text{пл}} = \sum_{i=1}^n (t_i' + t_i'') = nt'' + \sum_{i=1}^n t_i',$$

где n – количество плановых остановов за рассматриваемый период; t_i' – интервал времени i -й плановой замены группы единиц резерва; t_i'' – время, необходимое для останова стенда при i -й плановой замене.

Величина $T_{\text{н.пл}}$ рассчитывается с учетом вероятности отказа технической системы по формуле

$$T_{\text{н.пл}} = \sum_{i=1}^n Q_i \tau_{\text{ср}},$$

где n – количество плановых периодов эксплуатации за рассматриваемое время; Q_i – вероятность отказа стенда к концу i -го периода плановой эксплуатации; $\tau_{\text{ср}}$ – среднее время простоя установки при замене одной условной единицы резерва из всего учитываемого массива:

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (t_j' + t_j'') = 1 + \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k t_j',$$

где k – количество учитываемых при расчете единиц резерва установки; t_j' – время замены j -го периода плановой эксплуатации; t_j'' – время на останов и выход на режим технической системы.

С учетом выражений для $T_{\text{пл}}$ и $T_{\text{н.пл}}$ получим

$$K_{\text{т.п}} = \frac{T_{\text{сум}} - [nt'' + \sum_{i=1}^n (t_i' + Q_i \tau_{\text{ср}})]}{T_{\text{сум}}}.$$

Требования к надежности испытательных стендов. Требования к надежности вновь разрабатываемых испытательных стендов являются организующим началом для проведения работ по надежности и обеспечению их преемственности на всех этапах жизненного цикла ИС. Самая важная стадия при решении задач надежности – стадия разработки технического проекта, так как именно на этой стадии закладываются в конструкцию требуемые свойства, т.е. обеспечиваются определенный уровень надежности и прогнозирование его на последующих этапах. Основной принцип составления

требований к надежности заключается в формулировании их на предыдущей стадии в качестве задания для последующей.

Техническое задание (ТЗ). Требования к надежности ИС на этой стадии составляются с целью их выполнения при разработке технического проекта. В них включают указания как общего характера, так и частные, специфичные только для данного стенда, а именно:

- разработка на стадии технического проекта блочной конструкции стенда с применением соответствующей механизации для обеспечения быстрой замены блоков;
- уровень применения унифицированных и стандартизованных блоков и элементов, имеющих высокие показатели безотказности и ремонтпригодности, ограничение номенклатуры типоразмеров составных частей;
- уровень ремонтпригодности и обеспечения безотказности в соответствии с существующими нормами;
- меры по вибростойкости конструкции и по ограничению уровня шума;
- величина периодов нормальной эксплуатации, которые должны быть обеспечены при проектировании и расчетах долговечности;
- разработка программы обеспечения надежности (ПОН) на стадии разработки технического проекта;
- периодичность анализа и контроля уровня надежности;
- основные требования по надежности на период эксплуатации;
- основные требования по надежности для реализации их на стадии изготовления;
- разработка системы технической диагностики стенда во время эксплуатации стенда с указанием количества диагностируемых элементов и видов получаемой информации.

Технический проект (ТП). На этой стадии реализуются требования ТЗ к надежности ИС, а также выдвигается ряд новых требований по надежности, которые могут быть удовлетворены только на последующих стадиях.

Укажем основные из них:

- уточнение требований по надежности на стадии изготовления и эксплуатации ИС;
- разработка рабочей документации, инструкции по входному контролю и испытаниям комплектующих изделий;
- реализация требований к ремонтпригодности стенда;
- регламентирования контроля уровня надежности;
- разработка технических гарантий по надежности и условий их выполнения;
- разработка требований по точности монтажа и объему испытаний при

пусконаладочных работах для обеспечения и проверки запроектированного уровня надежности.

Рабочие чертежи. На этой стадии реализуются все требования по надежности, разрабатываемые при проектировании, и формулируются указания для стадий изготовления и эксплуатации ИС. Выдвинутые на этой стадии требования по надежности включаются в сопроводительную документацию.

Основные из них:

- выполнение заданных требований при изготовлении, обеспечивающих запроектированные уровни надежности и указания об их технической реализации;
- теоретическая подготовка и теоретическое обучение обслуживающего и ремонтного персонала в области надежности ИС;
- проведение входного контроля и специальных испытаний на надежность комплектующих изделий;
- проведение испытаний на надежность устройств, блоков и элементов системы сбора и регистрации результатов испытаний;
- порядок выполнения работ по расчету ремонтной схемы и по введению в неё коррекции, связанной с накоплением опыта ремонта и обслуживания, с повышением назначенных ресурсов отдельных элементов и т.д.

Структура ремонтного цикла стендов. При создании новых испытательных стендов должны решаться вопросы обеспечения надежности, в том числе:

- разработка и включение в комплект поставки стенда нестандартных средств ремонта и контроля;
- высокая ремонтпригодность элементов;
- разработка и создание системы технической диагностики элементов во время эксплуатации;
- создание средств малой механизации при проведении ремонтно-профилактических работ;
- обеспечение эксплуатационного персонала руководящими техническими материалами для расчета объема заменяемого резерва и составления графиков планово-предупредительных ремонтов (ППР) с учетом замены элементов, исчерпавших назначенный ресурс (T_n).

Смысл технической диагностики состоит в получении сведений о динамике изменения работоспособности механизмов ИС в зависимости от ресурсных явлений вследствие трения, коррозии, эрозии, деформаций и т.п.; от нагружения выше допустимых пределов; от других изменений условий работы механизмов, выходящих за пределы,

предусмотренные проектом.

Техническая диагностика позволяет оценить состояние ответственных элементов ИС по объективным характеристикам, полученным с помощью специальных измерительных средств. Измерение параметров, характеризующих техническое состояние, производится либо непрерывно с помощью стационарных приборов, либо периодически портативными средствами измерения.

В общем виде динамику изменения технического состояния любого элемента по измерениям одного или нескольких параметров, объективно характеризующих его состояние, можно представить в виде графика (рис. 1.25). Точка пересечения кривой изменения технического состояния с линией предельно допустимого уровня определяет время допустимой эксплуатации данного блока.

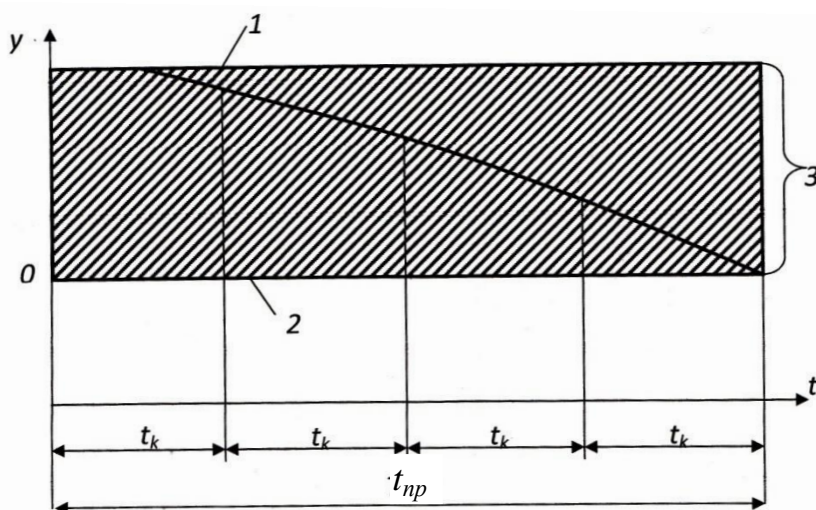


Рис. 1.25. Динамика изменения технического элемента:

I – параметр, определяющий техническое состояние блока (элемента);
 t_{np} – предельно допустимое время эксплуатации; t_k – промежутки времени, через которые проводится техническое диагностирование; 1 – первоначальный уровень;
 2 – предельно допустимый уровень; 3 – зона допустимого рассеивания технического состояния

В нормальных условиях эксплуатации должно соблюдаться неравенство $T_{np} \geq T_k$ (т.е. при определении или корректировке величины назначенного ресурса следует учитывать данные технической диагностики).

Для осуществления ремонта и испытаний элементов на высоком техническом уровне в условиях предприятия, эксплуатирующего стенд, при его комплектации должны предусматриваться специально созданные для этих целей испытательные средства и соответствующая контрольная аппаратура.

Аппаратурное диагностирование необходимо проводить для тех элементов, у

которых величина 3σ больше величины минимального назначенного ресурса. Рекомендуется так же диагностирование элементов, отказ которых предоставляет опасность для обслуживающего персонала либо приводит к зависимому отказу других объектов и тех элементов, выход параметров которых за допустимые пределы грозит большим ущербом.

При известных назначенных ресурсах элементов, перечне дополнительных работ по обслуживанию отказа и работ, связанных с проведением технической диагностики, можно составить годовой и месячные графики проведения таких работ и организовать учет возникающих отказов.

На рис. 1.26 представлена структура основных работ на всех стадиях создания и эксплуатации ИС по обеспечению надежности и повышению эффективности их применения.

1.6. Правила эксплуатации, диагностика и аттестация 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 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.



Рис. 1.26. Структура работ по обеспечению надежности ИС

Периодичность переаттестации рабочих, обслуживающих ПГС, составляет 1 раз в год, ИТР – 1 раз в 3 года [41].

После проведения монтажных, пуско-наладочных работ и по результатам пробных испытаний испытательные стенды принимаются в эксплуатацию государственной комиссией.

Для обеспечения надежной и безаварийной работы пневмогидросистем испытательных стендов должны проводиться: повседневное техническое обслуживание, плановое обслуживание и периодические ремонтные работы. 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 (ПГС) испытательных стендов, включающих техническое обслуживание (ТО), плановый ремонт, наружный и внутренний осмотры (НО и ВО) представлены в таблице 1.5.

Таблица 1.5

Виды и периодичность ППР и технического освидетельствования ПГС ИС

№ п.п	Условия эксплуатации элементов ПГС	Виды и периодичность (в годах)				
		ППР		Техническое освидетельствование		
		ТО	Ремонт	НО и ВО	НО и ВО	ГИ*
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			
		0,5				
		0,5				

Примечание: * ГИ – гидравлические испытания пробным давлением.

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 надува 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 термочувствительных нагрузок от циклических воздействий температур и давления при проведении заливок 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 нагрузений.

Более подробно вопросы диагностики и продления ресурса оборудования и систем испытательных комплексов рассмотрены в [21, 41].

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 [21, 41].

Глава 2.
**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

**2.1. 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 тактико-техническим требованиям (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 [23, 41].

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.

При выборе *первого пути* 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 многофазовой транспортной космической системы (МТКС).

Испытания следует считать естественным продолжением проектных и исследовательских работ, которые заканчиваются созданием опытных образцов. Работоспособность двигательной установки оценивается только на основании результатов испытаний [23, 24, 27].

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 %. Отработка сложных технических систем (двигательных установок и летательных аппаратов), завершаются, как правило, государственными испытаниями [51].

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 природы и модели равны между собой

[78, 87, 91].

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) Маха (M), выражающих влияние инерционных сил, силы тяжести, сил давления и сил вязкости жидкости или газа:

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

где ν – 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):

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

где α – коэффициент теплоотдачи; L – характерный размер, м; λ – коэффициент теплопроводности; c_p – удельная теплоемкость жидкости или газа при постоянном давлении; ν, μ – 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 $\text{Nu} = f(\text{Re})$ 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 [41].

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.

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 натурных 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 натурных 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 натурных 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. 2.1 [23]. В качестве эффективности испытаний при отработке ЖРД и ДУ можно рассматривать рост надежности или достижение характеристической скорости v_a , максимальное значение которой зависит от удельного импульса тяги I_y и плотности топлива ρ в степени 0,7

$$v_a = f(I_y \cdot \rho^{0,7}).$$

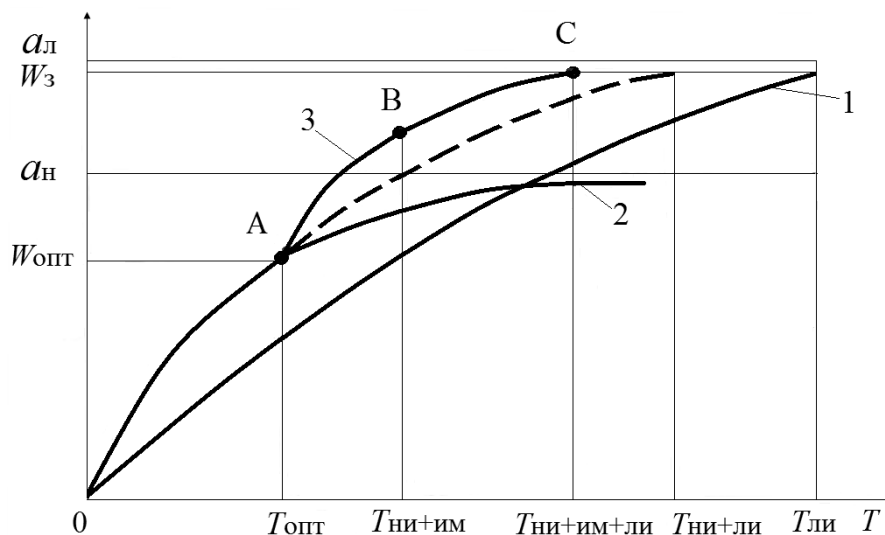


Рис. 2.1. Изменение эффективности испытаний (W) в зависимости от времени (T):
 1 – при ЛИ; 2 – при НИ; 3 – участок AB при НИ с имитацией полетных условий эксплуатации; OA – отработка при НИ; BC – отработка при ЛИ;
 a_n, a_n – предельные значения эффективности летных и наземных испытаний соответственно

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 $T_{ли}$ [59].

При наземной отработке скорость роста эффективности в соответствии со спецификой этих испытаний (более высокая информативность и дешевле) выше, однако предельное значение эффективности $W_{ни}$ меньше заданного значения $W_з$ 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 A , необходимо проводить в земных условиях, а окончательную отработку до $W_з$ осуществлять в летном эксперименте.

Планку эффективности наземных испытаний можно поднять выше (кривая 3 – участок AB , см. рис. 2.1) путем обеспечения имитации условий эксплуатации на стенде (высотные условия, условия на входе в двигатель по давлению и температуре в

магистральных окислителя и горючего и т. д.) [23]. 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 [22, 23].

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 ракеты-носителя (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 камер сгорания (КС) и газогенераторов (ГГ) с подачей топлива из стендовых емкостей путем вытеснения газом наддува, испытания турбонасосных агрегатов (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 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 [22].

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 [23, 91].

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 ($\bar{\tau}_{cp}$)

$$\bar{\tau}_{cp} = \frac{\tau_{cpn}}{\tau_l}, \quad (2.1)$$

где τ_{cpn} – средняя наработка единичного двигателя в секундах за n испытаний; τ_l – время работы двигателя в секундах в процессе полета.

Зависимость, представленная на рис. 2.2, носит гиперболический характер и отражает уменьшение N при возрастании $\bar{\tau}_{cp}$.

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

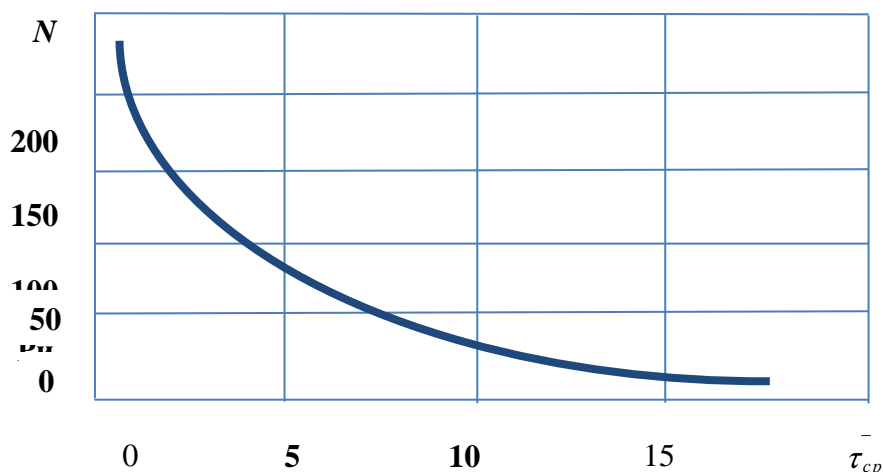


Рис. 2.2. Зависимость потребного количества двигателей N на доводку от средней наработки единичного двигателя в циклах летного ресурса

Параметр $\bar{\tau}_{cp}$ непосредственно связан с суммарной наработкой N двигателей в циклах летного ресурса ($\bar{\tau}_p$) и кратностью использования двигателя при отработке K :

$$\bar{\tau}_p = \sum_{j=1}^{N_{ucn}} \tau_{cpj} / \tau_l;$$

$$K = \frac{N_{ucn}}{N} \text{ — для двигателей однократного применения;}$$

$$K = \frac{N_{ucn}}{n_n \cdot N} \text{ — для двигателей многократного включения (с количеством включений в полете, равным } n_n).$$

Как известно основными лимитирующими узлами двигателя по обеспечению работоспособности и надежности являются камера сгорания и турбонасосный агрегат с газогенератором.

С учетом реализованных объемов испытаний созданных двигателей на основании теории распознавания образов было получено эмпирическое соотношение, определяющее зависимость средней наработки единичного экземпляра двигателя от параметров $\bar{\tau}_p$ и K

$$\bar{\tau}_{cp} = 1,007 \left(\bar{\tau}_p \right)^{0,689} \cdot K^{0,466} \cdot B^{-0,082} \cdot \left(\frac{P_k}{P_{kcp}} \right)^{-0,088}, \quad (2.1)$$

где $B = f(M_{\text{ТНА}}; N_{\text{ТНА}})$ и $\left(\frac{p_k}{p_{\text{ксп}}}\right)$ – представляют соотношения, характеризующие параметры функционирования ТНА и камеры сгорания соответственно; $M_{\text{ТНА}}$ – крутящий момент на валу ТНА и $N_{\text{ТНА}}$ – мощность для привода ТНА; p_k и $p_{\text{ксп}}$ – давление в камере сгорания и среднее значения давления в камере сгорания за $N_{\text{исп}}$.

Зависимости(2.1) для определения $\bar{\tau}_{\text{ср}}$ 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 $\bar{\tau}_p$ в процессе доводки, 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 при проведении межпусковых операций [41].

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);

- 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 $\bar{\tau}_{\text{ср}}$ 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”)[41].

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 составляют 15 %, насосов окислителя – 58 % и ТНА с газогенератором – 27 % от всего объема (~ 740) испытаний систем питания двигателя [23].

Таким образом, наибольший объем испытаний приходится на отработку насосных агрегатов на жидком кислороде, что вызвано 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).

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 т. д. 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 [23, 41].

2.2. Основы устройства испытательных комплексов для отработки ЖРД и ДУ

Испытательный комплекс (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 натуральных компонентах;
- монтажно-испытательный корпус (МИК) с монтажным залом для подготовки двигателей 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 [41].

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. 2.3 и представляет собой многоярусное сооружение из монолитного железобетона.

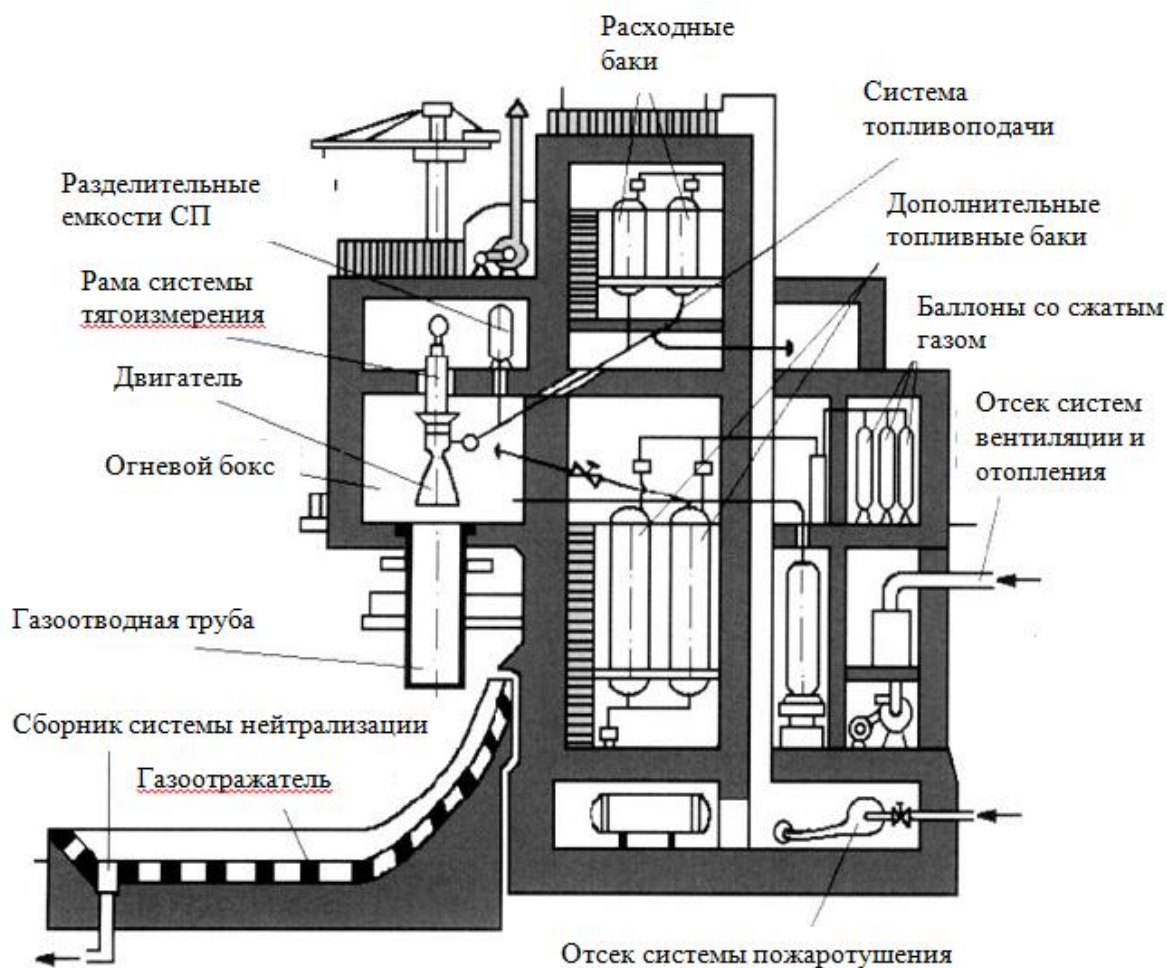


Рис. 2.3. Принципиальная схема стенда для испытаний ЖРД и ДУ

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.

На рис. 2.4 для примера показан стенд для проведения “холодных” и огневых стендовых испытаний ДУ ступеней РН с тягой до 11760 кН в процессе запуска универсального ракетного модуля (УРМ) первой ступени РН “Ангара”.



Рис. 2.4. Стенд ФКП “НИЦ РКП” для испытаний ДУ ступеней РН с тягой 11760 кН

2.2.1. Основные системы 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. 2.5 и 2.6 для примера рассмотрены:

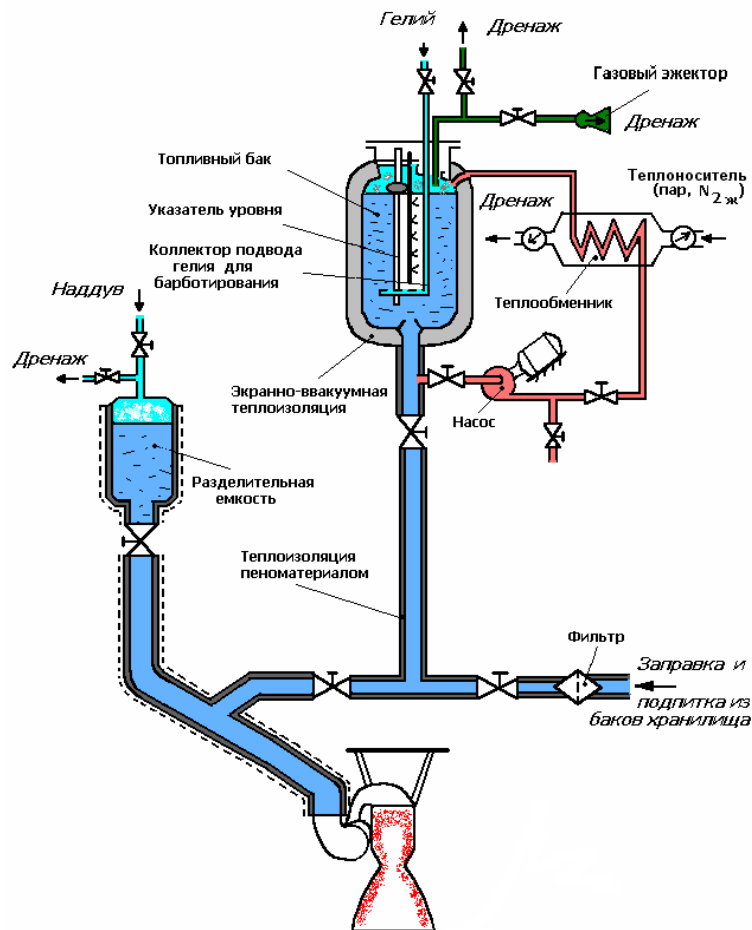


Рис. 2.5. Схема системы подачи криогенного компонента к ЖРД

– стендовая система подачи криогенного компонента (жидкого водорода) для испытания ЖРД с подсистемами, обеспечивающими переохладение криогенного топлива (см. рис. 2.5) различными способами (эжектированием газа из газовой подушки, барботированием некондесирующегося газа через слой жидкости с использованием теплообменных устройств со вторичным теплоносителем - жидким азотом или паром и циркуляцией 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. 2.6).

В схеме для испытания ЖРД 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.

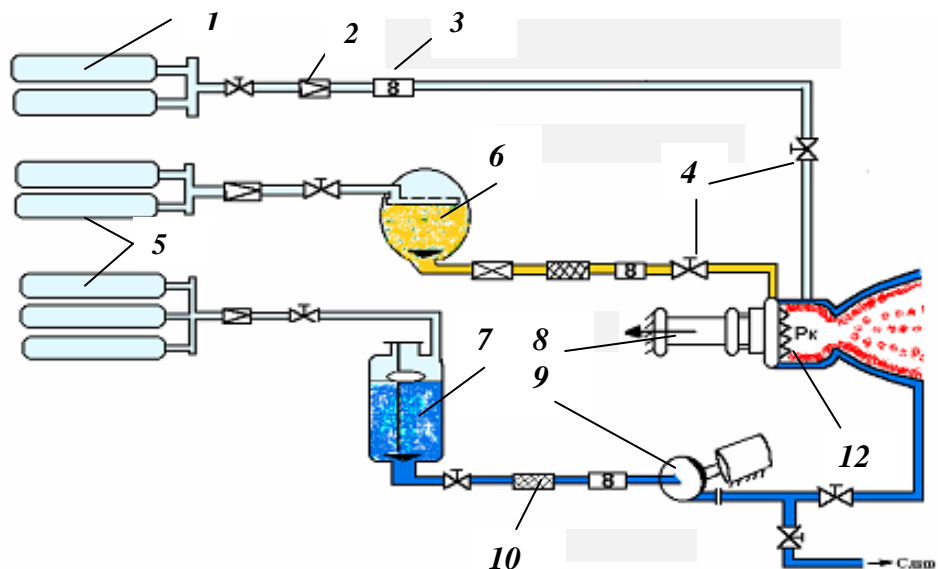


Рис. 2.6. Пневмогидравлическая схема стенда для автономных испытаний камеры сгорания ЖРД

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:

$$d = \sqrt{\frac{4m}{\pi\rho g}}, \quad (2.2)$$

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 [18, 38].

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

$$p_6 = p_k + \Delta p_{\phi} + \Delta p_{\text{маг}} - \Delta p_n, \quad (2.3)$$

где p_k – давление в камере сгорания; Δp_{ϕ} – потери давления в форсуночной головке; $\Delta p_{\text{маг}}$ – потери давления по магистрали; Δp_n – 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 Δp_c , на преодоление местных сопротивлений Δp_m и трения в трубопроводах $\Delta p_{\text{тр}}$:

$$\Delta p_{\text{маг}} = \Delta p_c + \Delta p_{\text{тр}} + \Delta p_m. \quad (2.4)$$

Потери давления на создание скорости определяются формулой:

$$\Delta p_c = \frac{\rho g^2}{2}. \quad (2.5)$$

Потери давления на преодоление трения по длине магистрали:

$$\Delta p_{\text{тр}} = \lambda \frac{l}{d} \frac{\rho g^2}{2}, \quad (2.6)$$

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

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

$$\lambda = 0,3164 Re^{-0,25},$$

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

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

$$\Delta p_m = \xi \frac{\rho g^2}{2}, \quad (2.7)$$

где ξ – коэффициент местного сопротивления.

Коэффициенты местных сопротивлений определяются в зависимости от рода преграды (повороты, сужения, расширения, сужения, клапаны, фильтры, расходомеры, сиффоны и др.) на пути движения жидкости (газа) [15, 24, 38].

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. 2.7.

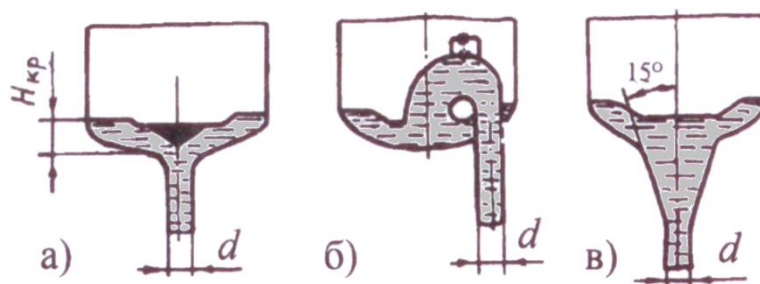


Рис. 2.7. Схемы заборных устройств:

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

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:

$$\bar{H}_{кр} = \frac{H_{кр}}{d} = 0,42 \left(1 + \frac{4}{Re} \right) Fr, \quad (2.8)$$

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

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

Потребный объем топливного бака определяется по формуле:

$$V_{\text{б}} = \frac{\dot{m}\tau}{\rho} + V_{\text{заб}} + V_{\text{гар}} + V_{\text{зап}} + \frac{\dot{m}_{\text{зах}}\tau_{\text{зах}}}{\rho} + V_{\text{исп}}, \quad (2.9)$$

где \dot{m} , τ – массовый секундный расход компонента топлива и максимальное время испытания; $V_{\text{заб}}$ – объем жидкости, оставшейся в баке, который зависит от типа устройства и режима слива; $V_{\text{гар}}$ – гарантированный остаток компонента в баке, принимают 10...20 % от $V_{\text{б}}$; $V_{\text{зап}}$ – объем, потребный для заполнения магистралей стенда; $\dot{m}_{\text{зах}}$, $\tau_{\text{зах}}$ – 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; $V_{\text{исп}}$ – объем на испарение, определяется типом изоляции и временем нахождения компонента в баке.

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 [23, 57, 64]. 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 $p_{упр}$ [18];

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, $p_{вх} = 0,6 \dots 0,8$ МПа, $p_{вх min} = 0,4 \dots 0,6$ МПа.

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

$$H = \frac{P_{Вых} - P_{ВХ}}{\rho}. \quad (2.10)$$

Зависимость (2.10) 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:

$$n_s = 193,3 \frac{\omega \cdot \sqrt{\dot{Q}}}{H^{3/4}}, \quad (2.11)$$

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 [57, 64].

При использовании для привода насоса электродвигателя угловая скорость вала насоса будет равна угловой скорости ротора электродвигателя: $\omega_{ДВ} = 140 \dots 300$ 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, но зато повышает его КПД и, следовательно, уменьшает

потребляемую мощность. Число ступеней насоса Z определяется так, чтобы коэффициент быстроходности ступени $n_{ст}$ был не ниже 50...70:

$$n_{ст} = 193,3 \frac{\omega \sqrt{\dot{Q}}}{(H/z)^{3/4}}, \quad (2.12)$$

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. 2.8.

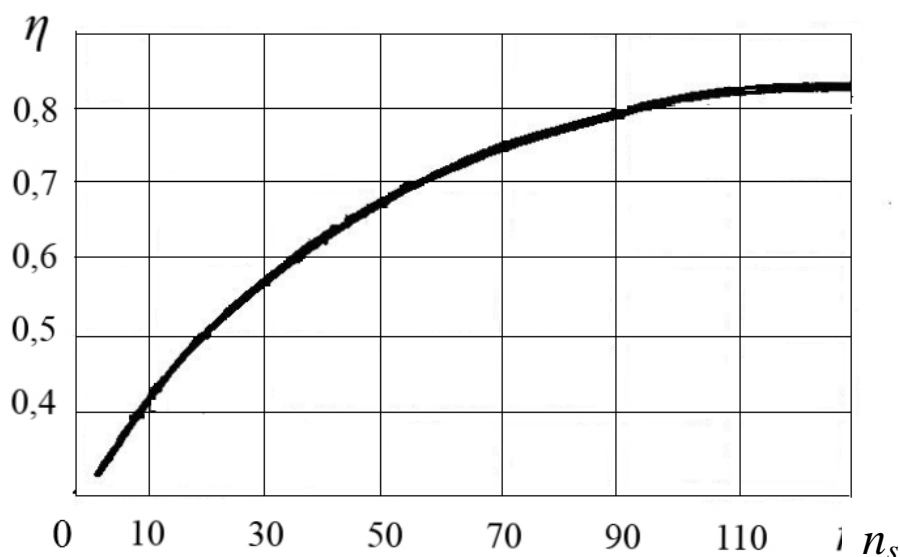


Рис. 2.8. Зависимость КПД насоса от коэффициента быстроходности

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.

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:

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

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 кавитационного коэффициента быстроходности $C_{\text{КАВ}}$, определяемого выражением:

$$C_{\text{КАВ}} = 298 \frac{\omega \sqrt{\dot{Q}}}{\left(\frac{p_{\text{ВХ}} - p_{\text{МГР}}}{\rho} \right)^{3/4}}.$$

Обычно выбирают $g_{\text{ВХ}} = 5 \dots 10$ м/с и $g_{\text{ВЫХ}} = 10 \dots 20$ м/с.

Наружный диаметр колеса необходимо знать для определения размеров насоса. Если известен диаметр колеса $D_{\text{К}}$, то при выбранной угловой скорости вала можно определить окружную скорость $u_{\text{К}}$, м/с

$$u_{\text{К}} = \omega \frac{D_{\text{К}}}{2}, \text{ м/с}. \quad (2.13)$$

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 (2.10) можно определить необходимую окружную скорость и затем его диаметр, м:

$$D_{\text{К}} = \frac{2}{\omega} \sqrt{\frac{H}{K_{\text{Н}}}}, \quad (2.14)$$

где $K_{\text{Н}}$ – коэффициент напора, $K_{\text{Н}} = 0,6 \dots 0,65$.

Диаметр насоса $D_{\text{Н}}$ больше диаметра колеса. По статистическим данным,

$$D_{\text{Н}} = (1,3 \dots 1,6) D_{\text{К}}; \quad (2.15)$$

$$L_{\text{Н}} = (1,5 \dots 1,7) D_{\text{К}}, \quad (2.16)$$

где $L_{\text{Н}}$ – длина насоса (или ступени насоса).

При этом меньшие значения коэффициентов в формулах (2.15) и (2.16) соответствуют коэффициенту быстроходности $n_s = 30 \dots 60$, а большие значения – $n_s = 130 \dots 150$.

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

$$m_H = K \rho_{\text{МАТ}} \cdot V_H, \quad (2.17)$$

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

Если детали в основном предполагается выполнять из стали, то $\rho_{\text{МАТ}} \approx 7800 \text{ кг/м}^3$, если из алюминиевых сплавов, то $\rho_{\text{МАТ}} \approx 2700 \text{ кг/м}^3$. При использовании стальных и алюминиевых сплавов следует принимать промежуточные значения плотности материалов.

Мощность насоса определяется формулой

$$N_H = \frac{\dot{m}H}{\eta_H}, \text{ Вт.} \quad (2.18)$$

Как уже отмечалось, КПД насоса находятся по значению коэффициента быстроходности n_s на графике (см. рис. 2.8), построенном с использованием имеющихся экспериментальных данных [57, 61].

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 $\dot{m}_T \rightarrow \min$ имеем $L_T \rightarrow \max$,

$$L_T = L_{0\text{ад}} \cdot \eta_T. \quad (2.19)$$

Здесь η_T – КПД турбины; $L_{0\text{ад}}$ – адиабатная работа расширения газа

$$L_{0AD} = \frac{k}{k-1} RT_0 \left(1 - \frac{1}{\delta^{\frac{k-1}{k}}} \right), \quad (2.20)$$

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 (2.20) следует, что при выбранном рабочем теле (k и R) большие значения $L_{0ад}$ 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 противодействие p_2 выбирается в зависимости от давления той среды, куда выбрасывается газ. Для исключения влияния изменения атмосферного давления $p_{атм}$ на работу турбины давление p_2 на выходе из турбины выбирается, как правило, больше критического, определенного по $p_{атм}$ соотношением

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

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

($k = 1,4$) имеет значение $\delta_{кр} = 0,528$.

Для привода турбины на стенде возможно использование различных газов. При этом предпочтительнее использовать газообразный водород, так как его термодинамическая эффективность $(RT)_{H_2}$ выше в 12-14 раз, чем у таких газов, как, например, азот и воздух [5, 23, 31 и 91].

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. 2.9.

В схеме наддува с непрерывной работой регулирующих устройств (регуляторов) 10 достигается плавное изменение давления в топливных баках (рис. 2.9,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. На рис. 2.9,б приведена схема системы пульсирующего наддува. От описанной выше 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 пневмоклапана 2 стравливается избыточное давление. Эта схема более надежна в работе и чаще применяется в стендовых системах.

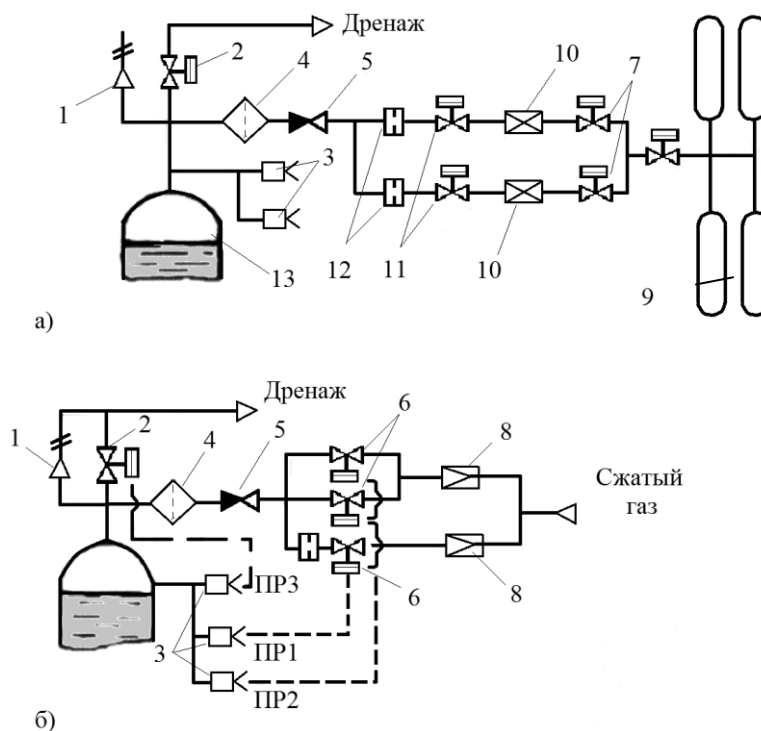


Рис. 2.9. Схемы систем наддува непрерывного (а) и пульсирующего действия (б):
 1 – предохранительный клапан; 2 – дренажный клапан; 3 – сигнализатор давления;
 4 – фильтр; 5 – обратный клапан; 6, 7 и 11 – клапан; 8 – газовый редуктор; 9 – баллон с газом; 10 – регулятор; 12 – дроссельная шайба; 13 – газовая подушка топливного бака

В 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_{Π} , но и объема бака V'_{δ} , освободившегося в результате выработки топлива:

$$V_{\Gamma\Lambda Z} = V_{\Pi} + V'_{\delta} = V_{\Pi} + \frac{\dot{m}\tau}{\rho} + \frac{\dot{m}_{3\Lambda X}\tau_{3\Lambda X}}{\rho},$$

где \dot{m} и $\dot{m}_{3\Lambda X}$ – массовые расходы компонента топлива на основном режиме и режиме захлаживания; $\tau, \tau_{3\Lambda X}$ – продолжительности испытания и режима захлаживания; ρ – плотность жидкости.

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

$$V_{\text{БАЛ}} = V_{\Gamma\Lambda Z} \frac{1}{K_{\Pi}} \cdot \frac{P_{\Pi}}{P_{\text{БАЛ}}} \cdot \frac{T_{\text{БАЛ}}}{T_{\Pi}}, \quad (2.21)$$

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

Минимальное конечное давление в баллонах определяется по формуле

$$p_{\text{бал}min} = p_{\Pi} + \Delta p_{\text{ред}} + \Delta p_{\text{маг.над}}, \quad (2.22)$$

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

$$K_{\Pi} = \frac{1 - P_{\text{БАЛ}min} - P_{\Pi}}{P_{\text{БАЛ}}}. \quad (2.23)$$

В лучшем случае K_{Π} составляет 0,8...0,9. Из выражения (2.23) определим начальное давление в баллонах наддува:

$$p_{\text{бал}} = \frac{P_{\text{БАЛ}min} - P_{\Pi}}{1 - K_{\Pi}}. \quad (2.24)$$

Зная объем баллонов (см. (2.20)), после выбора типа баллонов для газа наддува можно определить их количество, которое необходимо для компоновки отсеков и системы наддува [41].

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 современных 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. *Системы газоснабжения* включают компрессорные (рис. 2.10) или газификационные установки (рис. 2.11) 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 [41].

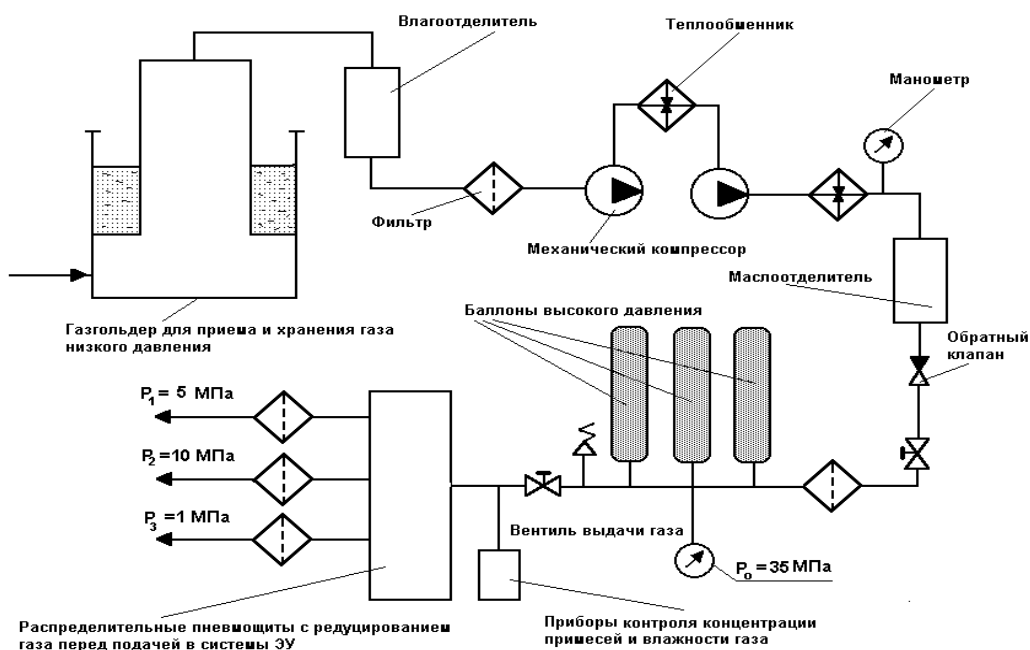


Рис. 2.10. Система газоснабжения с компрессорной установкой

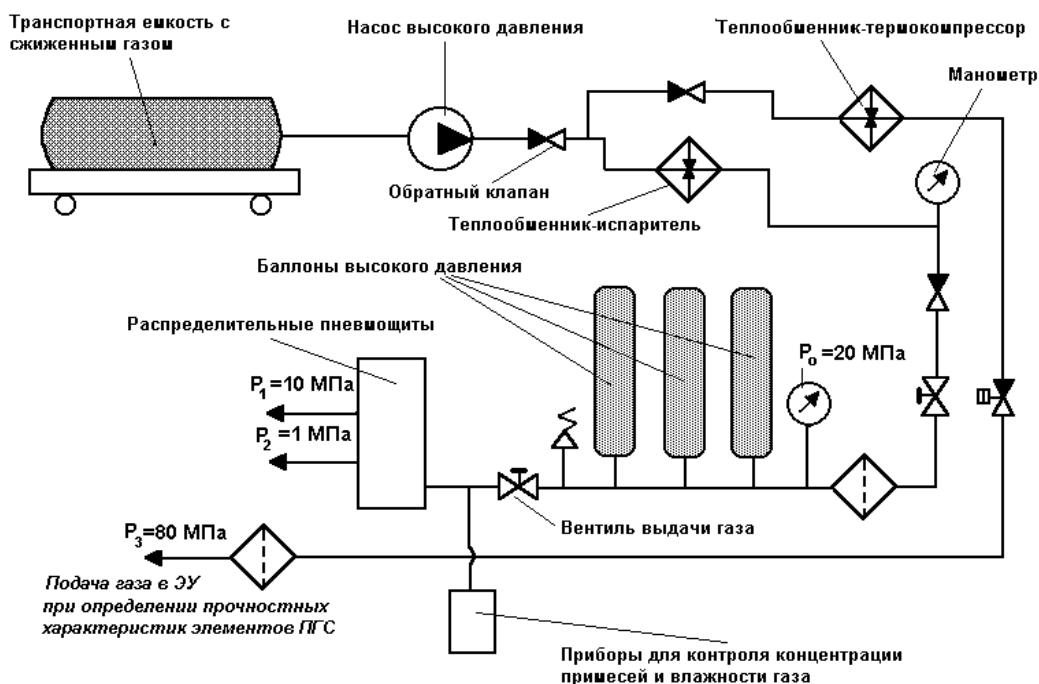


Рис. 2.11. Система газоснабжения с газификацией криогенного компонента

4. Газоотражательные устройства и системы защиты. Газоотражательные устройства служат для отвода высокотемпературных газов выхлопных струй ракетного двигателя и защиты силовых элементов испытательного стенда (стартового комплекса) и могут быть выполнены в открытом (см. рис. 2.3) или закрытом исполнении (рис. 2.14,в) в зависимости от параметров и характеристик двигателя.

Открытый газоотражатель (газовый лоток) вертикального стенда для испытаний ЖРД или ДУ (см. рис. 2.3) 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:

$$L = (30 \dots 50) d_a,$$

где d_a – диаметр выходного сечения сопла.

Газоотражательные устройства стендов могут быть охлаждаемыми и неохлаждаемыми.

Наибольшее распространение получили системы защиты газоотражателя с охлаждением выхлопной струи двигателя, представленные на рис. 2.12. 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 $p_{п.в} > p_0^*$ (см. рис. 2.12,а);
- насадки, введенные в струю, в которых $p_{п.в} < p_0^*$ (см. рис. 2.12,б);
- воздушно-водяные эжекторы (см. рис. 2.12,в).

Здесь $p_{п}$ – давление подачи воды; p_0^* – давление заторможенного потока в струе.

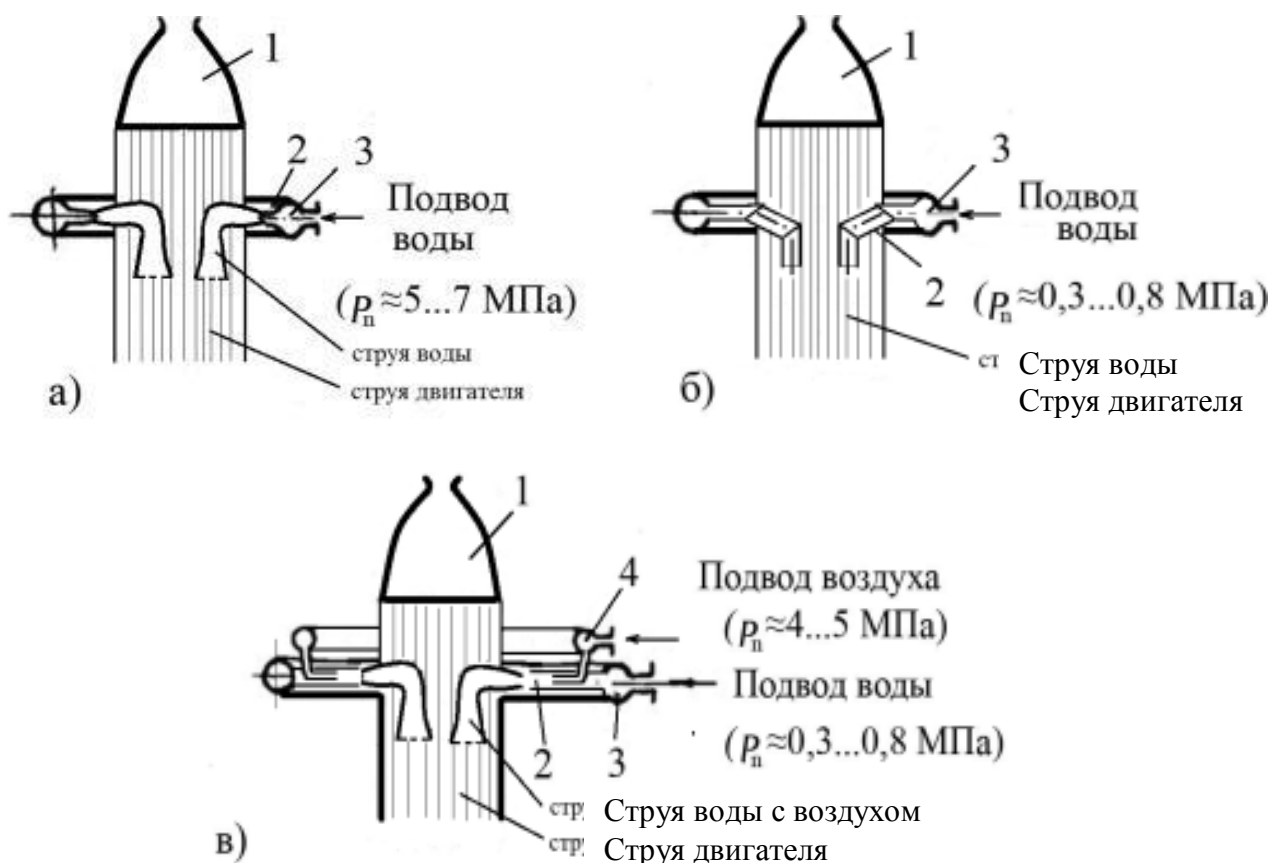


Рис. 2.12. Система охлаждения высокотемпературной струи ЖРД:

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

Устройства, представленные на рис. 2.12,а и 2.12,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 $p_{п} = 0,4...0,8$ МПа, что позволяет значительно упростить систему за счет использования серийных низконапорных насосов большой производительности (см. рис. 2.12,б). Кроме того, система отличается

универсальностью, позволяющей проводить ее быструю переналадку и настройку при испытаниях различных ДУ на стенде.

В выхлопную струю на расстоянии (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 [41].

Уравнение сохранения энтальпии записывается в виде:

$$I_T - \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot I_i^{T^*}}{\sum_{i=1}^n m_i \cdot \mu_i} = K_1 \left(\frac{I_{H_2O}^{T^*}}{\mu_{H_2O}} - I_{H_2O} \right) + K_2 (I_{B3}^{T^*} - I_{B3}), \dots\dots\dots(2.25)$$

где I_T – полная энтальпия топлива; $\frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot I_i^{T^*}}{\sum_{i=1}^n m_i \cdot \mu_i}$ – 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; $K_1 = \frac{\dot{m}_B}{\dot{m}_T}$ – отношение секундных массовых

расходов охлаждающей воды и компонентов топлива через ДУ; $K_2 = \frac{\dot{m}_{B3}}{\dot{m}_T}$ – отношение

секундного массового расхода эжектируемого струёй воздуха к секунднему 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 (2.25) 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 топливных 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 [25, 41].

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 автоматизированного управления и регулирования технологическими процессами (АСУ ТП). На рис. 2.13 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 системой подачи компонентов топлива.

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

$$p_k = \frac{m \beta_{КС}}{F_{кр}}, \quad (2.26)$$

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

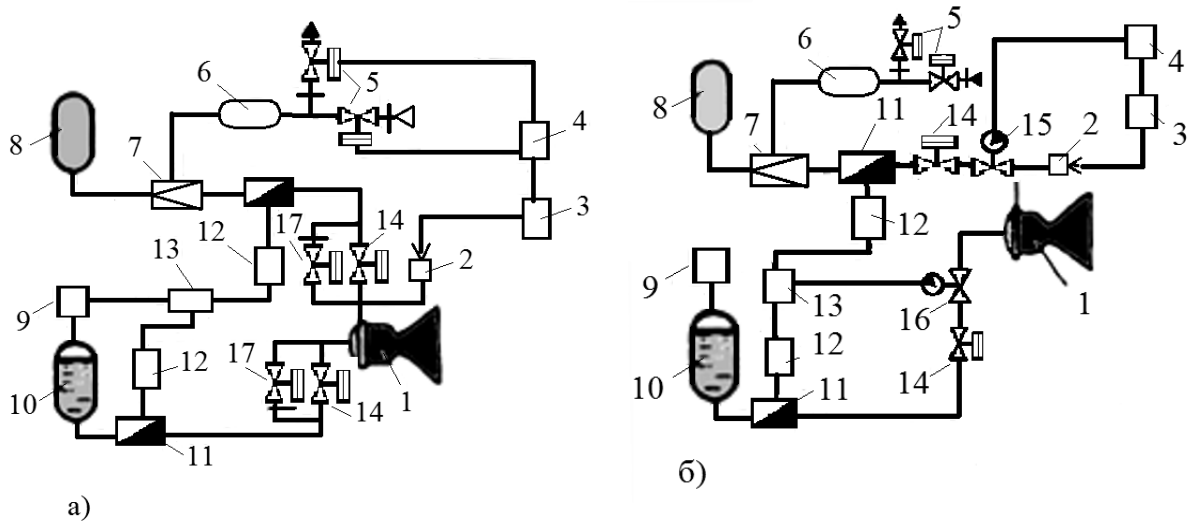


Рис. 2.13. Схемы регулирования p_k и k_m на стенде с вытеснительной системой подачи:

а – изменением давления в баке окислителя и за редуктором подачи горючего;
б – изменением гидравлического сопротивления в магистралях регуляторами расхода окислителя и горючего; *1* – камера сгорания; *2* – датчик давления; *3, 12* – усилитель-преобразователь измерительных сигналов; *4, 13* – 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 (рис. 2.13,*а*) или изменением настройки регулятора расхода (угла поворота привода дросселя) *15* (рис. 2.13,*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* (рис. 2.13,*а*) или на регулятор расхода окислителя *16* (рис. 2.13,*б*) [23, 41 и 69].

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.

САЗ 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 [23].

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 [23, 41].

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, 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 [40, 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 двигателя и удельного комплекса давления в камере сгорания β_{kc} .

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

$$\Delta I_y(\Delta \beta_{kc}) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta_i^2 + \Delta_\Gamma^2},$$

где ΔI_y – предельная погрешность определения удельного импульса тяги; $\Delta \beta_{kc}$ – 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); Δ_Γ – погрешность градуировки [40].

Погрешность оценки основных параметров двигателя: удельного импульса тяги I_y и удельного комплекса давления в камере сгорания β_{kc} с применением указанных средств и методов измерений составляет 0,4...0,5 % [41].

7. Система электроснабжения ИИС, СУ и вспомогательных систем (грузоподъемных устройств, оборудования стенда). Система электроснабжения должна иметь дублированное питание ИК высоким напряжением (6 кВ) по двум вводам с подключением автоматов бесперебойного питания напряжениями 380/220 В, 36 В и 27 В и 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, 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 ТБИС-97, 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 улавливания и нейтрализации токсичных и взрывоопасных выбросов, представленные на рис. 2.14. Это в основном дренажные выбросы из баков при заправке, 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 и других эффектов.

В указанных системах применяются в основном термический метод, основанный на дожигании газов с добавлением окислителя или горючего (см. рис. 2.14,*а*), и абсорбционный метод, основанный на поглощении вредных выбросов (газов) химическими соединениями (см. рис. 2.14,*б*) [23].

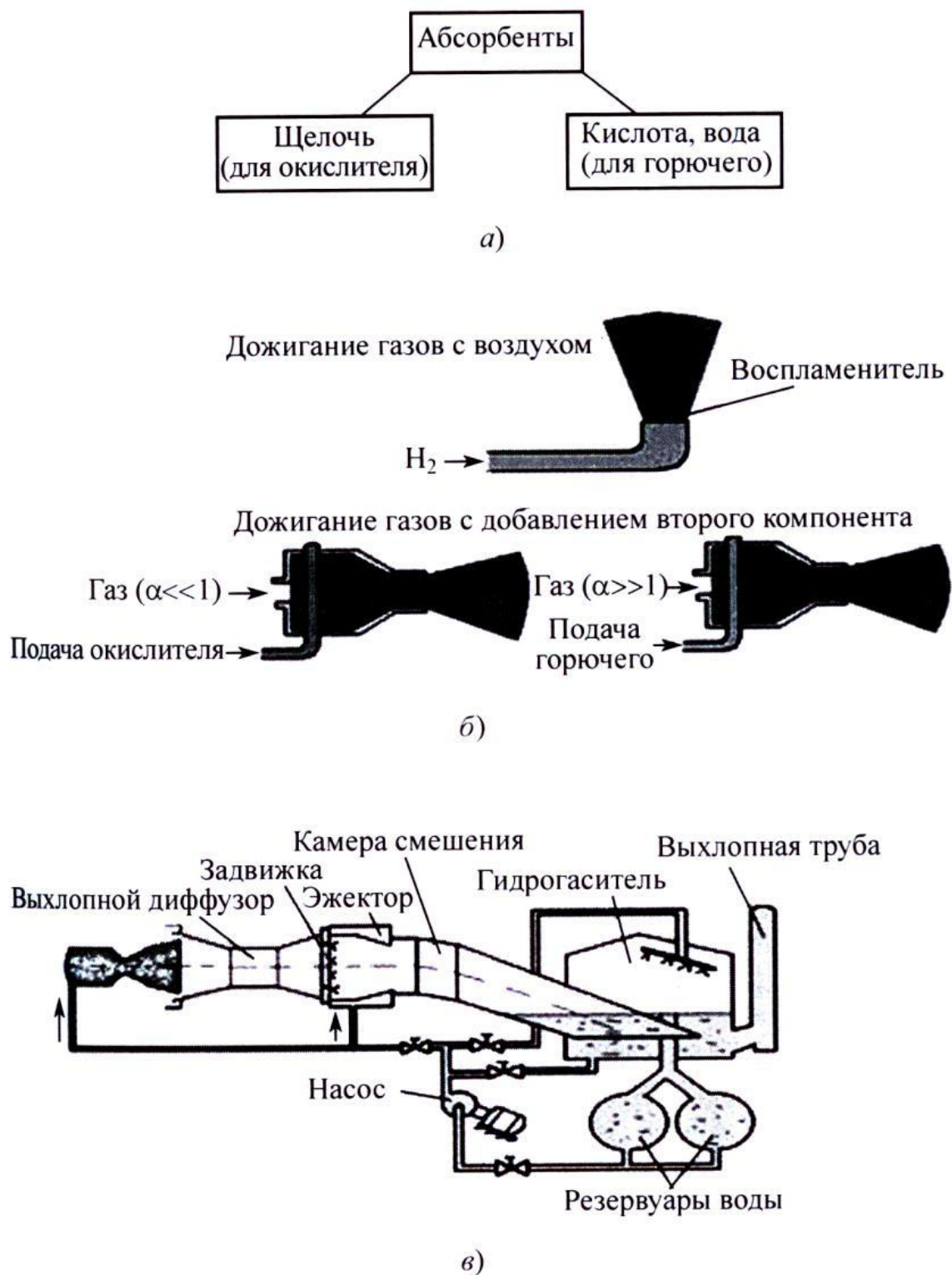


Рис. 2.14. Системы нейтрализации и дожигания проливов и выбросов КРТ:
a – с использованием абсорбционного метода; *б* – с использованием термического метода; *в* – с отводом продуктов сгорания в тракт с выхлопным диффузором, эжектором, камерой смешения – гидрогасителем и выхлопной шахтой

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 громоздкие, эффективность их мала и вопрос их применения решается в комплексе с учетом необходимости обеспечения глушения шума и светомаскировки.

Для примера (см. рис. 2.14,в) показана 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.) [26].

Известно [5, 30], 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 ($k_m = \dot{m}_O / \dot{m}_T$); \dot{m}_O, \dot{m}_T – секундные массовые расходы окислителя и горючего. Поэтому в кислородно-керосиновых двигателях, работающих при $\alpha_{дв} < 1$, образуется большое количество окиси углерода CO и свободного H_2 . Так, в выхлопных струях указанного ЖРД содержится до 32 % CO и до 8 % H_2 . Применение специальных дожигателей за выхлопным диффузором обеспечивает эффективное дожигание газов за счет подачи в них кислорода и воды [26, 41].

Принципиальная схема газодинамического тракта испытательного стенда для испытаний крупноразмерных ЖРД с системой дожигания окиси углерода представлена на рис. 2.15 и включает бронеканеру 1, диффузор 2, дожигатель 3 и выхлопную трубу 4.

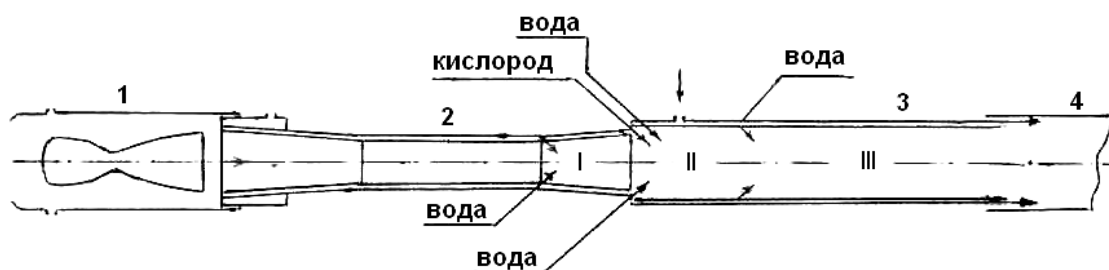


Рис. 2.15. Принципиальная схема газодинамического тракта с системой дожигания окиси углерода:

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 подсасывании воздуха в дожигатель. Во второй зоне дожигателя расход СО за счет реакции с водой и кислородом уменьшается до значения $m_{со} \approx 2$ %, определяемого равновесными условиями при $T = 1800$ 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 $T \approx 1200$ 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. 2.16 [65].

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 и гидрогасительным устройствами и трубой рассеивания (см. рис 2.14). Схема ИК представлена, см. рис. 2.16. 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" [41].

В процессе вышеуказанных испе 100 : 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 [41, 65].

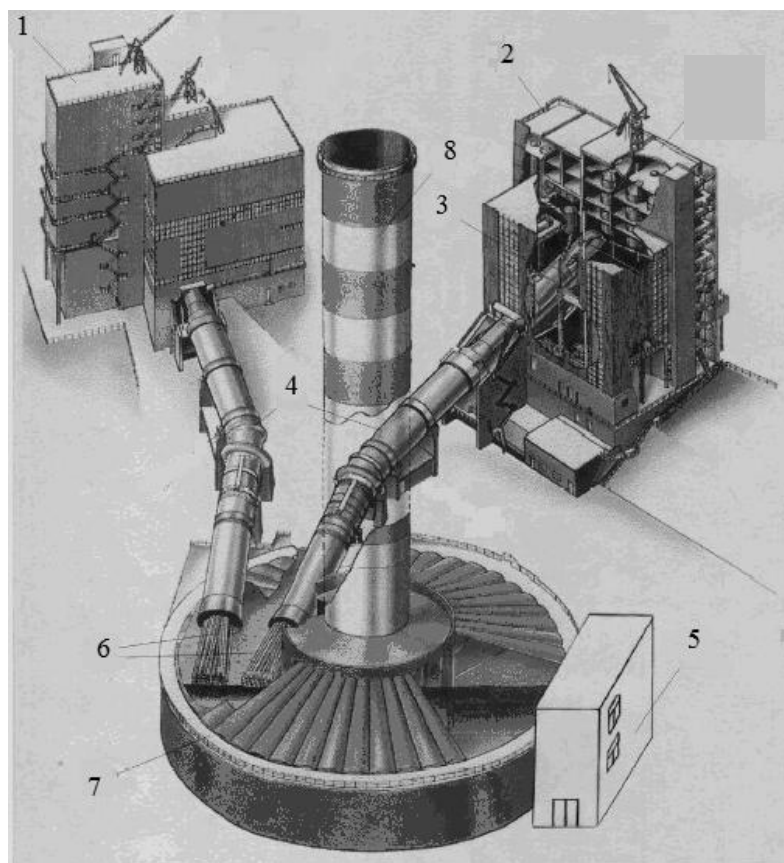


Рис. 2.16. Стенды № 1 и 2 испытательного комплекса ОАО “Энергомаш им. академика В.П. Глушко”:

1 – стенд № 1; 2 – стенд № 2; 3 – бронекamera; 4 – газодинамический тракт с системой дожигания продуктов сгорания; 5 – насосная станция системы шумоглушения; 6 – узлы ввода; 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.

2.2.2. 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. 2.17).

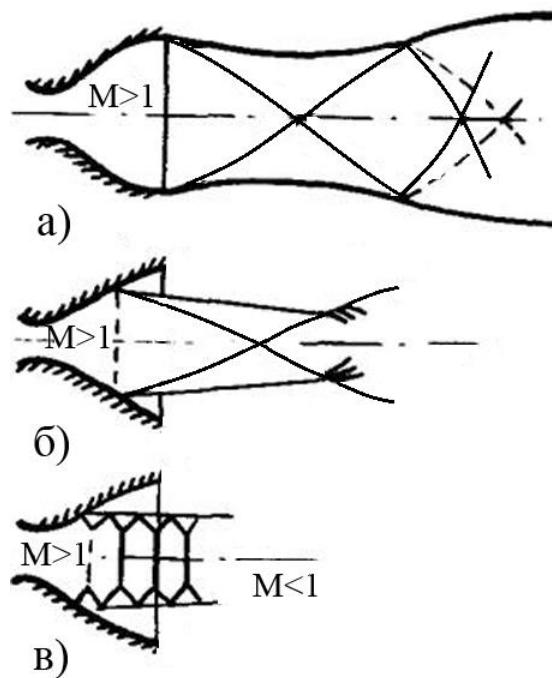


Рис. 2.17. Истечение газов из сопла на режимах перерасширения:

a – 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 $p_{отр} \approx 20 \dots 40$ 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 [1, 5, 23].

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;

– бандаж, 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 [25].

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. 2.18).

Простейшим устройством является предварительно вакуумированная барокамера, в которую натекают газы из сопла двигателя, повышая давление в ней. В представленном на рис. 2.19,*a* устройстве масса расходуемого топлива m_T , как правило, ограничена, которая может быть определена из уравнения Клапейрона-Менделеева

$$m_T < \frac{p_6 V_6}{RT_6}, \quad (2.27)$$

где p_6 – допустимое давление в барокамере объемом V_6 при температуре газов T_6 .

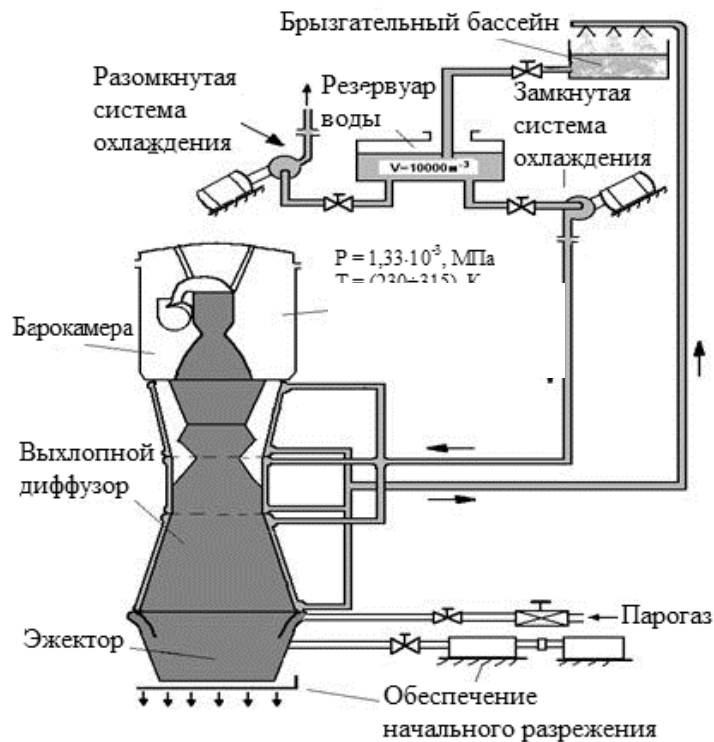


Рис. 2.18. Системы испытательного стенда для имитации высотных условий при огневых испытаниях двигателей ЛА

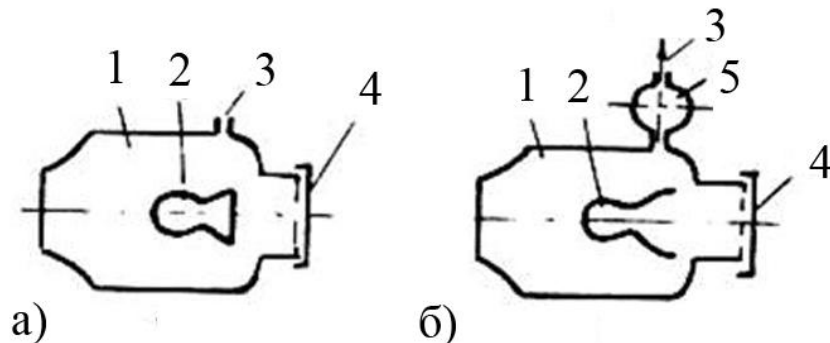


Рис. 2.19. Схемы стенда для высотных испытаний двигателей с барокамерой (а) и с барокамерой с подключением дополнительной емкости (б):

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

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. 2.19,б).

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 [25, 41, 87].

К первой группе относятся системы, представленные на рис. 2.18 и 2.20. 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 [26, 41].

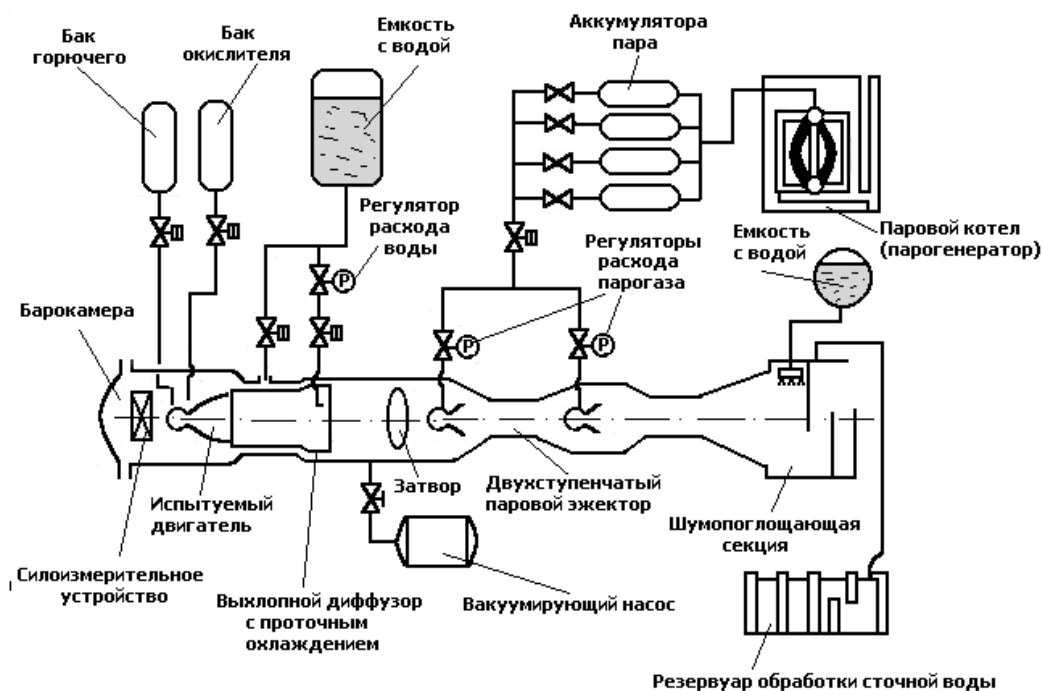


Рис. 2.20. Схема высотного стенда для испытаний двигателя с двухступенчатой эжекторной системой откачки газов

Для примера на рис. 2.21 показано устройство шумоглушения с диффузором и водяными рассекателями выхлопной струи, которое применялось при испытаниях кислородно-водородного двигателя РД0120 (тяга 1900 кН) на испытательном стенде НИЦ РКП.



Рис. 2.21. Испытание ЖРД РД0120 на стенде с устройством глушения шума

На стенде фирмы Мицубиси (Япония) 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. 2.20). 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. 2.22 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 [23, 41].

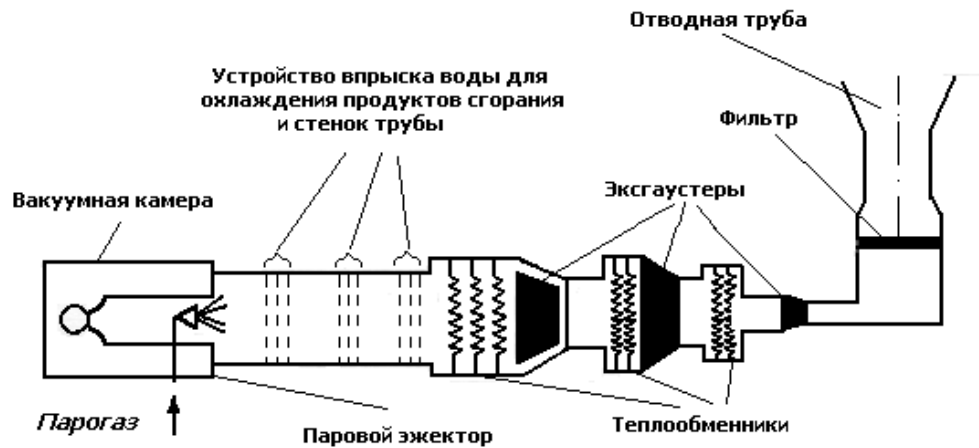


Рис. 2.22. Схема системы имитации высотных условий с конденсационными устройствами в центре им. Арнольда

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-Л3), КВД1 (разгонного блока 12КРБ РН “GSLV”) и двигателя 11Д58М (разгонного блока “DM-SL” РН “Зенит-3SL”). Выхлопной диффузор представляет собой обратное сопло Лавала, в котором происходит восстановление давления до атмосферного посредством системы последовательных ударных волн и постепенного замедления скорости потока до звуковой [41]. Отличительной особенностью применяемых диффузоров является имитация высотных условий только на маршевом режиме после запуска диффузора (рис. 2.23). 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.

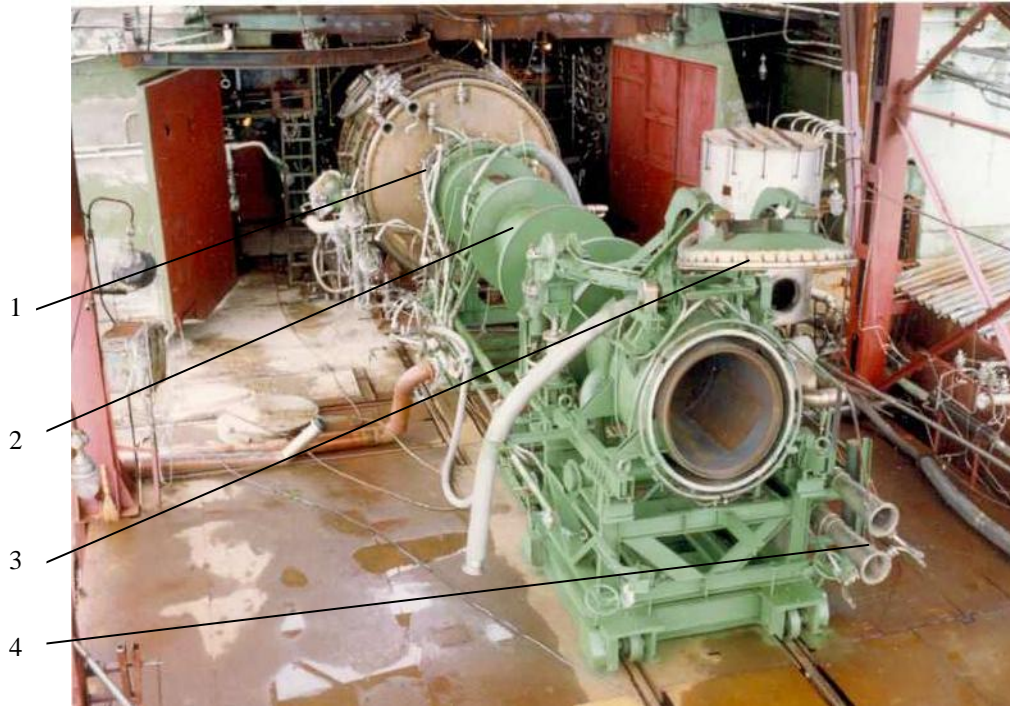


Рис. 2.23. Барокамера с выхлопным диффузором для имитации высотных условий при испытаниях двигателей типа КВД1 на стенде ФКП “НИЦ РКП”:
 1 – барокамера; 2 – выхлопной диффузор; 3 – клапан-захлопка; 4 – эжектор

Расчет параметров диффузора. 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

$$\lambda_i \cdot \lambda_i^1 = 1, \quad (2.28)$$

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

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

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

$$\sigma = \frac{p_h p_6^*}{p_6^* p_0^*} \sigma_{\text{вых}} \cdot \sigma_{\text{ПС}}, \quad (2.29)$$

где $\sigma_{\text{ПС}}$ – 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}_Γ) по тракту диффузора можно определить давление в камере, соответствующее моменту запуска диффузора, из выражения (2.29):

$$p_{0\text{зап}}^* = \frac{p_h}{\sigma}. \quad (2.30)$$

Чем больше поджатие диффузора, тем меньшее давление в камере требуется для запуска диффузора. Поэтому площадь горла F_Γ стремятся делать меньше, но есть предельная величина, исключающая запирающие 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

$$p_{0\text{зап}}^* = \frac{p_h}{\sigma_{\text{зап}} \cdot \sigma_{\text{ВЫХ}}}, \quad (2.31)$$

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

$$\bar{\sigma} = 0,51\phi + 0,31, \quad (2.32)$$

где коэффициент $\phi = \frac{F_a}{F_\Gamma}$ – характеризует степень поджатия горла диффузора [41].

Рассмотрение зависимостей (2.29)...(2.31) 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. 2.24). 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.

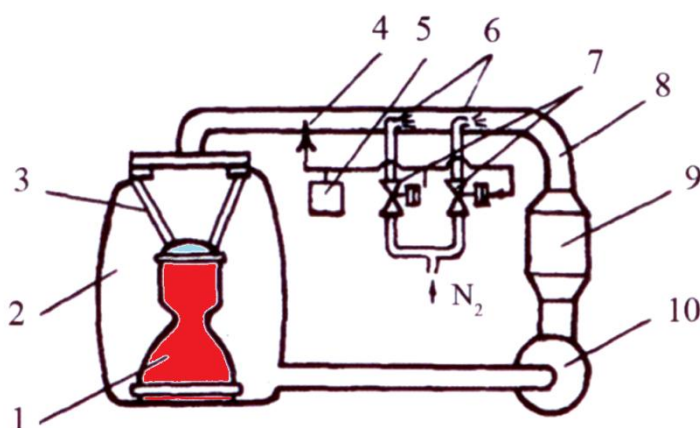


Рис. 2.24. Схема система имитации тепловых воздействий на конструкцию двигателя:

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. 2.25 приведена схема такой системы.

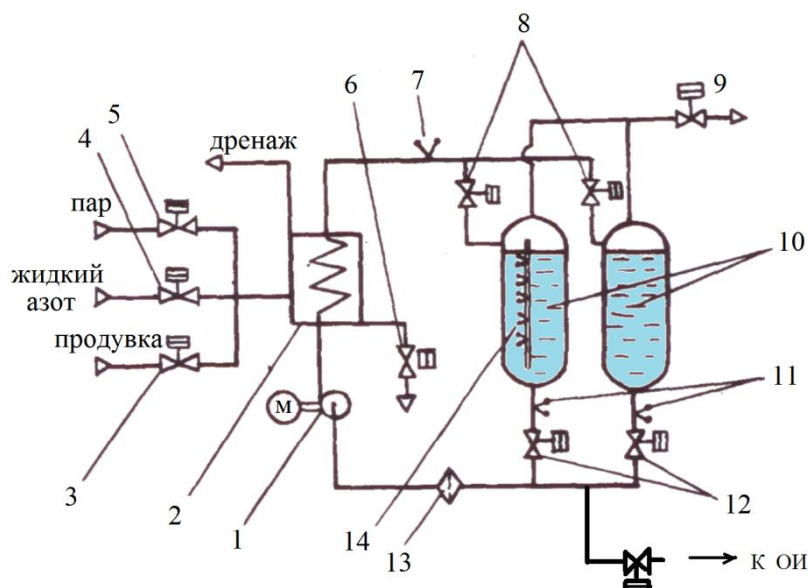


Рис. 2.25. Схема системы имитации тепловых воздействий на топливо:

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 *I* 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. 2.4) 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 [23, 43].

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. 2.26. 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.

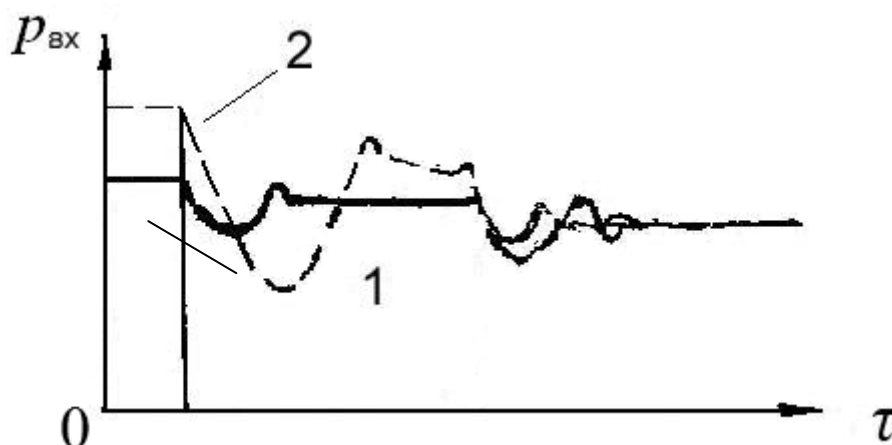


Рис. 2.26. Изменение давления на входе в насос при запуске двигателя в составе стендовой и объектовой систем питания:
 1 – летные испытания; 2 – стендовые испытания

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 $M = \mathcal{G} / a$, безразмерных волновых сопротивлений $\rho \mathcal{G} l / p$ и относительных потерь на трение $\Delta p / \rho$. 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 [40].

Для обеспечения соответствия характеристик переходных процессов однофазных потоков необходимо выполнение условий

$$\sum_{i=1}^n \left(\frac{l}{F} \right)_{iCT} = \sum_{i=1}^n \left(\frac{l}{F} \right)_{iЛА}; \quad (2.33)$$

$$\sum_{i=1}^n (\Delta p)_{iCT} = \sum_{i=1}^n (\Delta p)_{iЛА}, \quad (2.34)$$

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:

$$(p_{вх})_{CT} = (p_{вх})_{ЛА}. \quad (2.35)$$

Для воспроизведения на стенде колебательных процессов, обусловленных сжимаемостью жидкости, с теми же параметрами, что и на ЛА, наряду с указанными условиями имитации (2.34)...(2.35) необходимо обеспечивать равенство частот первых тонов собственных колебаний топлива во входных магистралях питания стенда и ЛА:

$$f_{жст} = f_{жла}. \quad (2.36)$$

Подключение разделительной емкости (рис. 2.27) выполняется по проточной или непроточной схемам.

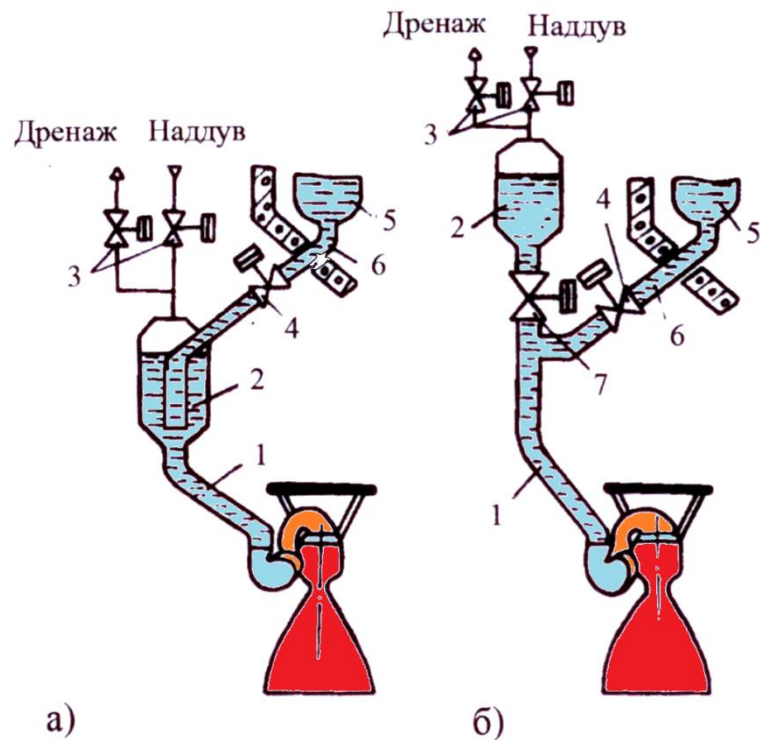


Рис. 2.27. Подключение разделительной емкости:

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* – стеновой трубопровод; *7* – клапан

При работе с разделительной емкостью *2*, выполненной по проточной схеме (рис. 2.27,*а*), клапан *4* при запуске должен быть закрыт, объектовый *1* и стеновой *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. 2.27,*б*) более универсальна, так как позволяет отключать емкость *2* при помощи клапана *7*.

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. 2.28 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 [40, 41].

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

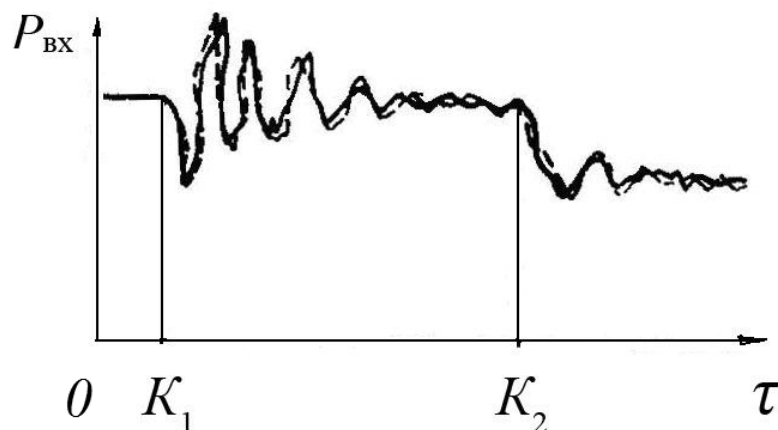


Рис. 2.28. Осциллограммы изменения давления на входе в насос при запуске:
 — — с питанием от разделительной емкости на стенде; ---- — при ЛКИ; K_1 — команда на запуск; K_2 — команда на переход на главный режим работы

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.

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 [49].

Непродолжительное состояние невесомости может быть достигнуто также с помощью специально оборудованного самолета, выполняющего маневр по кеплеровской траектории. ДУ при этом монтируется в контейнере, устанавливаемом в фюзеляже самолета. Технические характеристики получаемых траекторий, позволяющих достигать полной невесомости в течение определенного времени (например, 18...19 с), и применяемое оборудование на летающей лаборатории будут рассмотрены в разделе 5.2.

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 внутрибаковых 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 [41].

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:

$$c = K \cdot p, \quad (2.37)$$

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_n .

Для проверки влияния насыщения компонентов топлива газами стенды оснащаются системами принудительного газонасыщения.

На рис. 2.29 представлена схема системы насыщения газом компонентов топлива. 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.

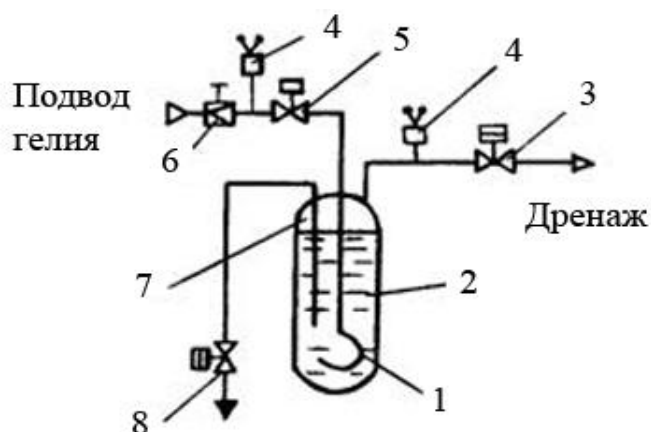


Рис. 2.29. Схема системы насыщения газом компонента топлива:

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

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 %.

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 [41].

3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЖРД И ДУ

3.1. Основы проектирования и безопасной эксплуатации испытательных комплексов ЖРД и ДУ

Основы устройства и безопасной эксплуатации испытательных комплексов ЖРД устанавливаются отраслевыми правилами Требования к устройству и безопасной эксплуатации испытательных станций (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 тетроксид (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 [26].

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 разделяются на четыре класса 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 тетроксид (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 тетроксид – токсичная жидкость. Предельно допустимая концентрация – 5 мг/м³. Меры безопасности при производстве и транспортировке АТ достаточно отработаны. Однако аварии при хранении и транспортировке приводят 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.

Таблица 3.1

Санитарно-гигиенические нормы КРТ

Наименование КРТ, химическая формула	Плотность при 0 ⁰ С 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=20К	-	-	-	-
СПГ, метан (CH ₄)	0,424 при T=111,5К	-	-	-	-
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=90К	-	-	-	-

Водород жидкий, СПГ (метан CH₄) и кислород жидкий не токсичны, но при эксплуатации систем с указанными КРТ необходимо учитывать их пожаро- и взрывоопасность (особенно водорода в смесях с кислородом и воздухом) [26, 27, 41, 90].

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 ПА. 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[20, 26].

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

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 3.3

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 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) [23].

КРТ хранятся 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, в частности, практически безинерционный метод, основанный на добавлении 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 операций. Перед проведением заправки и испытания системы с КРТ должны быть проверены на герметичность и проведены автономные и комплексные испытания систем автоматики и управления.

Нейтрализация, улавливание токсичных и взрывоопасных газов и топлив производится с помощью методов и устройств, которые будут рассмотрены ниже.

Принципиальные схемы систем нейтрализации. Многие промышленные производства основаны на технологических процессах с применением воды. Без воды, как и без энергии, они не могли бы работать. Каждому человеку в день необходимо потреблять 2 – 2,5 л воды. 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 км^3 в год. Если ее не очищать, то всех рек мира (а их годовой суммарный сток – около 40 тыс. км^3) 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 России, США, Японии и других 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 осаждение взвесей, фильтрацию, аэрацию (обогащение кислородом), биохимические процессы и хлорирование. Кроме того, во многих системах для очистки питьевой воды вместо хлорирования используют озонирование. Указанные выше принципы очистки используются также в системах нейтрализации проливов (выбросов) КРТ. Во-первых, 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.

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 (эжекция).

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 и других эффектов [26].

3.2. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей

Экологическая безопасность испытаний и отработки двигательных установок летательных аппаратов в основном определяется применяемыми компонентами ракетного топлива. Многие КРТ отличаются высокой химической активностью, токсичностью, взрыво- и пожароопасностью. 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, тетроксид 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 содержащие 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 тетроксид + НДМГ [30]. 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). Таким образом, появляется возможность влияния на образование NO_x изменением коэффициента избытка окислителя $\alpha_{\text{дв}}$.

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.

Итак, 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 вызывают скопление в районе старта большого количества продуктов сгорания, загрязнение облаков, выпадение кислотных дождей и изменение погодных условий на 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 [88].

Экология применения ракетных компонентов топлива и продуктов их сгорания.

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/м³. Однако даже при максимальном темпе пусков общий сравнительный приток CO в атмосферу от использования ракет незначителен. От неполного сгорания горючего в промышленных печах, котельных и автомобилях в атмосферу поступает 300 млн т окиси углерода в год.

Другим вредным компонентом продуктов сгорания является двуокись углерода CO₂, приводящая к так называемому "парниковому эффекту". Выбросы CO₂ в продуктах сгорания ракетных двигателей также пренебрежимо малы по сравнению с другими источниками. Например, масса CO₂, поступающая в атмосферу при сжигании нефти, составляет 8 трлн т в год.

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, содержащих тонны невыработанного НДМГ, который проникает в почву и, хорошо растворяясь в воде, может распространяться на большие расстояния. Азотный тетроксид 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 "Протона" показали, что зона заражения грунта при падении одной ступени занимает площадь ~ 50 тыс. м² с поверхностной концентрацией в центре 320 – 1150 мг/кг, что в тысячи раз превышает предельно допустимую концентрацию. В настоящее время не существует эффективных способов нейтрализации зараженных зон горючим НДМГ [88, 92].

Следует отметить, 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 150...200 кг.

НАСА в течение длительного времени изучает 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 стартами в районе Плесеца 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 [41].

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 [26].

3.3. Экологические нормы и технология испытаний ЖРД и ДУ при использовании различных компонентов ракетного топлива

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 2.1.

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. В 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 [26, 41].

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 [20, 21] 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.

В процессе испытания кислородно-водородных двигателей и их агрегатов для воспламенения выбросов водорода в основном использовались малогабаритные пирозапалы с временем горения 11 с, длиной факела до 1 м и температурой факела 1100-1200 К. Основным недостатком указанных устройств является одноразовость действия. Для повторного включения поджигающего устройства необходимо произвести перезарядку (установку нового пирозапала), подключение и проверки цепей управления. В процессе длительных испытаний повторное воспламенение выбросов водорода при перерывах подачи может быть осуществлено пороховым ПУ за счет поддержания

дежурного факела от сжигания малого расхода водорода, подаваемого через специальные насадки в зону смешения струи и установки пирозапалов.

Рассмотренные устройства являются сложными в конструктивном исполнении, не экономичны и не обеспечивают постоянной готовности системы для включения в возможных аварийных ситуациях. Кроме того, для получения факела длиной свыше 1 м расход газа и, следовательно, масса порохового заряда возрастает, что не обеспечивает требуемой безопасности обслуживания системы.

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 [21, 23] исследованы характеристики различных типов поджигающих устройств. Конструктивные схемы некоторых из них представлены на рис. 3.1.

При испытании *двигателей однократного включения* можно применять ПУ с пороховым зарядом, например, со временем горения 11 с и длиной факела $l_{\phi} = 0,3...1,0$ м (рис. 3.1,а);

При испытании *двигателей многократного включения* целесообразно применять ПУ с электрозажиганием с подачей в них газообразного водорода и эжектируемого воздуха (рис. 3.1,б);

При испытании *двигателей с истечением газов в замкнутой объем или в среду с повышенным содержанием инертного газа* следует применять ПУ двухкомпонентного типа (рис. 3.1,в) с подачей водорода и воздуха от стендовых систем или ПУ с пороховым зарядом [21, 22].

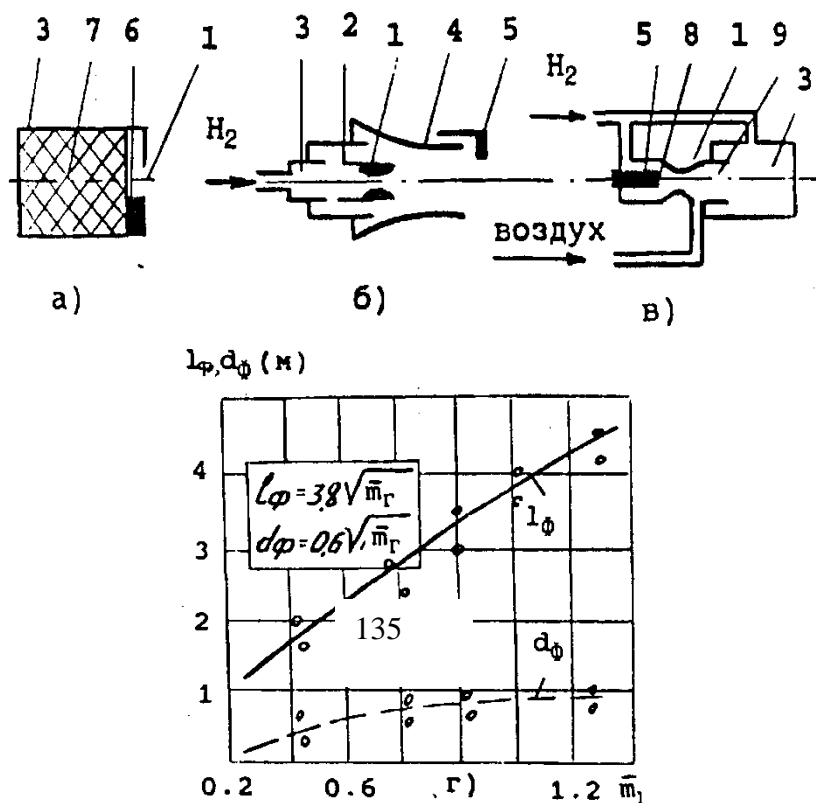


Рис. 3.1. Схемы поджигающих устройств:

a – с пирозапалом; *б* – эжекторного типа; *в* – двухкомпонентного типа; *г* – зависимость l_ϕ , d_ϕ от \dot{m}_1 ; 1 – сверхзвуковое сопло; 2 – боковые отверстия; 3 – камера; 4 – насадок; 5 – электрическая свеча; 6 – воспламенитель; 7 – пирозапал; 8 – камера разогрева водорода; 9 – форкамера

Так, в устройстве эжекторного типа (см. рис. 3.1,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. 3.1,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. 3.2 и 3.3 представлены схемы установки поджигающих устройств для воспламенения выбросов из сопла камеры сгорания и в полости выхлопного диффузора при испытаниях двигателя.

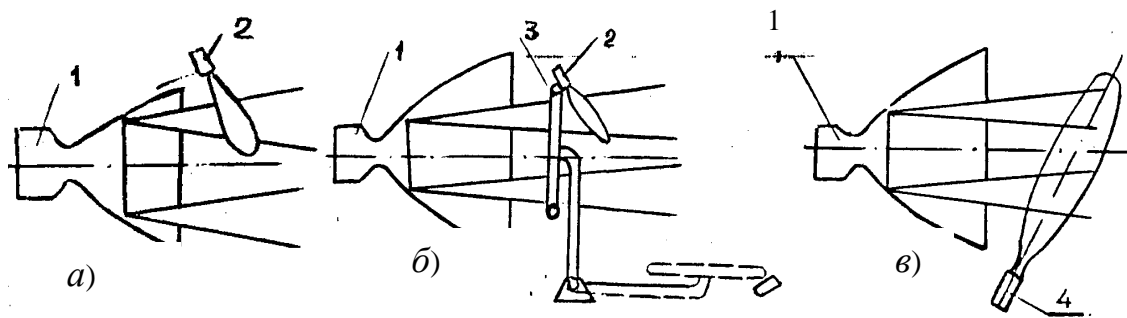


Рис. 3.2. Схемы установки ПУ для воспламенения выбросов:

a, б – однократного; *в* – многократного включения;

1 – камера; *2* – пирозапалы; *3* – кольцо со штативом; *4* – ПУ многократного включения

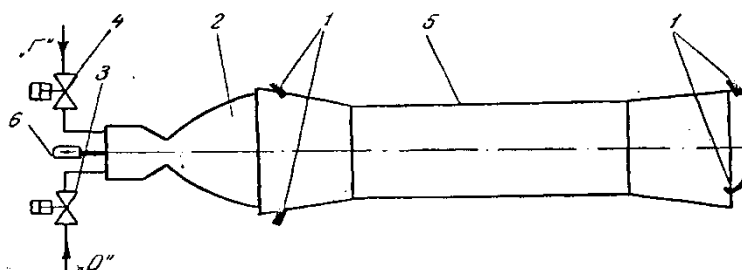


Рис. 3.3. Схема установки пирозапалов при испытании двигателя с выхлопным диффузором:

1 – пирозапал; *2* – камера сгорания; *3, 4* – клапаны подачи компонентов в двигатель; *5* – выхлопной диффузор; *6* – тягоизмеритель

На рис. 3.4 и 3.5 представлены схемы устройств для дожигания выбросов водорода при автономных испытаниях газогенераторов, ТНА и проведении технологических операций на стенде (захолаживание систем, заправка и др.).

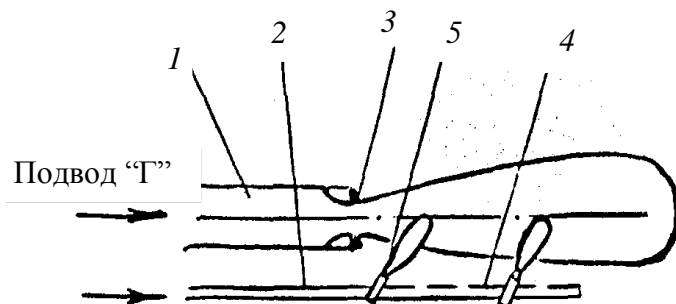


Рис. 3.4. Стендовый дожигатель газа в свободной струе:

1 – труба подвода основного расхода; *2* – труба подвода "Г" для дежурного факела; *3* – стабилизатор; *4* – коллектор; *5* – пирозапал

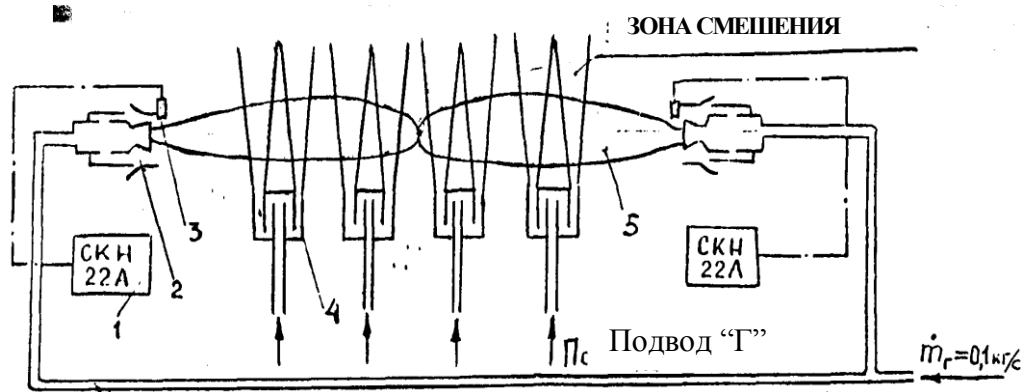


Рис. 3.5. Схема стендового блочного дожигателя:

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 иницирования. 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 иницирования. Известно, что наиболее легко детонация возбуждается ударной волной. Возможность детонации в открытом пространстве исследовано в работах [16, 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 иницирования (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 Н₂. 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:

$$\Delta p_{взр} = \left(\frac{1,06}{R} + \frac{4,3 \cdot \sqrt[3]{B}}{R^2} + \frac{14 \cdot \sqrt[3]{B^2}}{R^3} \right) \cdot \sqrt[3]{B}, \text{ бар}, \quad (3.1)$$

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 Н₂ – тротиловый эквивалент водородно-воздушной смеси в стехиометрическом соотношении; m_{H_2} – масса выброшенного водорода при аварийной ситуации.

Формула (3.1) справедлива для значений приведенного расстояния от центра взрыва

$$\bar{R} = \frac{R}{\sqrt[3]{B}} = 1 \div 15. \quad (3.2)$$

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 холодным испытаниям 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 пожаровзрывопреждения и системой аварийной защиты, осуществляющих контроль определенных параметров двигателя и ДУ и прекращение испытания при их отклонениях от заданных величин.

По системам стенда: 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 двигателя.

При принятия 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. Степеней повреждения в случае возможной аварии 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 (3.1) и (3.2) показаны на рис. 3.6 соответственно для разомкнутого (полностью открытого) рабочего объема стенда при коэффициенте использования водорода во взрыве $z = 0,02 \dots 0,1$ и для замкнутого

рабочего объема при $z = 0,3 \dots 0,4$. 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 [23].

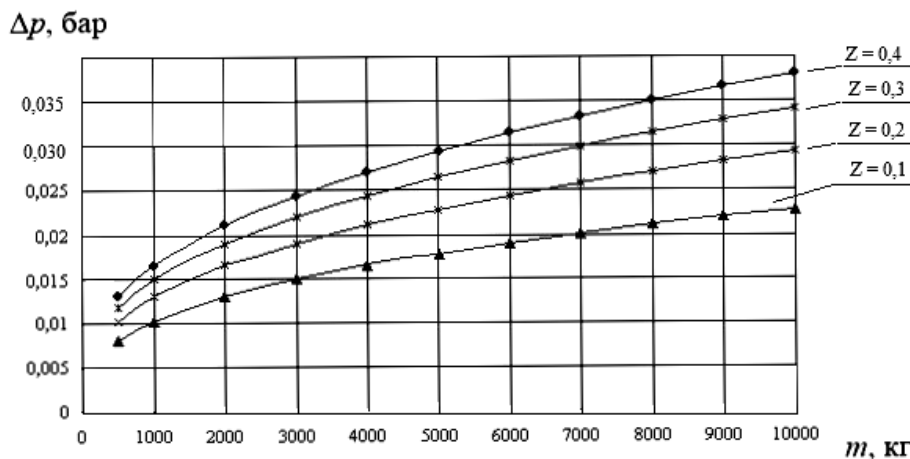


Рис. 3.6. Результаты расчета по формуле (3.1) избыточного давления во фронте ударной волны в зависимости от массы выброса водорода (m_{H_2}) и коэффициента участия его во взрыве (z) при допустимом расстоянии до жилого массива $R = 1100$ м (водородно-кислородная смесь)

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, приведенного на рис. 3.6, 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. Это показывает возможность проведения

испытаний на стенде НИЦ РКП ДУ верхних ступеней РН с полной заправкой топливного бака водородом (до 7000 кг) при выполнении дополнительного комплекса мер безопасности и парировании нештатных ситуаций, предусматривающих:

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

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

- внедрение датчиков контроля утечек водорода с инерционностью не более 1...2 с;

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

- применение активных средств флегматизации взрывоопасных смесей водорода с воздухом и кислородом в отсеках ДУ и стенда и др. [3, 41].

В частности, в работах Института структурной макрокинетики и проблем материаловедения РАН (ИСМАН) [3, 41] 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].

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, т. е. система должна парировать около 80 % потенциально возможных отказов в процессе проведения испытания [21].

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;
- параметры, применяемые топлива и схемные решения по двигателям и ДУ.

В 1972 г. НАСА официально объявило о начале работ по созданию орбитального корабля (ОК) МТКС “Спейс-шаттл”. ОК с тремя маршевыми двигателями SSME, рассчитанный на 55 полетов с межполетным регламентным обслуживанием, предлагалось использовать 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 несколько десятков полетов МТКС в год).

Проект обрел окончательный вид, который и был воплощен в жизнь, при этом система не стала полностью многоразовой. Орбитальный самолет выводился в космос двумя многоразовыми твердотопливными ускорителями (ТТУ), которые крепились по бокам подвесного топливного бака. В момент старта одновременно начинают работать двигатели двух ТТУ и три маршевых двигателя SSME, которые используют кислородно-водородное топливо из огромного подвесного бака[84]. На высоте 50 км ТТУ отделяются и на парашютах опускаются в океан, где их подбирает служба спасения. Затем отделяется пустой подвесной бак, который сгорает в плотных слоях атмосферы, и “Спейс-шаттл” выводился на орбиту. Приземляется орбитальный самолет на аэродром (рис. 3.7).

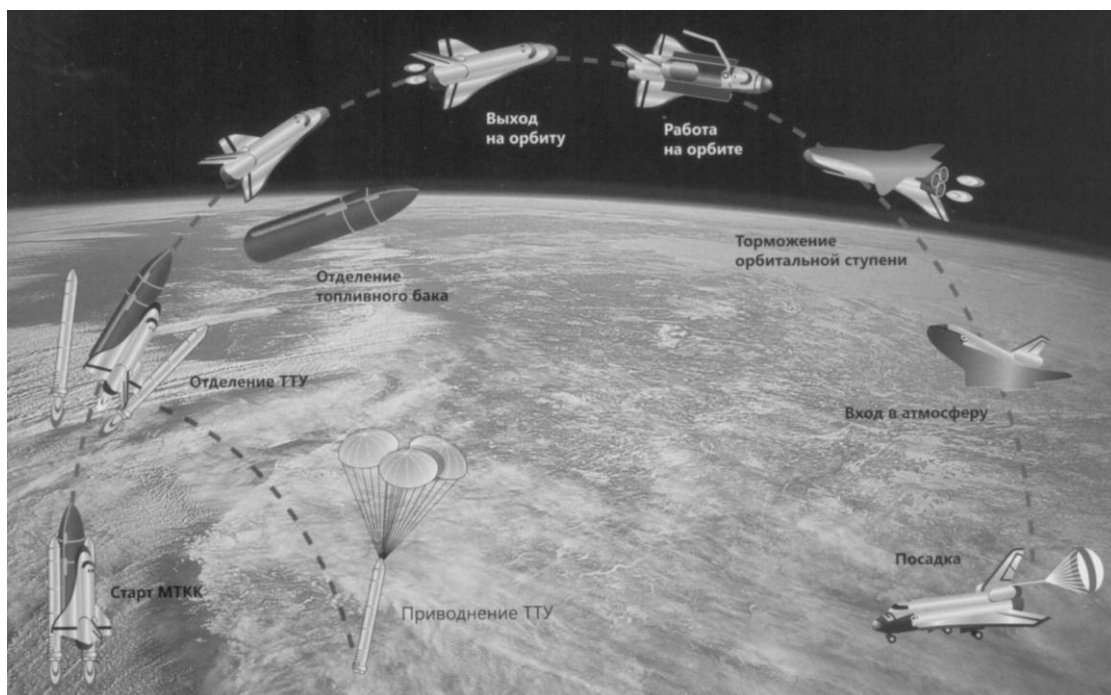


Рис. 3.7. Схема полета МТКС “Спейс-шаттл”

Слабым местом нового космического корабля была система аварийного спасения, вернее ее отсутствие. Имея большой экипаж на борту, “Шаттл” не обеспечивал им должный уровень безопасности. Астронавты не имели ни малейших шансов остаться в живых при серьезной аварии во время взлета или посадки. Экипаж не имел возможности покинуть неисправный корабль, он мог только посадить его в аварийном режиме на запасной аэродром или на воду. Только после взрыва ОК “Челленджер” в 1986 г. астронавты стали летать в специальных высотных скафандрах и получили возможность покинуть аварийный корабль на парашютах.

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

Кроме того можно отметить, что внешне ОК “Буран” оказался очень похожим на своего американского собрата, однако между ними были существенные различия. При аварии ракеты-носителя во время вывода на орбиту он мог автоматически отделиться и вернуться на Землю. Если нештатная ситуация произошла бы при приземлении, пилоты могли катапультироваться. На “Шаттле” такой возможности предусмотрено не было. Американский корабль садился с выключенными двигателями и только на ручном

управлении, тогда как “Буран” был оснащен посадочными тормозными двигателями и мог приземлиться в автоматическом режиме.

Всего было построено один опытный корабль “Энтерпрайз” и 5 орбитальных корабля: “Колумбия” (1979 г.), “Челленджер” и “Дискавери” (1982 г.), “Атлантис” (1985 г.) и “Индевор” (1991 г.). За тридцатилетний период эксплуатации, начиная с первого полета “Колумбии” (12 апреля 1981 г.), американские “Шаттлы” совершили 135 полетов, рекорсменом является “Дискавери”, который побывал в космосе 39 раз. ОК “Атлантис” 21.07.2011 г. совершил последний полет к МКС (рис. 3.8) и завершил эксплуатацию МТКС “Спейс-шаттл”. Это был 33-й полет “Атлантис” в космос, а для трех его маршевых двигателя SSME – 27-й полет.



Рис. 3.8. Старт шаттла “Атлантис” 21.07.2011 г., после приземления которого по программе закончилась эра многоразовых космических кораблей “Спейс-шаттл”

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 космических транспортных операций с использованием “челноков” не произошло и после выполнения программы полетов “челноки” ушли на покой и заняли места: ОК “Дискавери” в Национальном музее авиации и космонавтики Смитсоновского института в Вашингтоне, ОК “Индевор” – на вечной

стоянке в Калифорнийском научном центре в Лос-Анджелесе, а ОК “Атлантис” – в Космическом центре имени Кеннеди во Флориде.

Рассмотрение современных многоразовых космических проектов по орбитальным кораблям и используемым маршевым двигателям показывает, что с учетом такого обобщенного показателя как “стоимость и безопасность создания и эксплуатации” оптимальным является 10-кратное использование. Такие параметры, например, были заложены в новых проектах НАСА по созданию основных элементов спускаемого аппарата 6-местного космического корабля “Орион” взамен “Шаттлу”. Технологически “Орион” является прямым наследником космического корабля “Аполлон”, использующего приводнение на парашютах в водах Тихого океана при возвращении на Землю.

Также в ракетно-космических системах США, создаваемых по ракетно-космическим программам, взамен высоконапряженных двигателей SSME (тяга 2090 кН, давление в камере 23,0 МПа, $n=55$) предусматривается использование, например, более дешевых кислородно-водородных двигателей повышенной надежности RS-68 (тяга 3400 кН, давление в камере 9,7 МПа и удельный импульс тяги в вакууме 4059,2 м/с), J2X (тяга ~ 1300 кН) и др.

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

- на первых ступенях кислородно-керосинового или кислородно-метанового топлива;
- на верхних и разгонных ступенях – кислородно-водородного топлива.

Рассматривается возможность использования на первых ступенях РН указанных классов кислородно-керосиновых двигателей 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 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 для МРКС становится проблематичным. Это связано с тем, что достижение требуемого уровня безопасности для ЖРД с ДОГГ сопряжено со значительными, порою не оправданными трудностями и затратами, прежде всего, потому, что закрытая схема с окислительным газогенератором имеет повышенную склонность к возгоранию. Кроме того, аварийные процессы в высокотемпературной кислой среде развиваются настолько быстро ($< 0,02 \dots 0,06$ 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 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. Метан не ядовит, при сгорании с оптимальным соотношением дает продукты сгорания, состоящие из водяного пара и двуокиси углерода. В отличие от керосина проливы сжиженного природного газа (СПГ) 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°C при одинаковых внутрикамерных параметрах;
- сгорание метана с кислородом не вызывает сажеобразования, что позволяет использовать в схеме ЖРД дожигание восстановительного газогенераторного газа (ДВГГ);
- метан превосходит керосин по охлаждающим свойствам в широком диапазоне соотношения компонентов топлива.

Недостатками метана в сравнении с керосином являются:

- более низкая температура кипения ($T_{\text{кип}}=111,5$ К) и меньшая плотность ($\rho = 424$ кг/м³);

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

Исследования, проведенные в ЦНИИмаш, ИЦ им. М.В. Келдыша, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ОАО КБХА, ОАО “НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко” и КБХМ им. А.М. Исаева, показывают, что к числу основных преимуществ применения кислородно-метановых ЖРД в составе МРКС относятся:

– обеспечение повышенного удельного импульса тяги (примерно на 196 м/с) кислородно-метановыми ЖРД при умеренно напряженных параметрах (давление в КС 16...19 МПа) по сравнению с кислородно-керосиновыми ЖРД с высоконапряженными параметрами (давление в КС 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 (давление в КС 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 МРКС. Кроме того, стоимость двигателей, работающих по восстановительной схеме, значительно ниже, чем двигателей, работающих по окислительной схеме [56].

В ОАО КБХА и ОАО “НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко” проведены проектно-баллистические расчеты энергомассовых характеристик кислородно-метановых ЖРД, выполненных по схеме с ДВГГ и параметрами: тяга 2000 кН, давление в камере 17,5 МПа, соотношение расходов 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 95 % метана. Учитывая все эти факторы, можно считать перспективным применение ЖРД с использованием СПГ и жидкого кислорода в ракетно-космических системах, в частности в МРКС-1.

Существенный прирост энергомассовой эффективности средств выведения космических средств делает очевидной целесообразность внедрения кислородно-водородного топлива, особенно на верхних ступенях РН и средствах межорбитальной транспортировки (разгонные блоки, межорбитальные буксиры).. Так, например, рассматриваются варианты применения в блоках выведения (БВ) одноразового применения второй ступени МРКС 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 раздельными ТНА "Т" и ТНА "О". Камера сгорания снабжается неохлаждаемым сопловым насадком (НСН) из композиционного углерод-углеродного материала с геометрической степенью расширения сопла до $f_c = 470$, обеспечивающей удельный импульс тяги до 4615,8 м/с (для двигателя РД0146Д). 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 400К, что значительно повышает надежность функционирования двигателя [20]. 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 парожетекторной установки с конденсационной системой охлаждения выхлопного тракта на испытательном стенде, рассмотренных в разделе 2.2.2.

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 [56];

- оснащение стендов барокамерами, выхлопными диффузорами и парожетекторными установками для имитации высотных условий при испытаниях кислородно-водородных

двигателей разгонных блоков и верхних ступеней РН в процессе запуска, на маршевом режиме и выключении [23, 41, 91].

Глава 4.
**ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДОВ
ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ
НА АКТИВНОМ ЭТАПЕ ПОЛЕТА ОБЪЕКТОВ РКТ**

**4.1. Стенды для моделирования вибрационных нагрузок.
Расчет основных параметров вибрационного стенда**

Вибрация ЛА является причиной усталостных разрушений элементов конструкции, сокращения ресурса работы двигателей, колебаний корпуса. Вибрационные перегрузки вызывают механические повреждения аппаратуры и нарушение режима работы, а в отдельных случаях могут быть причиной неработоспособности аппаратуры. При резонансной вибрации возможны обрыв проводов в местах их закрепления или соединения с деталью, нарушение герметизации, возникновение коротких замыканий между деталями и т.д. Практически причин разрушения может быть несколько, например превышение некоторого критического уровня амплитуд вибраций или накопление усталостных деформаций при уровне амплитуд вибраций, меньше критического.

Основное назначение вибрационных испытаний - это проверка и обеспечение работоспособности и надежности разрабатываемых ЛА. С помощью этих испытаний проверяются состояние и характеристики элементов ЛА. При выявлении отклонения отдельных характеристик от заданных значений производится доводка элементов ЛА до требований технического задания.

В ходе испытаний за короткое время необходимо воспроизвести заданные спектральные характеристики вибраций в широком диапазоне частот и с достаточно высокой точностью. Эти задачи решают с применением вибрационных стендов.

Основные параметры вибрационных процессов, измеряемых для определения характеристик РКТ, представлены в табл. 4.1.

Основные параметры вибрационных процессов

Основные измеряемые параметры	Математическое описание	Обозначение
Моногармоническая вибрация		
Виброперемещение	$x(t) = X_0 \sin(\omega t + \varphi)$	X_0 — амплитуда виброперемещения
Виброскорость	$v(t) = V_0 \cos(\omega t + \varphi)$	$V_0 = \omega X_0$
Виброускорение	$a(t) = A_0 \sin(\omega t + \varphi)$	$A_0 = \omega^2 X_0$; ω, φ — круговая частота и фаза колебания
Полигармоническая вибрация		
Размах колебаний	$x(t) = \frac{X_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} X_n(n\omega t + \varphi_n)$	$X_n = \sqrt{a_n^2 + b_n^2}; n = 1, 2, 3, \dots;$ $a_n = \frac{2}{T} \int_0^T x(t) \cos n\omega t dt;$ $b_n = \frac{2}{T} \int_0^T x(t) \sin 2n\omega t dt;$ $pgi_n = \arctg(b_n / a_n)$

Основные измеряемые параметры	Математическое описание	Обозначение
Широкополосная случайная вибрация		
Дисперсия	$D_x = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int [x(t) - m_x]^2 dt$	$m_x(t) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int x(t) dt$
	Для стационарного эргодинамического процесса $D_x = \overline{x^2(t)} - [\overline{x(t)}]^2$	—
Среднеквадратическое отклонение	$\sigma_x = \sqrt{D_x}$	—
Спектральная плотность ускорения	$S(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} R(\tau) e^{-i\omega\tau} d\tau$	$R(\tau) = M[x(t) + x(t + \tau)]$ — корреляционная функция; M — математическое ожидание
Акустическая вибрация (шум)		
Среднеквадратическое значение звукового давления	$p = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T p^2(t) dt}$	$p(t)$ — мгновенное значение звукового давления; T — время интегрирования
Уровень акустической мощности (мощности звука)	$\text{УМЗ} = \lg\left(\frac{W}{W_0}\right) = 20 \lg\left(\frac{\bar{p}}{p_0}\right) + 101 \lg\left(\frac{2\pi R^2}{S_0}\right)$	W — определяемая акустическая мощность машин; W_0 — акустическая мощность, принимаемая за опорную; \bar{p} — среднее измеренное звуковое давление; $p_0 = 2 \cdot 10^{-3} \text{ Н/м}^2$;
		$S_0 = 1 \text{ м}^2$

Методы определения основных динамических характеристик при испытаниях на вибропрочность и устойчивость изделий РКТ. Определение динамических характеристик изделий РКТ играет важную роль при решении проблем динамики, обусловленных упругостью конструкции, подвижностью жидкого топлива в баках и т.д.

Основными характеристиками рассматриваемых объектов являются собственные частоты, формы колебаний, коэффициенты демпфирования и обобщенные массы.

В основе экспериментальных методов определения собственных частот, форм колебаний и коэффициентов демпфирования лежит допущение, что динамические свойства испытуемого объекта в заданном частотном диапазоне могут быть с достаточной точностью описаны конечной системой линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами. Соответствующая математическая модель обычно записывается в следующем виде:

$$A\ddot{q} + B\dot{q} = Cq = 0, \quad (4.1)$$

где A, B, C – соответственно матрицы инерции демпфирования и жесткости; q – вектор обобщенных координат.

Из соотношения (4.1) видно, что реальной системе с распределенными параметрами ставится в соответствие линейная математическая модель с конечным числом степеней свободы, что в большинстве случаев достаточно для описания динамических свойств рассматриваемых объектов.

Второе допущение об отсутствии диссипативных связей между главными координатами системы выполняется при слабом демпфировании и отсутствии близких собственных частот. В этом случае уравнение (4.1) с помощью подстановки

$$q = \Psi \gamma, \quad (4.2)$$

где Ψ – матрица собственных форм колебаний $\eta^{(1)}, \eta^{(2)}, \dots, \eta^{(n)}$, приводится к следующей системе независимых уравнений:

$$\ddot{\gamma}_r + 2\beta_r \dot{\gamma}_r + \sigma_r^2 \gamma_r = 0 \quad (r = 1, 2, \dots, n), \quad (4.3)$$

где $\beta_r = \frac{h_{rr}}{2m_{rr}}; \sigma_r = \sqrt{\frac{k_{rr}}{m_{rr}}}$.

Таким образом, при указанных допущениях динамические свойства объекта характеризуются: собственными частотами σ_r ; формами колебаний η^r ; коэффициентами демпфирования β_r (или $q_r = \frac{\beta_r}{\sigma_r}$).

Если собственные частоты и формы колебаний известны и задано распределение масс объекта, то могут быть определены обобщенные массы m_{rr} , и обобщенные жесткости k_{rr} . При известных коэффициентах демпфирования β_{rr} и обобщенных массах m_{rr} можно также определить обобщенные коэффициенты демпфирования h_{rr} .

Большинство экспериментальных методов определения собственных частот, форм колебаний и коэффициентов демпфирования основано на вынужденных гармонических колебаниях объекта. Соответствующая математическая модель имеет вид:

$$A\ddot{q} + B\dot{q} = Cq = F\cos \omega t, \quad (4.4)$$

где F – матрица - столбец амплитуд внешних сил $F_1, F_2, F_3, \dots, F_n$.

Существуют следующие методы определения основных динамических характеристик [8, 19, 52, 89]:

- метод свободных колебаний;
- резонансный метод;
- метод Кеннеди - Пэнку;
- пьезоэлектрический метод;
- электретный метод;
- емкостной метод;
- метод многоточечного возбуждения;
- метод структурного анализа (расчетно-экспериментальный);
- метод добавочных масс.

На рис. 4.1 показаны простейшие примеры воздействия на приборы синусоидальной вибрацией фиксированной частоты.

Для проверки вибропрочности и виброустойчивости объектов РКТ могут быть реализованы следующие виды и методы испытаний [8, 19, 89]:

- испытание на фиксированных режимах гармонической вибрации;
- испытание на гармоническую вибрацию методом качающейся частоты;
- испытание на полигармонические вибрации;
- испытание на узкополосную случайную вибрацию;
- испытание на широкополосную случайную вибрацию;
- испытание на натурные (реальные) вибрации;

- методы ускоренных испытаний;
- метод испытаний с разрушением конструкции.

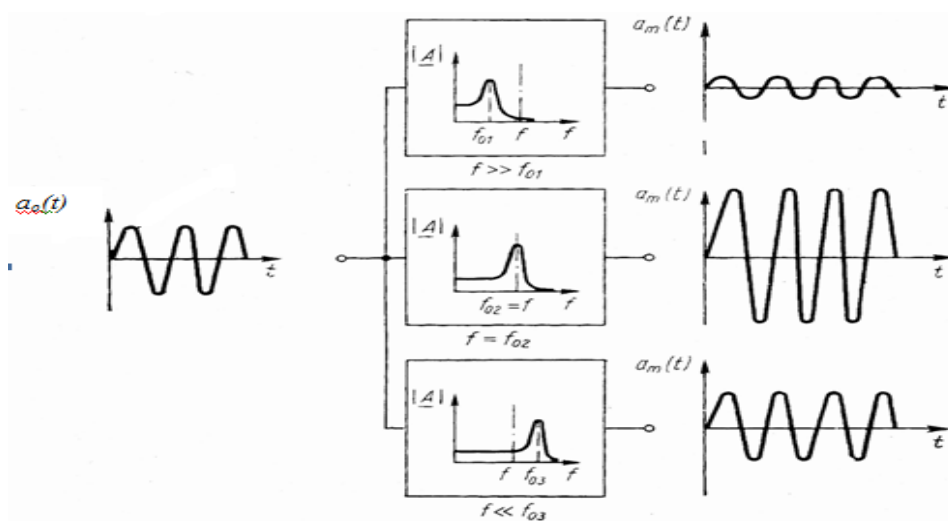


Рис. 4.1. Воздействие на резонаторы синусоидальной вибрацией

Средства для проведения вибрационных испытаний. Вибрационные испытания ЛА и их элементов осуществляются с помощью специального оборудования. В состав этого оборудования входят:

- вибрационные стенды, имитирующие механические воздействия;
- приспособления для крепления ЛА или его элементов к испытательным стендам;
- приборы для измерения параметров вибрации.

Вибрационный стенд – это техническое средство, включающее возбудитель механических колебаний, пульт управления приборами для регулирования и автоматического поддержания или программирования режима испытаний, а также приборы для контроля и измерения, регистрации и обработки параметров колебательного процесса, системы подвески и энергопитания.

Вибрационные стенды имеют возможность изменять амплитуды колебаний в процессе испытаний, управлять установкой автоматически, проводить испытания различными методами. Имеются стенды, воспроизводящие шестиосевое нагружение ЛА.

Основные требования, предъявляемые к виброиспытаниям различных изделий и испытательным стендам, следующие:

- возможность проведения испытаний на гармоническую (синусоидальную и полигармоническую), случайную (узко - и широкополосную) и смешанную (гармоническую и случайную) вибрации;
- обеспечение воспроизводимости результатов испытаний, исключающей неоднозначность заключения;

- возможность учета особенностей характеристик испытуемого изделия и способов его крепления;
- простота и удобство в управлении заданным испытательным режимом; возможность ручного и автоматического управления;
- обеспечение точности измерения: частоты ниже 50 Гц $\pm(1-2)$ % и выше 50 Гц $\pm(2-3)$ %; перемещения $\pm(10-20)$ %; ускорения $\pm(10-20)$ %; спектральной плотности ускорения $\pm(1,5-3,0)$ дБ;
- обеспечение точности (0,5-2 дБ) поддержания ускорения (перемещения) постоянным при динамическом диапазоне регулирования 10-60 дБ;
- обеспечение допусков искажающих факторов: нелинейных искажений не более 30 %; уровня поперечных составляющих вибрации 25 %; неравномерности амплитуды колебаний в точках крепления ± 25 %;
- обеспечение толкающих усилий до нескольких сотен тысяч ньютонов и грузоподъемности до нескольких тонн.

Кроме того, соответствующие требования предъявляют к местам установки и способам крепления виброизмерительных преобразователей (ВИП) и к конструкции приспособлений для крепления изделия.

Структурная схема вибрационного стенда приведена на рис. 4.2.

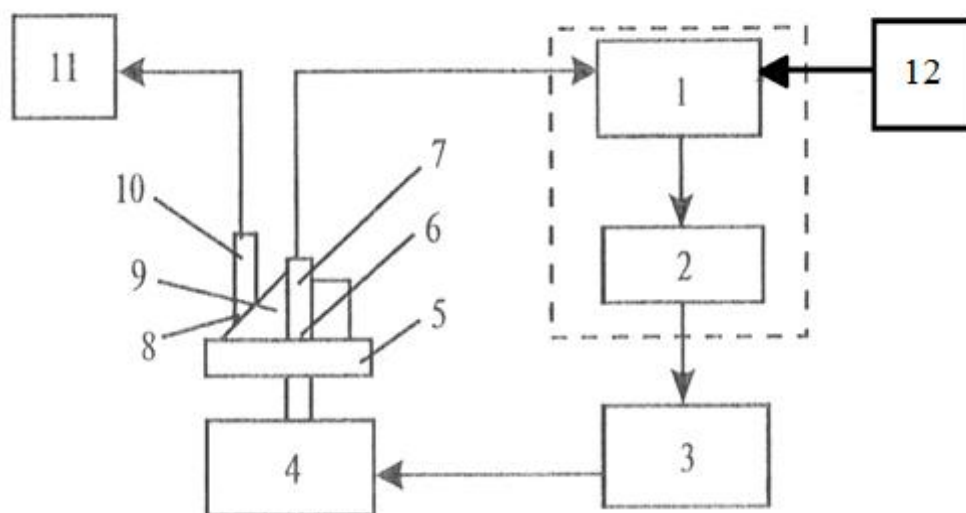


Рис.4.2. Структурная схема вибрационного стенда:

1 – система управления; 2 – генератор управляющих сигналов; 3 – усилитель мощности; 4 – вибровозбудитель; 5 – стол; 6 – контрольная точка; 7, 10 – первичный преобразователь; 8 – проверочная точка; 9 – объект испытаний; 11 – измерительная и анализирующая аппаратура; 12 – источник питания

Основные параметры вибрационных стендов. Вибрационные стенды характеризуются рядом технических и эксплуатационных параметров, определяющих их

область применения и точность задания испытательного режима.

1. *Диапазон воспроизводимых частот виброускорения* характеризуется областью значений, в которой нормированы точностные характеристики вибростенда.

2. *Диапазон воспроизводимых виброускорений* (виброперемещений, виброскоростей), определяемый областью значений параметров, в пределах которой нормированы точностные характеристики. Пределы воспроизведения характеризуются наименьшим и наибольшим значениями воспроизводимого параметра.

3. *Резонансные частоты вибровозбудителя:*

– первый высокочастотный резонанс - первая частота собственных колебаний конструкции подвижной системы;

– низкочастотный резонанс подвижной системы – частота собственных колебаний подвижной системы вибровозбудителя на ее упругих подвесках.

4. *Максимальная вынуждающая сила*, которая представляет собой амплитудное значение развиваемого вибровозбудителем силового синусоидального вибрационного возмущения. Величина этой силы может быть использована для вычисления допустимого ускорения на столе вибровозбудителя по следующей формуле:

$$F_{max}=(M_a+M_b+M_{пп}+M_{прп}) n_{max}g,$$

где M_a – масса испытуемого аппарата; M_b – масса подвижной части вибровозбудителя; $M_{пп}$ – масса переходного приспособления; $M_{прп}$ – присоединенная масса подвески.

5. *Максимальная статическая нагрузка* (грузоподъемность вибровозбудителя) определяет максимальную силу, приложенную вдоль оси вибровозбудителя и обусловленную жесткостью подвижной системы. Максимальная полезная нагрузка не должна вызывать остаточных деформаций элементов подвижной системы вибровозбудителя при длительном нагружении.

6. *Коэффициент гармоник виброускорения* (коэффициент нелинейных искажений) - величина отклонения формы кривой вибрационного ускорения рабочего стола вибровозбудителя от синусоидальной.

7. *Коэффициент неравномерности распределения виброускорения* в точках крепления характеризует отклонение движения вибростол от плоскопараллельного.

8. *Коэффициент поперечных составляющих виброускорения* характеризует наличие ускорения в направлениях, перпендикулярных к заданному. В связи с тем, что система подвески стола вибростенда не обеспечивает строго однонаправленных колебаний, появляются поперечные составляющие колебания и возникает необходимость их оценки.

9. *Диаметр рабочего стола вибровозбудителя.*

10. *Масса подвижной системы*— сумма масс всех подвижных конструктивных элементов вибровозбудителя с учетом части массы конструктивных элементов упругих подвесок.

11. *Напряженность магнитного поля*— максимальная величина магнитного поля на уровне стола вибровозбудителя.

Анализируя создание новых вибрационных стендов, можно отметить следующие тенденции совершенствования вибростендов:

- расширение рабочих диапазонов частот и толкающих усилий;
- снижение уровня внешних полей, электромагнитного поля и вибрационного шума;
- автоматизация процессов испытания и измерения параметров вибраций;
- создание оборудования для испытаний изделий на вибрационные воздействия совместно с влияющими факторами (тепло, холод, вакуум, давление, влажность, инерционные ускорения);
- создание образцовых вибрационных стендов, предназначенных для проверки и градуировки виброизмерительных приборов.

Вибростенды для испытаний ЛА и их элементов можно классифицировать по назначению, исполнению, типу и направлению создаваемых колебаний, числу компонент и форме колебаний, принципу работы возбудителя, динамической схеме и принципу возбуждения переменной силы в возбудителе колебаний.

1. По назначению:

- вибростенды для испытаний на вибропрочность и виброненадежность;
- вибростенды для испытаний на усталость и выносливость образцов материалов, деталей и агрегатов;
- вибростенды для градуировки, калибровки и проверки виброизмерительной аппаратуры.

2. По исполнению:

- переносные вибростенды для нормальных и специфических условий эксплуатации;
- стационарные вибростенды с одним или несколькими возбудителями колебаний.

3. По типу создаваемых механических колебаний:

- вибростенды прямолинейных колебаний;
- вибростенды крутильных колебаний.

4. По направлению действия механических колебаний:

- вибростенды, создающие колебания вдоль или вокруг вертикальной оси;
- вибростенды с переменным углом установки направления создаваемых колебаний по отношению к горизонтальной плоскости.

5. По числу компонент механических колебаний:

– вибростенды однокомпонентные для создания прямолинейных и крутильных колебаний;

– вибростенды многокомпонентные для создания плоскостных и объемных колебаний.

6. По форме создаваемых механических колебаний:

– вибростенды для создания гармонических или квазигармонических колебаний;

– вибростенды для создания полигармонических колебаний;

– вибростенды для создания колебаний широкого спектра частот.

7. По принципу работы возбудителя механических колебаний:

– нерезонансные вибростенды;

– резонансные вибростенды с внешним возбуждением и с автоколебанием.

8. По динамической схеме:

– вибростенды с кинематическим ограничением смещения стола;

– вибростенды с кинематически неограниченным прямым возбуждением колебательного смещения стола;

– вибростенды с кинематически неограниченным косвенным возбуждением колебательного смещения стола.

9. По принципу возбуждения переменной силы в возбудителе колебаний (по виду энергетического привода):

– механические;

– электрогидравлические;

– пьезоэлектрические;

– электромагнитные;

– резонансные;

– пневматические;

– магнитострикционные;

– электродинамические.

Механические вибростенды обычно выполняют с вибровозбудителями следующего типа: центробежными, эксцентриковыми, кривошипно-шатунными с жесткой связью, с гибкой связью, кулисными и маятниковыми. Основное преимущество данных вибростендов заключается в том, что они обеспечивают с определенной точностью постоянство амплитуды вибрации при частотах до 400 Гц. Грузоподъемность промышленных стендов может достигать значений до 10^4 Н.

Все механические стенды - низкочастотные, частота ограничена прочностью звеньев передаточного механизма. Многозвенный механизм таких стендов имеет большое количество резонансных частот, оказывающих влияние на режим испытания объектов.

В качестве примера рассмотрим схемы работы механических вибростендов с эксцентриковым и центробежным вибратором.

Стенд с эксцентриковым вибровозбудителем (рис. 4.3,*a*) достаточно прост, но из-за сильной изнашиваемости подшипников стенды, выполненные по такой схеме, применяют для частот, не превышающих 50 – 60 Гц. Амплитуду вибрации регулируют изменением эксцентриситета, частоту – изменением частоты вращения двигателя. Основные преимущества таких стендов – возможность получения очень низких частот, независимость амплитуды от частоты и экономичность.

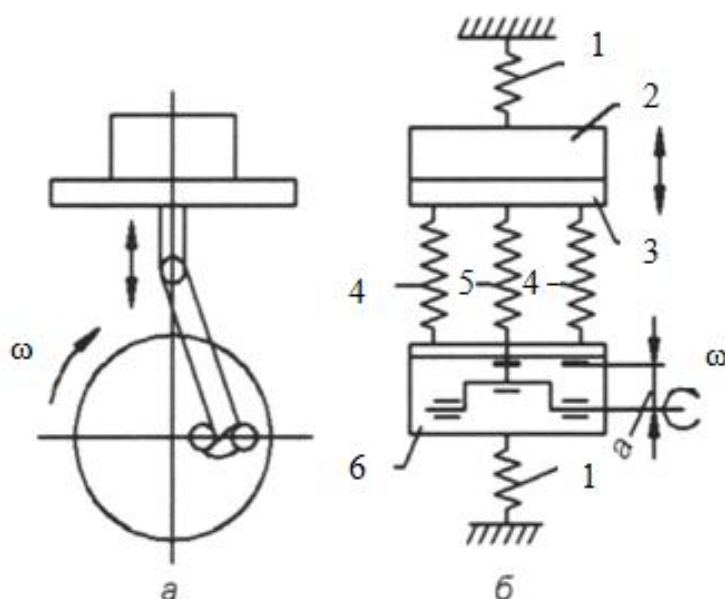


Рис. 4.3. Схема механического вибростенда с эксцентриковым вибровозбудителем:
a – возбудитель с эксцентриковым приводом; *б* – возбудитель с упругими элементами реактивной массы

Недостатком является невозможность получения высоких частот и малых амплитуд (менее 0,1мм).

Для разгрузки подшипников применяются эксцентриковые стенды(см. рис. 4.3,*б*), включающие упругие элементы и реактивную массу 2,которая служит для управления вибрационными силами, действующими на основание, основные пружины 1. Через упругий элемент 5 осуществляется передача колебаний от эксцентрика 6 с постоянным эксцентриситетом *a* к платформе 3. Пружины 4 служат для связи элементов вибростенда с основанием. Изменением длины рабочих пружин регулируется амплитуда вибрации платформы.

Колебательную систему стенда с центробежными вибраторами (рис. 4.4,*a*)

составляют пружина 4 и подвижная часть стенда, состоящая из платформы 1 с испытуемым объектом, штока 2 и собственно вибратора 5. В вибратор входят два вращающихся в разные стороны параллельных вала, на которых находятся два стальных сектора (рис. 4.4,б).

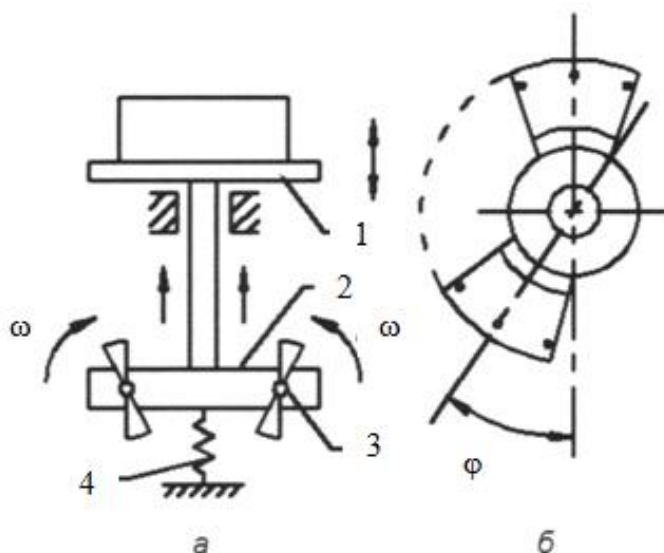


Рис. 4.4. Схема механического вибростенда с центробежным вибровозбудителем:
а – вибровозбудитель с центробежным приводом; *б*– несбалансированные сектора

Радиальные оси симметрии секторов в каждой из четырех пар можно сдвинуть относительно друг друга. Тем самым достигается некоторая неуравновешенность, вследствие которой при вращении возникают центробежные силы. Составляющие центробежных сил в направлении, перпендикулярном продольной оси штока, взаимно уничтожаются, а в направлении, совпадающем с продольной осью штока, – складываются, вызывая прямолинейную синусоидальную вибрацию подвижной части стенда, подвешенной на пружине 4 (см. рис.4.4,б). Амплитуда вибрации регулируется изменением угла между секторами. Частота вибрации, равная частоте вращения вала, регулируется пусковым реостатом.

Характерными особенностями *электрогидравлических вибростендов*(ЭГВС) являются возможности:

- 1) создания больших переменных сил (свыше 10^6 Н);
- 2) проведения испытаний при частотах до 100 Гц и в отдельных случаях - при частотах до 1000 Гц;
- 3) получения больших амплитуд перемещения при испытаниях на низких частотах.

В зависимости от типа задающего механизма различают стенды:

- а) с гидромеханическим возбуждением;
- б) с гидроэлектромагнитным возбуждением;
- в) с гидроэлектродинамическим возбуждением.

Наиболее совершенными являются стенды с гидроэлектродинамическим возбуждением вибрации, в которых электродинамический возбудитель приводит в движение золотник или клапан системы управления, изменяющий давление в основной гидравлической системе. Однако воздействие сложных динамических процессов в жидкости затрудняет получение заданного закона колебаний. Многоступенчатое усиление позволяет получать на столе стенда силы до $10^4 - 10^5$ Н. Верхний предел частотного диапазона ограничивается динамическими свойствами жидкости.

Рассмотрим принципиальную схему работы электрогидравлического вибрационного стенда (рис. 4.5). Возбудитель вибрации 1 малой мощности жестко связан с управляющим золотником 2 четырехкромочного типа. Золотник 3 гидравлического усилителя перемещается при изменении давления p_y , действующего на торцевые плоскости золотника.

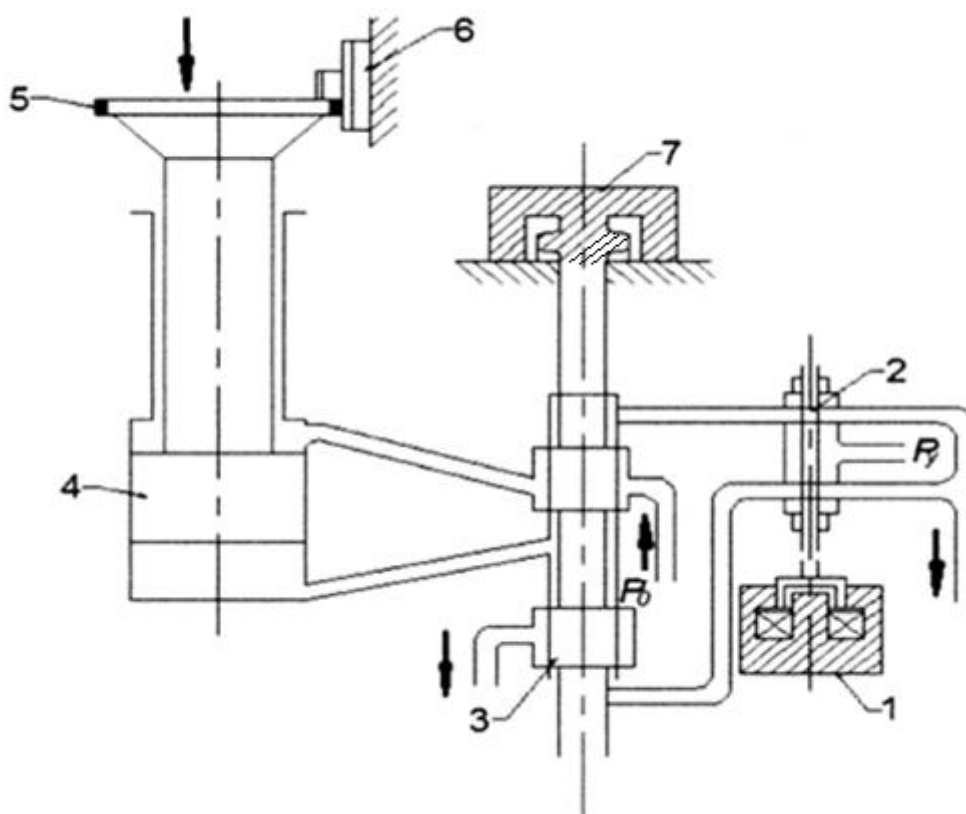


Рис. 4.5. Схема электрогидравлического вибростенда

Во втором каскаде гидравлического усилителя применен поршень 4

дифференциального типа с отношением рабочих площадей 1:2. При движении золотника 3 нижняя полость гидроцилиндра попеременно сообщается с полостью высокого давления p_0 или со сливной ветвью гидросистемы.

Прямолинейное движение стола обеспечивается специальными центрирующими поясками на штоке, соединенном с поршнем. Обратные связи осуществляются с помощью датчиков ускорения 5 и датчиков скорости 7. Среднее положение стола контролируется с помощью датчика 6 потенциометрического типа.

Проведение испытаний приборов и датчиков при частотах свыше 10000 Гц возможно с использованием *пьезоэлектрических вибростендов*. Основные особенности вибростендов с пьезоэлектрическим возбуждением вибрации следующие:

- амплитуды перемещения в плоскости крепления испытуемого прибора составляют обычно доли микрометра;
- допускаемая полезная нагрузка мала, а вынуждающая сила только в некоторых конструкциях достигает 10 Н;
- частотный диапазон испытаний составляет 1 – 20 кГц;
- в зоне испытаний отсутствует магнитное поле.

Стенды с пьезоэлектрическим возбуждением вибрации предназначены в основном для точных приборов. Работа таких стендов основана на способности пьезокристалла испытывать деформацию под действием приложенного к нему электрического напряжения. Изменение направления вектора напряженности внешнего поля на противоположное меняет деформацию сжатия на деформацию растяжения (и наоборот). Если напряжение будет синусоидальным, то и деформация также будет происходить по синусоидальному закону.

На рис. 4.6 приведена принципиальная схема пьезоэлектрического стенда, состоящего из нескольких десятков колец 5, изготовленных из титаната бария и склеенных между собой в столбик, закрепленный в специальном зажиме 5. Кольца поляризованы в осевом направлении. К кольцам через усилитель подводят напряжение от генератора 4. К плоскостям столбика приклеены платформы 1 для крепления испытуемых приборов или датчиков 2.

Первая собственная частота продольных колебаний пьезоэлектрического стержня весьма велика (до 50 кГц), и испытания обычно проводят в дорезонансном режиме. Стенды, предназначенные для испытаний в резонансном режиме, позволяют получать ускорения с амплитудами до 2500 м/с^2 .

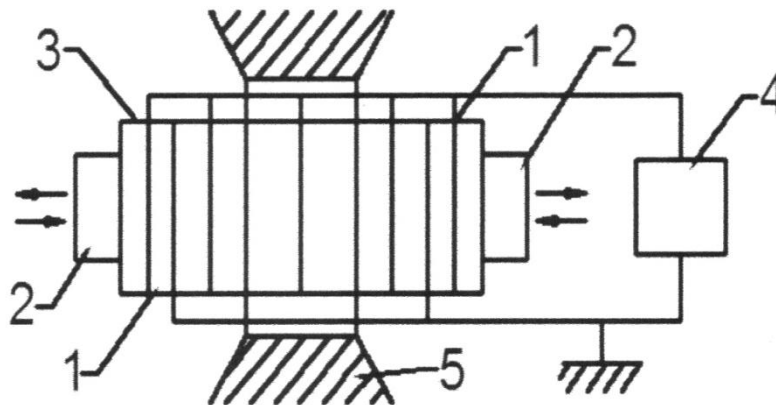


Рис. 4.6. Схема пьезоэлектрического вибростенда

Электромагнитные вибростенды имеют следующие особенности:

- испытания проводятся на фиксированных частотах 50 и 100 Гц; в отдельных конструкциях возможны испытания с переменными частотами от 15 до 500 Гц;
- возможно проведение испытаний на резонансных режимах с переналадкой механической части стенда;
- получаются значительные вынуждающие силы (до $5 \cdot 10^4$ кН);
- невозможно воспроизвести вибрации по заданной программе (вибрация близка к гармонической только при резонансных режимах);
- конструкция стенда и системы управления относительно просты;
- стенды устойчивы к воздействию внешней среды;
- практически отсутствуют магнитные поля в зоне проведения испытаний.

Как правило, применяются две основные схемы работы стендов:

- 1) с подмагничиванием постоянным током;
- 2) без подмагничивания.

В первом случае можно получить режим с частотой, равной частоте переменного тока; во втором случае частота колебаний вибростенда удваивается.

На рис. 4.7 представлена схема вибростенда с одним электромагнитом для испытания вибрацией, возбуждаемой в вертикальном направлении при работе в резонансных режимах. Электромагнит 1, установленный на упругом основании 2, взаимодействует с подвижной системой стенда; она состоит из стола с изделием 3 и упругих элементов 4. Настройка на резонанс осуществляется изменением длины элемента 4 путем перестановки опор или изменением массы стола с помощью дополнительных грузов. Возможна также замена упругих элементов. На стенде проводят испытания в диапазоне частот от 60 до 300 Гц.

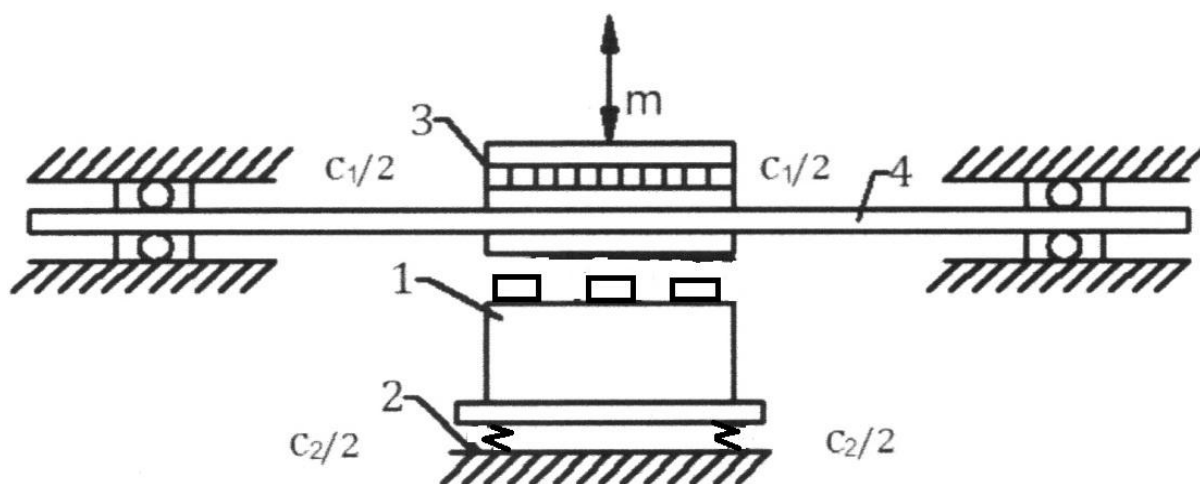


Рис. 4.7. Схема электромагнитного вибростенда с одним электромагнитом

Максимальная вынуждающая сила при частотах до 150 Гц составляет до 10^5 Н при кратковременной работе, а максимальная масса испытуемого изделия – до 20 кг.

Резонансные (камертонные) вибростенды применяют для получения высоких значений ускорений. Возбудители представляют собой балку или камертон, колебания которых с резонансной частотой поддерживаются специальным электромагнитным устройством.

Стенд (рис. 4.8) состоит из восьми специальных камертонов, имеющих собственные частоты от 200 до 3000 Гц. Концы обеих ветвей каждого камертона 1 (на схеме изображен только один камертон №1) помещены в магнитное поле торцевой системы возбуждения, состоящей из двух звуковых катушек 2 и катушки подмагничивания 3, установленных на Ш-образном сердечнике 4. При питании катушки подмагничивания постоянным током, а звуковых катушек – переменным током от звукового генератора сила, образующаяся при взаимодействии магнитных полей, заставляет ветви камертона колебаться с частотой переменного тока. В момент резонанса амплитуда колебаний достигает максимума. Одинаковые испытуемые приборы симметрично крепятся на концах ветвей камертона.

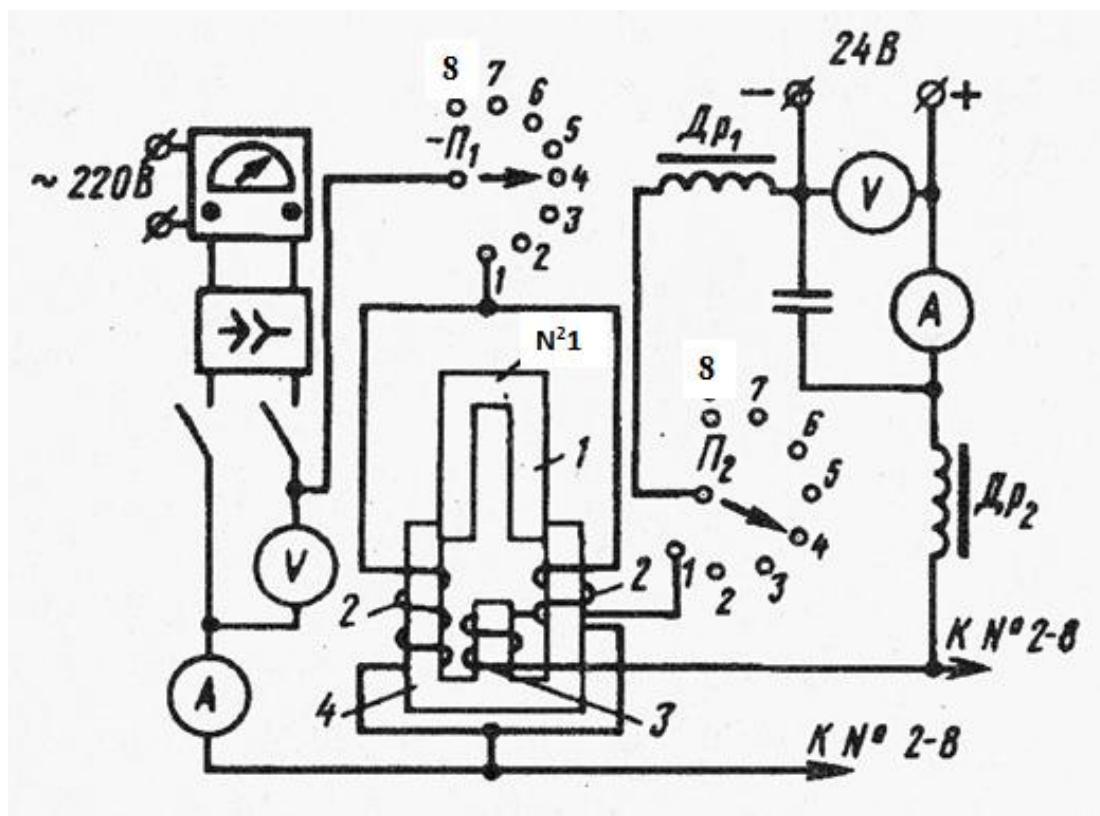


Рис. 4.8. Схема резонансного (камертонного) вибростенда:
 1 – камертон; 2 – звуковые катушки; 3 – катушки подмагничивания;
 4 – сердечник; кружочками обозначены положения 1 – 6 переключателей П₁ и П₂

Пневматические вибростенды, использующие энергию сжатого воздуха, имеют следующие преимущества:

- возможность работы во взрывоопасных условиях;
- относительно несложное регулирование амплитуды и частоты вибрации с помощью простой дроссельной установки;
- широкий диапазон возможных частот (верхний предел 500-800 Гц);
- широкий диапазон изменения амплитуд и сил.

Для работы таких стендов используют промышленные пневмосистемы с давлением $(2-7) \cdot 10^5$ Па.

По принципу действия различают вибровозбудители:

- 1) с пульсатором; применяют их при сравнительно низких частотах (до 15 Гц), значительных амплитудах (до 20–30 мм) и значительной развиваемой силе;
- 2) автоколебательные; примерный диапазон частот 15 – 60 Гц; можно создать достаточно большие амплитуды и силы;
- 3) центробежные; применяют при частотах 20–400 Гц;

4) использующие автоколебательные процессы в потоке сжатого воздуха; достигаются большие частоты (до 2000 Гц), но амплитуды небольшие (до 0,2 мм).

Преобразование пульсирующего давления в переменную силу реализуют следующие устройства: пневмокамеры; поршень-цилиндр; мембраны; элементы из высокоэластичного материала.

В качестве примера рассмотрим вибровозбудители с использованием мембраны (рис. 4.9). Мембраны изготавливают главным образом из резиноканевых материалов. У металлических мембран делают гофры специального профиля. Для возвращения мембраны в исходное положение служат дополнительные пружины 5. Мембрана 1 соединена со штоком 2 с помощью металлических фланцев 3 и 4.

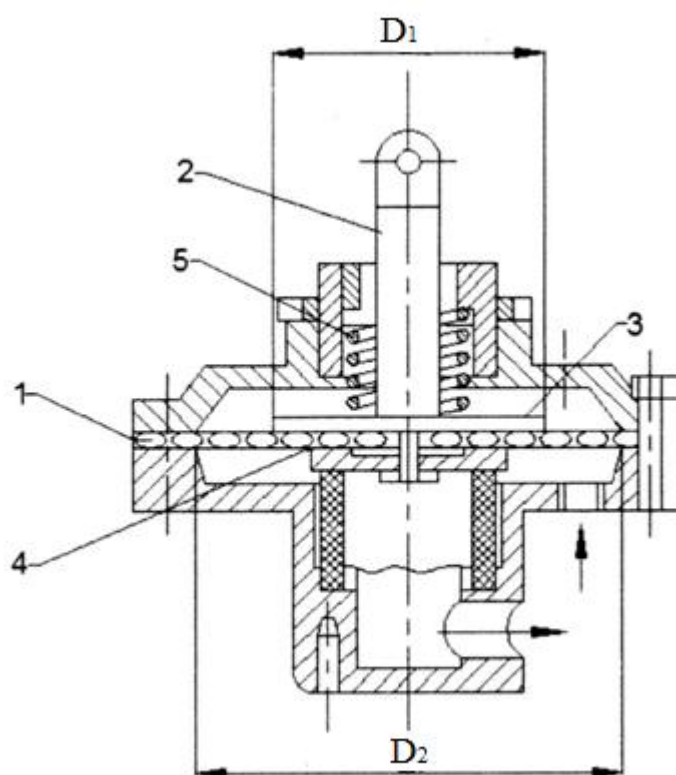


Рис. 4.9. Схема пневматического стенда

Принцип действия *магнитострикционных вибростендов* основан на изменении размеров ферромагнитного тела при внесении его в магнитное поле.

Принципиальная схема механической части стенда (рис. 4.10) состоит из трех основных частей: магнитострикционного вибратора 7, концентратора 2, помещенных в жидкости 8, 11, и испытуемого образца 3. Собственная частота продольных колебаний всех этих деталей одинакова и равна рабочей частоте стенда. Вибратор, концентратор и образец являются полуволновыми элементами, и при жестком соединении их образуется

система, хорошо резонирующая на третьем тоне (третьей гармонике) продольных колебаний.

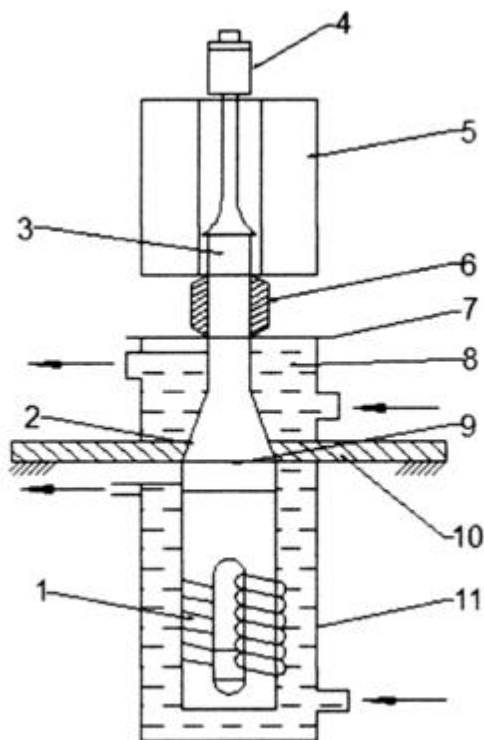


Рис. 4.10. Схема магнестрикционного стенда

Возбудителем этих колебаний является вибратор *1*, использующий явление магнестрикции, суть которого состоит в изменении линейных размеров магнестрикционного стержня, помещенного в магнитное поле, в соответствии с изменениями этого поля.

Для создания переменного магнитного поля в стержнях вибратора к его обмоткам подводится переменный ток, частота которого равна рабочей частоте установки. При этом вибратор работает в резонансном режиме. Амплитуда колебаний максимальна на его торцах (здесь пучность смещений) и равна нулю посередине (здесь узел). Мощность, снимаемая с вибратора, тем больше, чем больше амплитуда его колебаний и площадь торца. Чтобы эффективно передать эту мощность на образец, у которого площадь торца значительно меньше площади торца вибратора, необходимо применить согласующий стержень - концентратор *2*.

Концентратор является полуволновым стержнем переменного сечения, расположенного в корпусе *7*, пучности смещений находятся на его торцах; узловое сечение концентратора (где имеется фланец *9*) используется для крепления его (и всей системы) на опорной плите *10*.

Условия передачи концентратором колебательной энергии от вибратора к образцу определяются отношением площадей его торцов, формой образующей и материалом концентратора. На тонком конце сужающегося концентратора происходит концентрация энергии, проявляющаяся в том, что амплитуда колебаний торца с малой площадью значительно превосходит амплитуду колебаний торца вибратора, так как вибратор жестко соединен с концентратором. Таким образом, концентратор является своеобразным усилителем амплитуды колебаний вибратора.

Образец жестко закрепляется на торце концентратора при помощи резьбового соединения б. Так как собственная частота продольных колебаний образца равна частоте колебаний системы вибратор - концентратор, легко устанавливается резонансный режим колебаний, и при этом в материале образца развиваются значительные механические напряжения, достигающие предела выносливости или превосходящие его в зависимости от мощности, подводимой к вибратору. Максимум этих напряжений находится в узле колебаний (пучность деформаций), расположенном в средней (по длине) части образца. Измеряя амплитуду колебаний торца образца датчиком 4, можно рассчитать напряжения в опасном сечении образца. Вспомогательный узел 5 обеспечивает тот или иной тепловой режим или среду во время испытаний образца. Необходимая частота и амплитуда колебаний образца поддерживаются специальными электронными устройствами.

Чаще всего магнитострикционные вибраторы применяются в резонансном режиме, когда частота возбуждающего поля равна собственной частоте упругих колебаний сердечника.

Магнитострикционные вибраторы используются в автоколебательных системах с вынужденным режимом работы для испытаний на высоких частотах (30 кГц и выше) небольших деталей и образцов материалов, когда требуется возбуждать небольшие усилия при малых перемещениях, составляющих доли миллиметра.

Электродинамические вибростенды (ЭДВС) применяются в тех случаях, когда при вибрационных испытаниях необходимо обеспечить следующие условия:

- большие амплитуды вынуждающей силы;
- широкий частотный диапазон;
- слабые магнитные поля в зоне испытаний;
- воспроизведение вибрации различного типа (гармонической, случайной, по заданной программе);
- малый коэффициент нелинейных искажений;
- строгую направленность создаваемой вибрации;
- возможность изменения направления вибрации.

Схема электродинамического вибрационного стенда представлена на рис. 4.11.

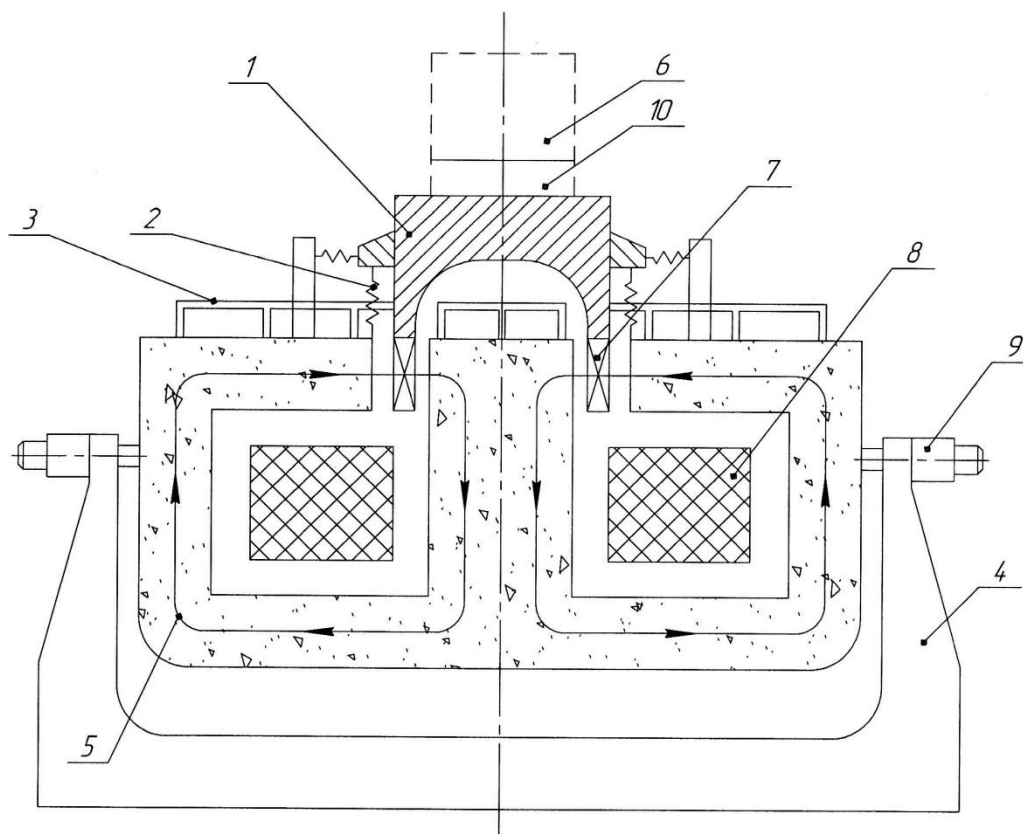


Рис. 4.11. Схема электродинамического вибрационного стенда:
 1 – стол вибратора; 2 – упругие подвески стола; 3 – магнитный экран;
 4 – основание; 5 – магнитопровод; 6 – испытуемое изделие; 7 – подвижная катушка;
 8 – катушка подмагничивания; 9 – поворотное устройство; 10 – переходное приспособление

Катушка подмагничивания 8, по которой протекает постоянный ток, создает в магнитопроводе 5 постоянный магнитный поток, пересекающий воздушный зазор магнитопровода. В этом зазоре помещена цилиндрическая подвижная катушка 7, через которую пропускается переменный ток разной частоты. Подвижная катушка жестко соединяется с рабочим столом вибровозбудителя 1 и удерживается в нужном положении с помощью гибких подвесок 2.

В результате взаимодействия постоянного магнитного потока с переменным магнитным полем возникает сила, перемещающая подвижную катушку и жестко соединенный с ней рабочий стол. Направление ее перемещения изменяется в соответствии с изменением направления тока. Вынуждающая сила F пропорциональна магнитной индукции в кольцевом зазоре магнитопровода B , длине проводника катушки l и силе тока I :

$$F = BlI.$$

Подвижная катушка с рабочим столом и гибкие подвески образуют подвижную систему вибратора.

Для удобства эксплуатации вибратор установлен на раме 9, которая обеспечивает

его крепление к фундаменту и дает возможность поворота вибратора в цапфах на угол до 90° от вертикали (горизонтальная вибрация).

Магнитный экран 3 обеспечивает защиту испытуемого изделия от действия магнитного поля вибратора.

На рис.4.12 представлены схемы принципов построения конструкций электродинамических вибрационных стенов [19].

Блок-схема управления электродинамическим вибрационным стеном представлена на рис.4.13.

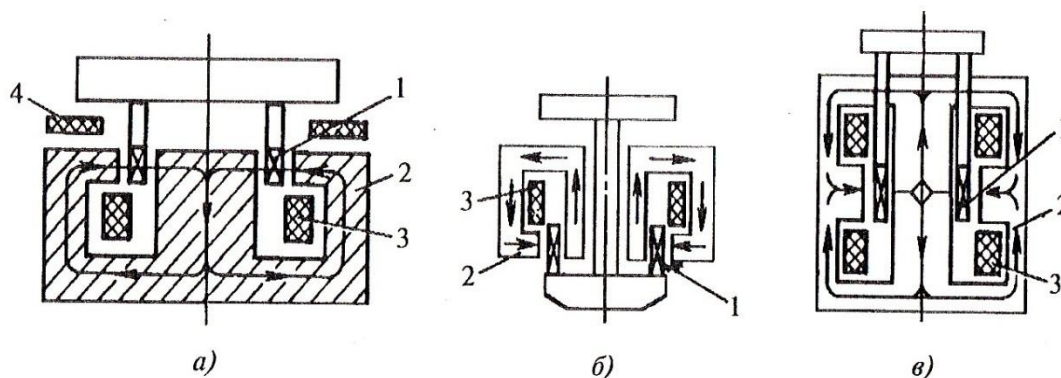


Рис. 4.12. Схема принципов построения конструкций электродинамических вибростенов:

a – с рабочим столом и подвижной катушкой, расположенными с одной стороны подвижной системы; *б* – с рабочим столом и подвижной катушкой, расположенными в противоположных концах подвижной системы; *в* – с подвижной катушкой, расположенной между двумя системами катушек подмагничивания; *1* – подвижная катушка; *2* – направление магнитных силовых линий; *3* – катушка подмагничивания; *4* – компенсационная катушка; *5* – рабочий стол

Увеличение амплитуды вынуждающей силы, создаваемой стеном, – одна из важных задач при разработке новых конструкций.

Для этого используются следующие пути:

– увеличение магнитной индукции в рабочем зазоре магнитопровода (применение специальных материалов, рациональные конфигурации магнитопроводов, правильное расположение подвижной обмотки в рабочем зазоре магнитопровода, малый зазор и постоянство магнитного потока);

– увеличение плотности тока в подвижной обмотке (для этого применяют принудительное воздушное или водяное охлаждение подвижной катушки). Возможность проведения испытаний ЛА в широком диапазоне частот обеспечивается конструкцией вибростена и возможностями его системы управления и контроля.

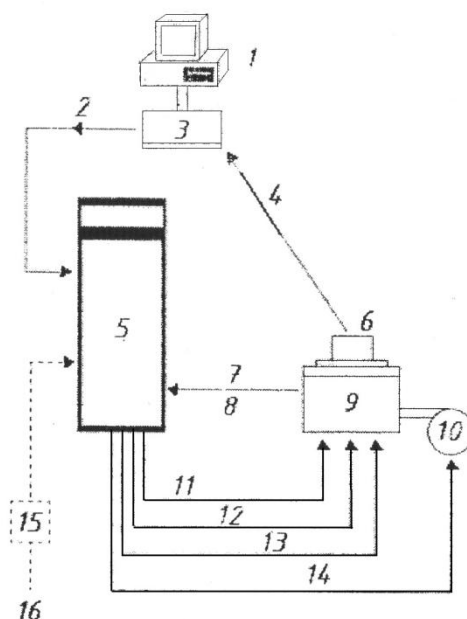


Рис. 4.13. Блок - схема управления электродинамическим вибрационным стендом:

1 – ЭВМ; 2 – входной сигнал усилителя; 3 – аппаратура управления; 4 – управляющий сигнал от акселерометра; 5 – усилитель; 6 – объект испытаний; 7 – блокировочные сигналы; 8 – сигнал позиционирования центра; 9 – вибровозбудитель; 10 – охлаждающий вентилятор; 11 – питание привода подвижной катушки; 12 – питание катушек подмагничивания; 13 – питание катушки размагничивания; 14 – питание охлаждающего вентилятора; 15 – пускатель питающей сети; 16 – вход питающей сети

Нижний частотный диапазон определяется жесткостью подвески и массами подвижной системы и объекта. Для понижения этой частоты может быть использована магнитная подвеска, состоящая из дополнительных катушек, которые помещены в магнитное поле рабочего зазора. Однако при этом понижается верхний диапазон частот, так как необходима установка направляющих для центрирования подвижной системы.

Верхний частотный диапазон во многом зависит от первой собственной частоты продольных колебаний подвижной системы. Она определяется величинами и распределением масс подвижной системы и ее жесткостью в продольном направлении.

Электродинамические вибрационные стенды обеспечивают степени жесткости вибрации, которые определяются сочетанием следующих параметров:

- диапазон частот ($f_1 - f_2$);
- уровень спектра плотности ускорения (СПУ);
- длительность выдержки.

Для каждого параметра в нормативно-технической документации (НТД) выбирают соответствующее требование. Сочетание диапазонов частот и уровня СПУ определяют требуемое для испытания кумулятивное среднее квадратическое значение ускорения.

Для простоты в испытании иногда используют равномерный спектр. При особых

обстоятельствах может оказаться возможной иная форма спектра. В этом случае в соответствующей НТД следует указать форму номинального спектра как функцию частоты.

Диапазон частот определяется работой систем ракеты-носителя или НТД.

Характер спектра СПУ в диапазоне частот f_1 и f_2 показан на рис.4.14.

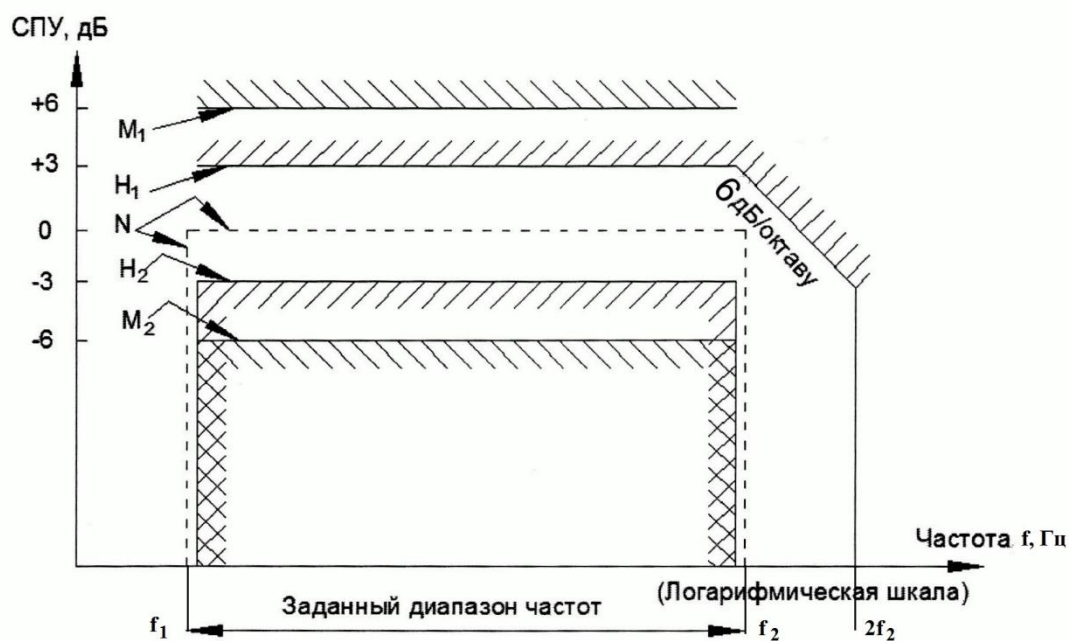


Рис. 4.14. Спектр плотности ускорения и границы допусков:

M_1 – верхняя граница допуска, средняя воспроизводимость; M_2 – нижняя граница допуска, средняя воспроизводимость; H_1 – верхняя граница допуска, высокая воспроизводимость; H_2 – нижняя граница допуска, высокая воспроизводимость; N – установка СПУ (номинальный спектр)

Номинальный уровень спектра СПУ (0 дБ, см. рис. 4.14) между частотами f_1 и f_2 можно выбирать из следующих значений: 0,0005; 0,001; 0,002; 0,005; 0,01; 0,02; 0,05; 0,1; 0,2; 0,5; 1; 2; 5; 10 $g^2/Гц$.

Длительность выдержки следует выбирать из значений, приведенных в нормах вибропрочности или иной НТД.

В комплекс аппаратуры, определяющей работу вибрационного стенда, входят следующие устройства:

- 1) задающий генератор электрических колебаний;
- 2) усилитель мощности;
- 3) согласующий трансформатор;
- 4) автоматический регулятор уровня;

- 5) система узкополосных фильтров;
- 6) вибродатчики;
- 7) виброизмерительная аппаратура;
- 8) магнитофон;
- 9) анализирующая и регистрирующая аппаратура.

Физические свойства вибровозбудителей, применяемых в испытательных стендах, во многом определяют их частотные, силовые и другие характеристики. Поэтому независимо от схемы, конструкции и размеров стенда можно определить область использования стендов с различными вибровозбудителями для заданного вида испытаний.

На рис. 4.15 представлен высокоэффективный электродинамический вибрационный стенд (фирма ELIN), характеристики которого представлены в табл.4.2.

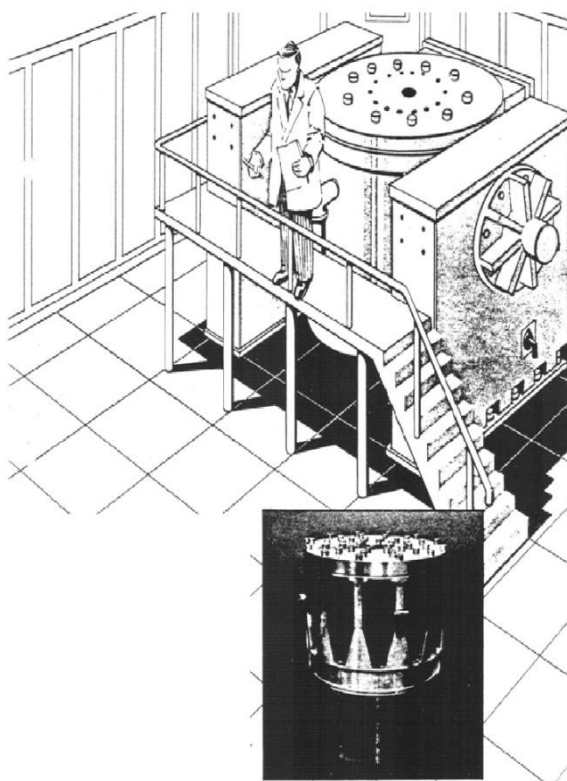


Рис. 4.15. Электродинамический высокоэффективный вибрационный испытательный стенд, модель 490 (400кН)

Характеристики электродинамического вибростенда

Вынуждающая сила	Гармонические вибрации	400 кН
	Случайные вибрации	400 кН
Частотный диапазон	2-2000 Гц	
Первая резонансная частота	1400-1500 Гц	
Перемещение	51 мм(пиковое)	
Скорость	2 м/с	
Ускорение	800 м/с ² при массе полезной нагрузки (объекта испытаний) 100 кг	
Диаметр стола	0,96 м	
Масса оснастки	400 кг	
Максимальная масса нагрузки (при установленной оснастке)	4000 кг	
Потребная мощность подвижной катушки	425 кВА	
Потребная мощность катушки намагничивания	165 кВт	
Охлаждающая среда	Дистиллированная вода	
Масса	Вибратор	33500 кг
	Усилитель	8000 кг

На рис. 4.16 представлена схема 6-степенного вибрационного комплекса.

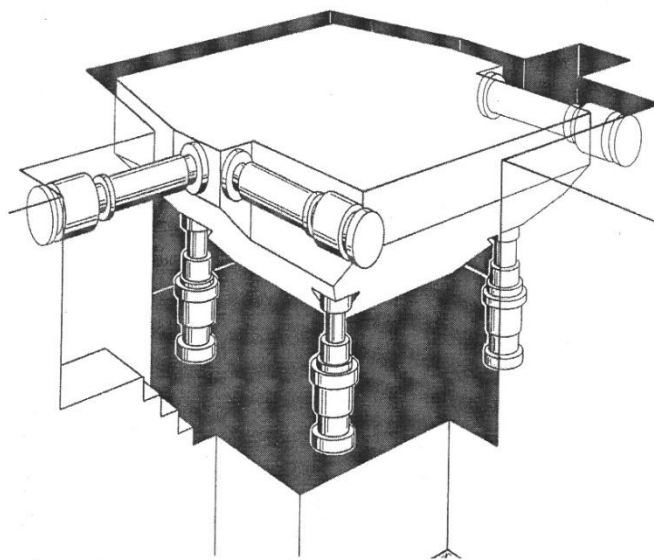


Рис. 4.16. Схема 6-степенного вибрационного комплекса

Вибрационный комплекс имеет 4 вертикальных (по оси X) и три горизонтальных вибровозбудителя, два из которых расположены по оси Z и один по оси Y . Виброплатформа имеет 6 степеней свободы. Сигналы перемещения, скорости и ускорения могут быть запрограммированы в виде команд. Высокоэффективная система управления

включает базовые модули, оснащенные микропроцессорами для улучшения управления характеристиками стенда. Компьютер для обработки сигналов используется для расчета комплексных кинематических характеристик объекта испытаний.

Техническая характеристика: максимальная масса объекта испытаний 20 т; масса виброплатформы 20 т; частоты испытаний от 0 до 120 Гц.

Подвесные системы для вибрационных испытаний. Горизонтальный скользящий стол. Горизонтальный стол предназначен для возбуждения колебаний в объекте испытания (ОИ) в горизонтальном направлении вибратором, повернутым на 90°.

Стол, изображенный на рис. 4.17, состоит из магниевой плиты, которая скользит по масляной пленке, образуемой на поверхности гранитного блока. Блок устанавливается на стальной плите, обработанной с высокой точностью. Скользящая плита соединяется с вибровозбудителем, повернутым горизонтально, через переходной фланец, изготовленный также из магния.

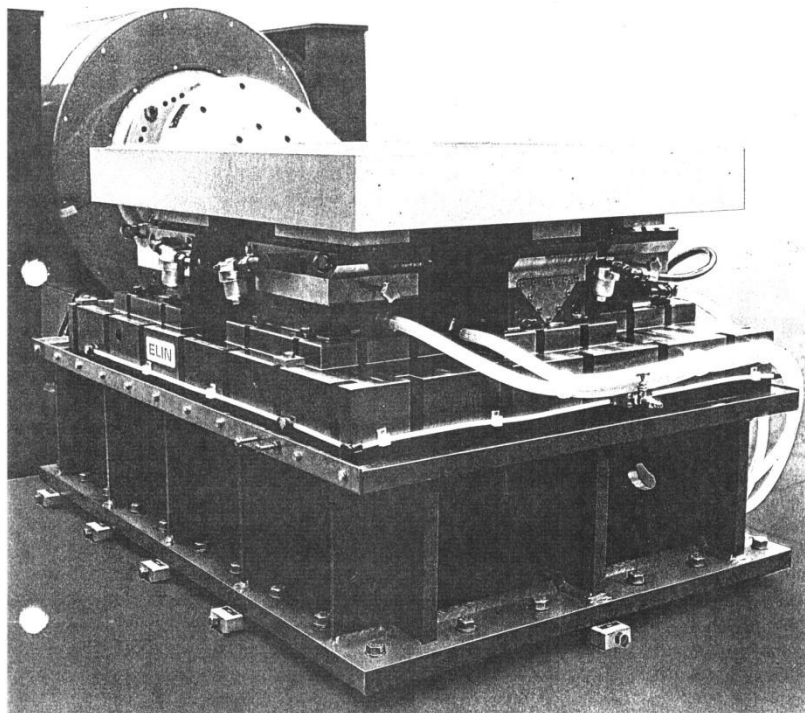


Рис. 4.17. Горизонтальный скользящий стол

Два направляющих подшипника, расположенных в проеме вдоль центральной линии гранитного блока, ограничивают колебания скользящей плиты вокруг поперечной, продольной и вертикальной осей.

Подшипники работают как обычные линейные подшипники. Масло подается через отверстие в верхней части корпуса подшипника в кольцевую выточку облицовки и затем вдоль подшипника в обоих направлениях.

Гранитный блок окружен желобом для масла, которое собирается после прохождения через подшипники и зазор между плитой и блоком перед возвращением в блок гидравлического питания.

При проведении испытаний для воспроизведения условий эксплуатации используются специальные подвесные системы.

Общее требование, предъявляемое к подвесным системам, состоит в том, чтобы свести к минимуму влияние на динамические характеристики конструкции дополнительных, упругих, диссипативных и инерционных сил, возникающих при колебании. Это требование обычно выполняется путем подбора подвесной системы с низкими собственными частотами. Если собственные частоты колебаний конструкции на подвесе как твердого тела в 8 – 10 раз ниже собственных частот упругих колебаний конструкции, то влиянием подвесной системы можно пренебречь. На практике обычно считается достаточным, чтобы самая высокая частота колебания конструкции на подвесе была в 5 раз ниже самой низкой частоты упругих колебаний конструкции.

Для крупногабаритных конструкций, имеющих низкие собственные частоты упругих колебаний (1 тон поперечных колебаний, около 1 Гц), создание подвесных систем, не влияющих на динамические характеристики конструкции, представляет достаточно сложную задачу. В этих случаях целесообразно заранее допустить некоторое влияние подвески на динамические характеристики. В окончательных результатах это влияние не трудно исключить расчетным путем. Для этой цели необходимо учесть в исходной математической модели дополнительные степени свободы, соответствующие подвеске, и определить экспериментально недостающие параметры усложненной модели. Следует отметить, что принципиально возможна также компенсация нежелательных эффектов от подвески с помощью введения контуров обратных связей. Однако такая компенсация сильно усложняет испытания и требует специальной аппаратуры.

Для космических аппаратов с гибкими элементами типа разворачивающихся солнечных батарей также возникают трудности с воспроизведением условий свободного полета.

Эти аппараты характеризуются очень низкими частотами, сравнительно небольшими величинами обобщенных масс, а также наличием больших поверхностей. Это приводит к тому, что при испытаниях в лабораторных условиях значительное влияние на динамические характеристики могут оказывать подвеска, вибровозбудители, датчики, а также сила тяжести и сопротивление воздуха. Отличие лабораторных условий испытаний от реальных требует учета побочных эффектов, возникающих от перечисленных факторов, и введения соответствующих поправок в экспериментальные данные.

Что касается конструкций, имеющих сравнительно высокие частоты и небольшие

габариты, то для них воспроизведение условий свободного полета не вызывает особых затруднений. Это относится, в частности, к динамически подобным моделям ракет-носителей. Напомним, что собственные частоты упругих колебаний моделей больше соответствующих частот натуральных конструкций во столько раз, во сколько раз модель меньше натуре.

Наиболее распространенной подвесной системой является механическая подвесная система, состоящая из тросов и пружин. Один из вариантов такой системы для ракет-носителей и их моделей показан на рис. 4.18.

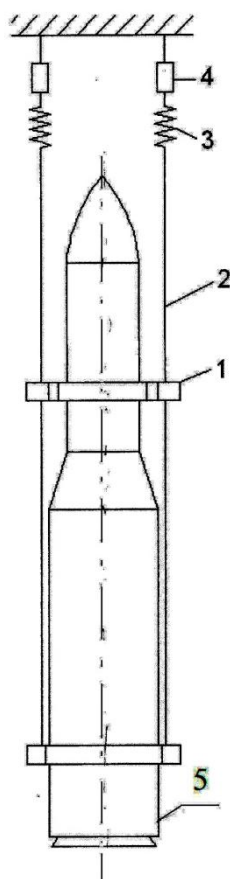


Рис. 4.18. Вертикальная подвеска ракеты КА на двух тросах:

1 – ложемент; 2 – трос; 3 – упругий элемент; 4 – регулировочная муфта; 5 – КА

Конструкция подвешивается вертикально на двух тросах (иногда большем числе тросов). Тросы крепятся за силовые элементы в основании конструкции, а в верхней части пропускаются через отверстия в кронштейнах специального ложемента, удерживающего конструкцию от опрокидывания.

Такая система в поперечном направлении имеет основные степени свободы, как у двойного маятника. Две характерные собственные частоты подвески, соответствующие этим степеням свободы, могут быть сделаны достаточно низкими: одна частота – путем

расположения ложеента, другая – выбором длины тросов. Следовательно, изменяя положение ложеента и варьируя длиной тросов, можно добиться пренебрежимо малого влияния подвески на определяемые динамические характеристики.

Для обеспечения низкой собственной частоты при исследовании продольных колебаний верхние концы тросов крепятся через специально подобранные пружины (рис. 4.19).

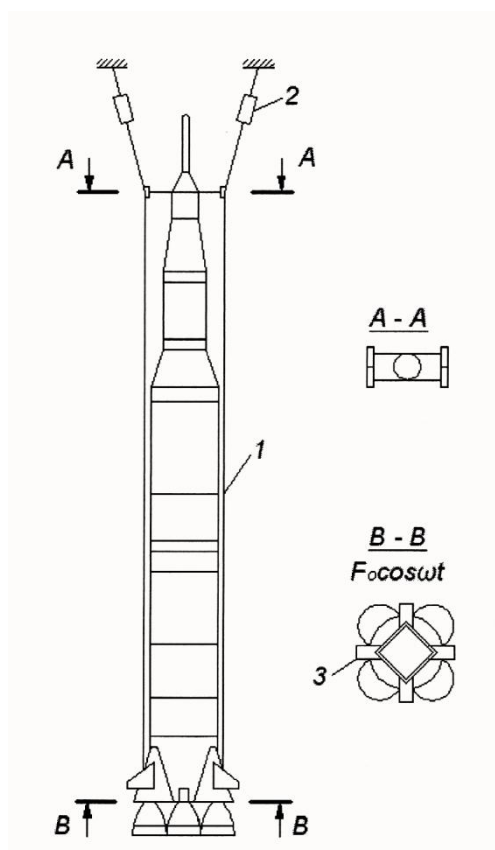


Рис. 4.19. Схема подвески КА:

1 – опорный трос; 2 – регулировочная муфта; 3 – опорная крестовина;
4 – упругий элемент

Стapelный вариант подвески показан на рис. 4.20.

Известны варианты использования тросовых подвесных систем для испытаний ЛА в горизонтальном положении. Эта схема обладает существенными недостатками: во-первых, в этой схеме возможны раскрытия стыков, что может привести к ошибкам при определении динамических характеристик, особенно коэффициентов демпфирования, во-вторых, она не позволяет проводить испытания жидкостных ракет в заправленном состоянии, поэтому ее использование весьма ограничено.

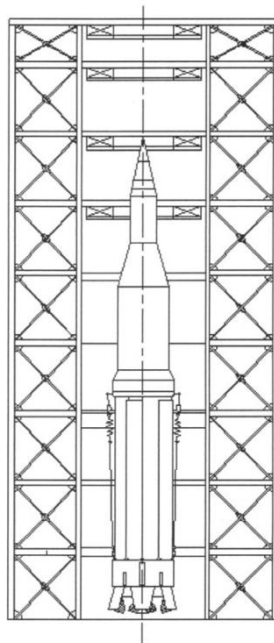


Рис. 4.20. Стapelный вариант подвески КА

Одна из схем тросовой подвески для космического аппарата с гибкими панелями солнечных батарей приведена на рис. 4.21.

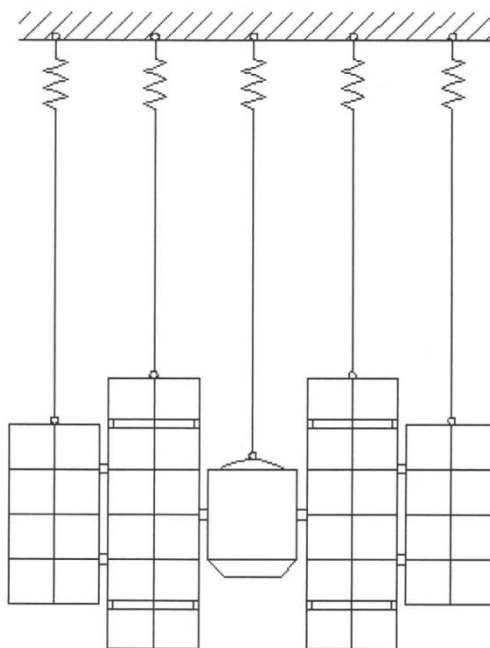


Рис. 4.21. Схема подвески фрагмента космического аппарата с панелями солнечных батарей

К числу недостатков тросовых подвесных систем следует отнести возможность взаимодействия упругих колебаний тросов с колебаниями конструкции и громоздкость подвески для крупногабаритных РН.

Иногда применяются пневматические подвесные системы. В этих системах в

качестве амортизирующих элементов используются емкости со сжатым воздухом. Давление в емкостях регулируется в зависимости от веса испытываемой конструкции.

Крепление вибровозбудителей и объекта. Для исследования частотных характеристик применяют стандартные вибровозбудители, главным образом электродинамические (ЭДВ), реже – пьезоэлектрические, электромагнитные (ЭМВ), электрогидравлические и механические. Крепление их к объекту должно обеспечивать точное поочередное определение всех частотных характеристик как в точке возбуждения, так и в других выбранных точках. Способы крепления разнообразны и зависят от задачи, способа установки объекта, размеров и массы объекта и вибровозбудителя.

При возбуждении в одной точке легких или упруго подвешиваемых объектов используют стационарный вибровозбудитель, установленный на жестких внешних опорах (рис. 4.22). Непосредственная установка изделия на вибростол (см. рис. 4.22,а) возможна при массе, не превышающей грузоподъемность вибровозбудителя и строго в вертикальном направлении силы. Внешняя подвеска объекта (см. рис. 4.22,б и 4.22,в) устраняет эти ограничения, однако может вызвать перекосяк и поломку вибровозбудителя. Шарнирная тяга (см. рис. 4.22,в), натянутая струна или тонкий стержень (см. рис. 4.22,г и 4.22,д) устраняют поперечные статические и динамические реакции при возникновении поперечных и угловых колебаний объекта или вибровозбудителя. Возбуждение объекта производится через измерительный узел (силовую или импедансную головку).

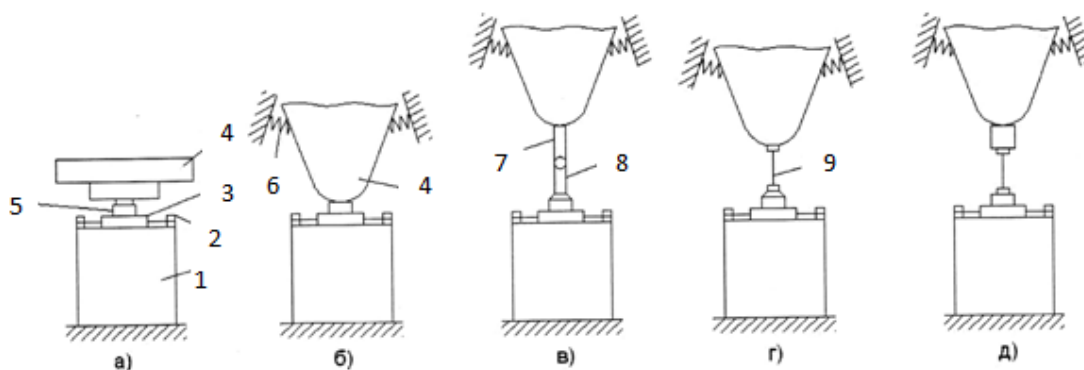


Рис. 4.22. Схемы крепления испытуемых объектов к вибровозбудителю:

а – установка на вибростоле; б, в – упругое крепление к внешним опорам; б – жесткое крепление к вибростолу; в – крепление по средствам шарнира; г – крепление по средствам натянутой струны или тонкого стержня, измерительный узел на вибростоле; д – то же, измерительный узел на объекте: 1 – корпус вибровозбудителя; 2 – упругая мембрана; 3 – подвижная система; 4 – испытуемый объект; 5 – измерительный узел (силоизмерительный датчик импедансная головка); 6 – упругие связи; 7 – жесткие тяги; 8 – шарнир; 9 – натянутая струна или тонкий стержень

При многоточечном исследовании аппаратов на подвесной системе применяют переносные вибровозбудители (рис. 4.23). Для вертикального возбуждения крепят

подвижные системы возбуждателей с измерительным узлом непосредственно к объекту, корпус возбуждателя подвешен на собственной мембране (см. рис. 4.23,а), при этом не требуется внешней опоры, что чрезвычайно удобно. Однако жесткая мембрана, необходимая для удержания возбуждателя, ограничивает снизу частотный диапазон измерений. Кроме того, большинство вибровозбудителей (особенно мощные) не рассчитаны на нагрузку, вызванную собственной массой.

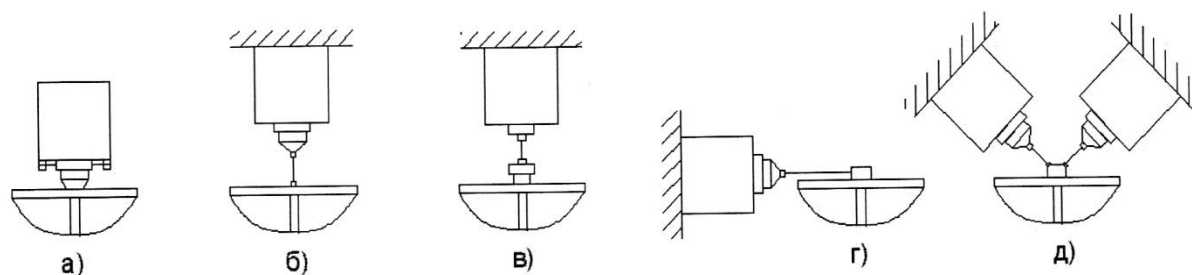


Рис. 4.23. Схемы крепления переносных вибровозбудителей к испытываемому объекту:

- а* – крепление вибростола непосредственно к объекту; *б* – крепление через натянутую струну или тонкий стержень, измерительный узел на вибростоле; *в* – то же, измерительный узел на объекте; *г* – крепление к приливу на опорной поверхности объекта для возбуждения горизонтальной силой; *д* – крепление к объекту двух вибровозбудителей для возбуждения вертикальной и горизонтальной сил

Различные варианты крепления с внешней опорой (см. рис. 4.23,б и 4.23,в) аналогичны рассмотренным вариантам со стационарным возбуждателем. Закрепляя возбуждатель под соответствующим углом, можно возбуждать конструкцию горизонтально (см. рис. 4.23,г). Здесь возникает “паразитный” момент силы; слишком длинна силовая тяга при больших габаритах объекта. Предпочтительнее может оказаться устройство под углом 90° или горизонтальный скользящий стол.

Анализ и выбор вибростенда. Для получения и анализа основных динамических характеристик ЛА наиболее эффективными могут быть электродинамические и электрогидравлические вибрационные стенды.

В табл. 4.3 представлены частотные диапазоны основных вибрационных стендов.

Частотные диапазоны основных вибрационных стендов

Тип стенда		Частотный диапазон, Гц
Электродинамический	стационарный	5-5000
	переносной	до 10000-15000
Механический		до 300
Пневматический		до 200
Гидравлический		0-500
Пьезоэлектрический		Свыше 15000
Магнитострикционный		10000-30000
Электромагнитный		до 400

Наибольшее применение нашли электродинамические вибрационные стенды, обладающие рядом преимуществ, а именно: большим частотным диапазоном; почти линейной зависимостью развиваемой силы от тока, протекающего по обмотке катушки подвижной системы; возможностью управления стендом по заданной программе во время его работы; удобством и надежностью в эксплуатации; малыми габаритами. Кроме синусоидальных вибраций они позволяют получить случайные вибрации сложной формы.

Электродинамические вибраторы могут быть стационарными и переносными (массой до 50–60 кг) для крепления к большим испытуемым объектам.

Стационарные вибраторы обычно применяют для исследований динамических характеристик сложных технических систем, материалов, вибропрочности и виброустойчивости деталей и приборов, а также для калибровки вибродатчиков.

Портативные служат в основном для вибровозбуждения громоздких механических конструкций с целью определения их собственных частот и форм колебаний или непрерывной частотной характеристики, например механического сопротивления (импеданса).

На стендах большой мощности может быть создана гармоническая вынужденная сила с амплитудой до $5 \cdot 10^5$ Н.

Преимущества электродинамических вибраторов: получение высоких частот колебаний (до 20 кГц) и значительных усилий; возможность плавного регулирования колебаний в процессе испытаний без дополнительного усложнения конструкции; высокая износостойкость, высокая надежность, возможность создания вибраторов для испытания объектов большой массы; возможность получения как гармонических, так и случайных колебаний.

Основным преимуществом электродинамического стенда является возможность точного воспроизведения случайных вибраций в широком диапазоне частот.

Расчет основных параметров вибрационного стенда. На рис. 4.24 приведена

простейшая динамическая схема вибровозбудителя. При составлении уравнений движения принято:

- 1) подвижная система перемещается строго вдоль вертикальной оси вибровозбудителя;
- 2) масса подвесок подвижной системы незначительна;
- 3) механические сопротивления считаются пропорциональными первой степени скорости движения;
- 4) изменение индуктивности и активного сопротивления подвижной катушки в зависимости от частоты протекающего тока не учитывается;
- 5) магнитопровод возбуждателя жестко соединен с неподвижным основанием.

Значение вынуждающей силы определяется по формуле:

$$F(t) = Bli(t), \quad (4.5)$$

где B – магнитная индукция; l – общая длина проводника; $i(t)$ – сила тока.

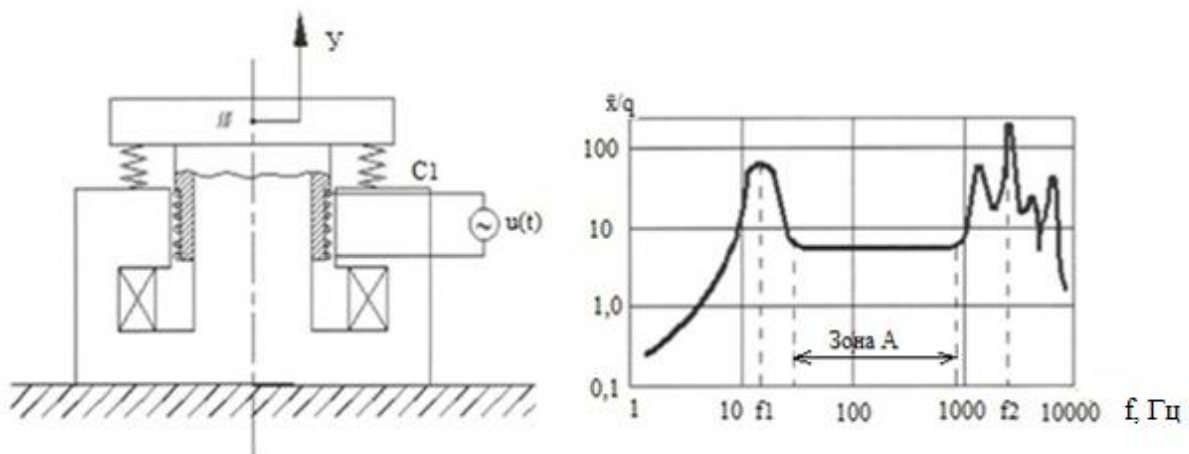


Рис. 4.24. Динамическая схема вибровозбудителя, АЧХ вибростенда

Движение подвижной системы описывается уравнением [19]:

$$m \frac{d^2 y}{dt^2} + b \frac{dy}{dt} + c_1 y = Bli, \quad (4.6)$$

где y – перемещение подвижной системы; m – масса подвижной системы; b – коэффициент сопротивления при вязком трении; c_1 – коэффициент жесткости подвески.

При движении в магнитном поле в проводнике индуцируется электродвижущая сила (противо-ЭДС):

$$E = -Bl \frac{dy}{dt}, \quad (4.7)$$

Уравнение, связывающее электрические параметры подвижной обмотки с ее движением:

$$L \frac{di}{dt} + Ri = -Bl \frac{dy}{dt} + u(t), \quad (4.8)$$

где L – индуктивность подвижной обмотки; R – активное сопротивление подвижной обмотки; $u(t)$ – переменное напряжение, подаваемое на подвижную обмотку.

Система уравнений (4.6) и (4.8) может быть представлена в виде

$$(mp^2 + bp + c_1)y = Bli; \quad (4.9)$$

$$(Lp + R)i = Blpy + U(t). \quad (4.10)$$

Из уравнений (4.9) и (4.10) получим:

$$(mp^2 + bp + c_1)(Lp + R)y = Blu(t) - B^2 l^2 py. \quad (4.11)$$

На рис. 4.25 показана структурная схема системы, описываемой уравнением (4.11).

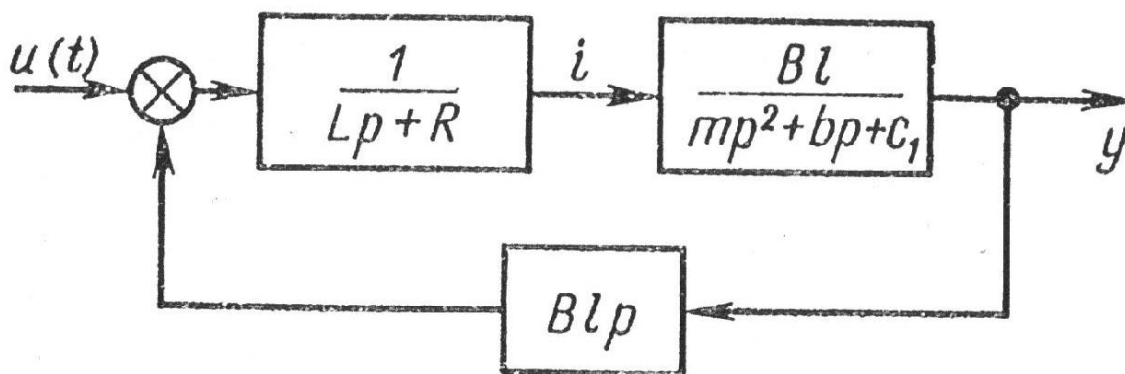


Рис. 4.25. Структурная схема вибровозбудителя

Таким образом, простейшая динамическая модель электродинамического возбудителя колебаний представляет собой замкнутую линейную систему третьего порядка с отрицательной обратной связью по скорости.

Значительная часть реальных режимов испытаний построена так, что амплитуды напряжения или силы тока не поддерживаются постоянными, а изменяются по заданному закону во всем диапазоне частот. Выбор частотного диапазона работы вибровозбудителя (без подробного рассмотрения динамики всей системы) определяется собственными частотами механической части вибровозбудителя ω_1 и ω_2 .

Приближенная собственная частота колебаний подвижной системы (рассматриваемой как сосредоточенная масса) на подвесках:

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{c_1}{m}}.$$

Приближенная первая собственная частота продольных колебаний подвижной системы, рассматриваемой как двухмассовая система, при $c_1 = 0$

$$\omega_2 = \sqrt{\frac{c_2 m}{m_1 m_2}}.$$

Низшая частота рабочего диапазона частот определяется значениями $\omega > \omega_1$.

При меньших частотах для получения заданных ускорений необходимо увеличить входной сигнал и, следовательно, увеличить мощность усилительного устройства сверх ее номинального значения. Достаточно низкое значение ω обеспечивается конструкцией подвески. Верхняя граница рабочего диапазона частот определяется частотой ω_2 .

Приближенный расчет ускорения, создаваемого в вибровозбудителе в диапазоне $\omega_1 < \omega < \omega_2$, может быть выполнен без полного исследования динамики системы. Если не учитывать воздействия противо-ЭДС и рассматривать уравнение (4.11), то, полагая $b = 0$ и $c_1 = 0$, получим

$$m\ddot{y} = Bli, \quad (4.12)$$

при гармоническом изменении силы тока $i = \sin \omega t$; $\ddot{y} = -\frac{Bl}{m} \sin \omega t$; амплитуды ускорения ω и вынуждающей силы F соответственно:

$$\omega_0 = \frac{Bli}{m} \quad \text{и} \quad F_0 = m\omega_0.$$

Зная особенности конструкции и назначение вибровозбудителя, можно выбрать, полную длину l проводника, а значит, и размеры подвижной обмотки. При разработке конструктивного решения определяется масса m подвижной системы. При более полных расчетах вибровозбудителя осуществляют расчеты системы магнитопровода, обмотки возбуждения, системы охлаждения. Предельные возможности вибровозбудителя определяются энергетическими процессами, протекающими в нем. Уровень воспроизводимой вибрации зависит от мощности вибровозбудителя. Мгновенная мощность вибровозбудителя:

$$N = y F = y B l i. \quad (4.13)$$

Полная мощность, потребляемая вибровозбудителем, может быть представлена как

$$N = k \frac{F_0^2}{B^2 D h}, \quad (4.14)$$

где F_0 – амплитуда гармонической вынуждающей силы; B – индукция в рабочем зазоре; D, h – основные размеры подвижной катушки.

$$\text{Коэффициент } k = \sqrt{k_r^2 + k_a^2},$$

$$\text{где } k_r = \alpha f \left(\Delta + \frac{\xi_1 + \xi_2}{3} \right), k_a = \beta \left(\frac{\rho_1}{\xi_1} + \frac{\rho_2}{\xi_2} \right).$$

Здесь f – частота изменения тока в подвижной обмотке; Δ – рабочий зазор; ρ_1, ρ_2 – удельные сопротивления материала; α, β – постоянные коэффициенты; ξ_1 и ξ_2 – глубина проникновения электромагнитной волны в материал обмотки и экранов.

По формуле (4.14), задаваясь необходимым значением F_0 , допустимой мощностью усилителя N , значением B , определяемым материалами обмотки и экранов, можно выбрать основные размеры вибровозбудителя при его проектировании. Выбор размера определяется необходимостью получения весьма жесткой конструкции подвижной обмотки и другими конструктивными факторами.

С целью исключения на рабочем месте лабораторного зала резонансных эффектов необходимо, чтобы не были близки значения следующих величин:

– собственной частоты подвески стола вибратора вместе с объектом испытаний:

$$\omega_{об} = \sqrt{\frac{c_{с.с}}{m_{с.с} + m_{об}}},$$

где $c_{с.с}$ – жесткость подвески стола вибратора; $m_{с.с}, m_{об}$ – массы стола вибратора и объекта испытаний соответственно;

– собственной частоты фундамента со статором вибратора:

$$\omega_{\phi} = \sqrt{\frac{c_{\phi}}{m_{ст} + m_{\phi}}}, \quad (4.15)$$

где c_{ϕ} – жесткость фундамента; $m_{\phi}, m_{ст}$ – массы фундамента и статора фундамента

соответственно;

– собственной частоты $\omega_{л.к}$ лабораторного корпуса.

Жесткость $c_{с.в}$ подвески стола вибратора должна находиться в определенном диапазоне. Собственная частота $\omega_{об}$ подвески стола вибратора зачастую получается того же порядка, что и собственная частота $\omega_{л.к}$ лабораторного зала. В этом случае необходима изоляция вибратора и лабораторного зала. Это достигается тем, что фундамент под вибратор сооружают изолированно от фундамента лабораторного зала.

Фундамент вибратора должен служить виброизолятором, для чего его собственная частота $\omega_{ф}$ должна быть много меньше тех частот, на которых проводятся испытания:

$$\omega_{ф} \ll \omega_{и}.$$

Выполнение этого неравенства можно достичь, как следует из соотношения (4.15), либо уменьшением жесткости $c_{ф}$ фундамента, либо увеличением его массы.

Если масса объекта испытаний больше толкающего усилия вибратора или того же порядка, то объект вывешивается на упругих подвесках.

Жесткость подвесок должна быть минимальной, чтобы частота испытаний $\omega_{и}$ превосходила собственную частоту массы стола вибратора и объекта испытаний: $\omega_{и} \ll \omega_{\Sigma}$. Здесь ω_{Σ} – собственная частота колебаний стола вибратора с объектом испытаний:

$$\omega_{\Sigma} = \sqrt{\frac{c_{\Sigma}}{m_{об} + m_{с.в}}},$$

где c_{Σ} – общая жесткость подвески системы стол вибратора - объект.

4.2. Стенды для моделирования акустических воздействий

Воспроизведение эксплуатационных условий нагружения при акустических испытаниях представляет собой сложную задачу, так как акустические нагрузки имеют случайный характер и изменяются в весьма широком диапазоне частот. Создание универсального стенда, воспроизводящего весь комплекс акустических нагрузок, является практически неосуществимым. Поэтому при наземных испытаниях имитируют наиболее важные режимы нагружения. При этом предполагается, что, несмотря на физическое

различие между искусственным шумом (на стенде) и шумом ракетного двигателя (РД), пульсация давления в турбулентном пограничном слое отрывных аэродинамических возмущений и колеблющимися ударными волнами, они вызывают сходную вибрационную реакцию конструкции.

Для изучения акустического воздействия на изделия испытания проводят на следующих стендах:

- наземные натурные непосредственно на изделии;
- на открытом стенде с работающим двигателем;
- в закрытых боксах с натурным источником шума;
- в акустических камерах.

Наземные натурные испытания позволяют наиболее полно приблизиться к эксплуатационным условиям, а, следовательно, обеспечить полную проверку прочности конструкции и функционирования бортового оборудования. Такие испытания являются заключительными в общей программе на отработке КА на акустические воздействия. Недостатком таких испытаний является их высокая стоимость, так как в течение всех испытаний двигателя, генерирующие акустическое поле, должны работать на максимальной мощности. Полетные условия акустического нагружения в наземных условиях практически не воспроизводятся.

Испытания на открытом стенде с работающим двигателем более экономичны. На таких стендах можно испытывать крупные изделия. Ускорение испытаний и соблюдение требуемых уровней нагрузки в данном случае достигаются выбором положения испытываемых объектов относительно источников шума. Режимы испытаний устанавливаются на основе натуральных изменений звуковых нагрузок и деформаций в контрольных точках поверхности изделия.

Испытания в закрытых боксах позволяют получить более высокие уровни акустических нагрузок, чем на открытом стенде, в результате чего сокращается продолжительность испытаний. Недостатком этого испытания является некоторое искажение звукового поля по сравнению с натурными условиями.

Испытания в акустических камерах, где создаются условия, близкие к натурным, позволяют получить более достоверную информацию о работоспособности испытываемого объекта, однако ограниченный объем этих камер не позволяет проводить испытания крупногабаритных объектов.

Испытательный стенд (рис. 4.26) состоит из источника акустического шума; рупора; камеры, в которой испытываемое изделие подвергается действию акустического шума; системы формирования и управления спектром акустического шума; измерительного микрофона; средств измерения значений параметров испытательных режимов.

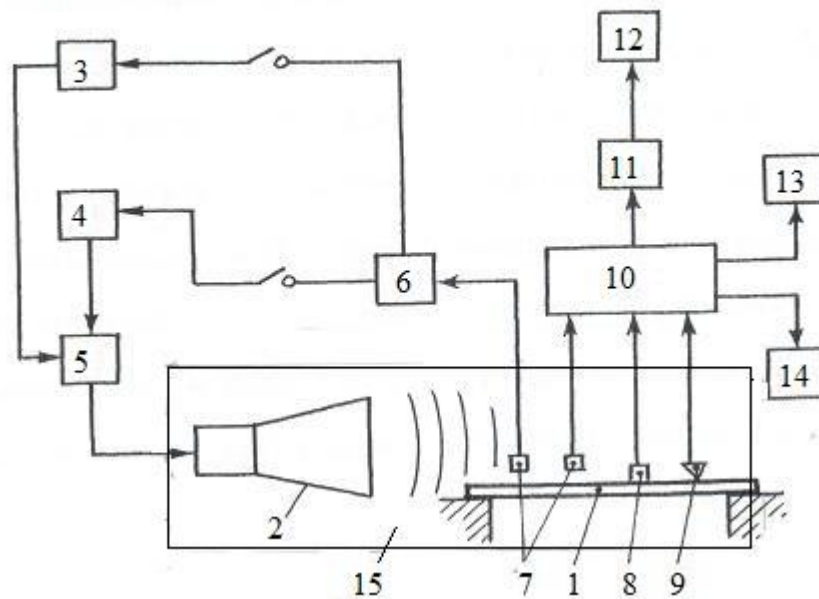


Рис. 4.26. Блок - схема стенда для акустических испытаний:

1 – испытываемая панель; 2 – генератор звука; 3 – генератор сигналов; 4 – СУАУ;
 5 – усилитель; 6 – измерительный усилитель; 7 – микрофоны; 8 – вибродатчик;
 9 – тензодатчик; 10 – стойка ИИС; 11 – анализатор; 12 – самописец уровня;
 13 – осциллограф; 14 – магнитофон; 15 – камера

Параметрами, характеризующими стенды акустического шума, являются следующие:

- уровень звукового давления – до 170 дБ с регулировкой в пределах 90 –170 дБ;
- отклонение уровня звукового давления от заданного (± 3 дБ);
- случайный акустический шум в диапазоне частот 125 – 10000 Гц;
- форма спектра акустического шума (рис. 4.27);
- акустический тон меняющейся частоты в диапазоне частот 125 – 10000 Гц.

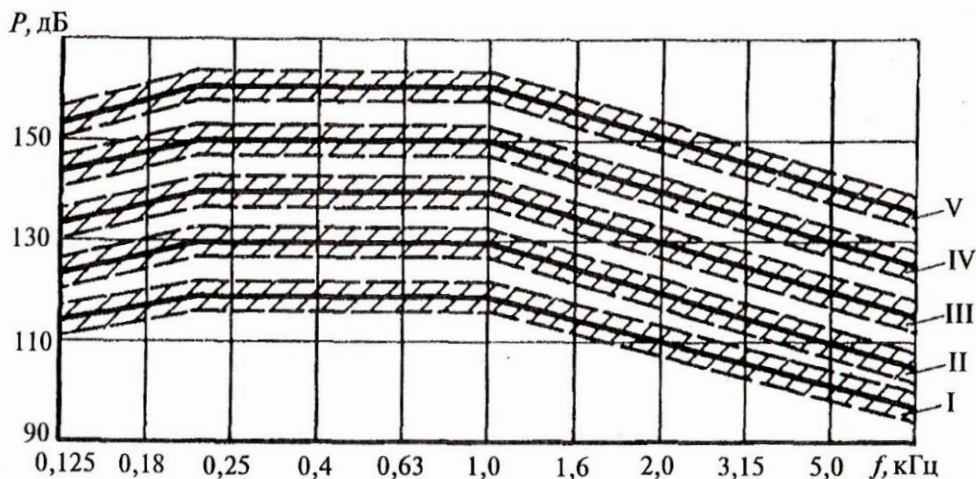


Рис. 4.27. Форма спектра акустического шума, измеряемого в третьоктавных полосах частот по ГОСТ 20.57.406-81: I... V - степень жесткости

Стенды должны обеспечивать получение случайного акустического шума в диапазоне частот 125 – 10000 Гц при уровне звукового давления, соответствующем требуемой степени жесткости (табл. 4.4).

Таблица 4.4

Уровни звукового давления

Степень жесткости	Акустический шум, дБ	Акустический тон меняющейся частоты, дБ
I	130	120
II	140	130
III	150	140
IV	160	150
V	170	160

Акустические воздействия создаются в испытательных боксах, реверберационных камерах бегущей звуковой волны.

Принципиальная схема бокса для проведения акустических испытаний показана на рис. 4.28.

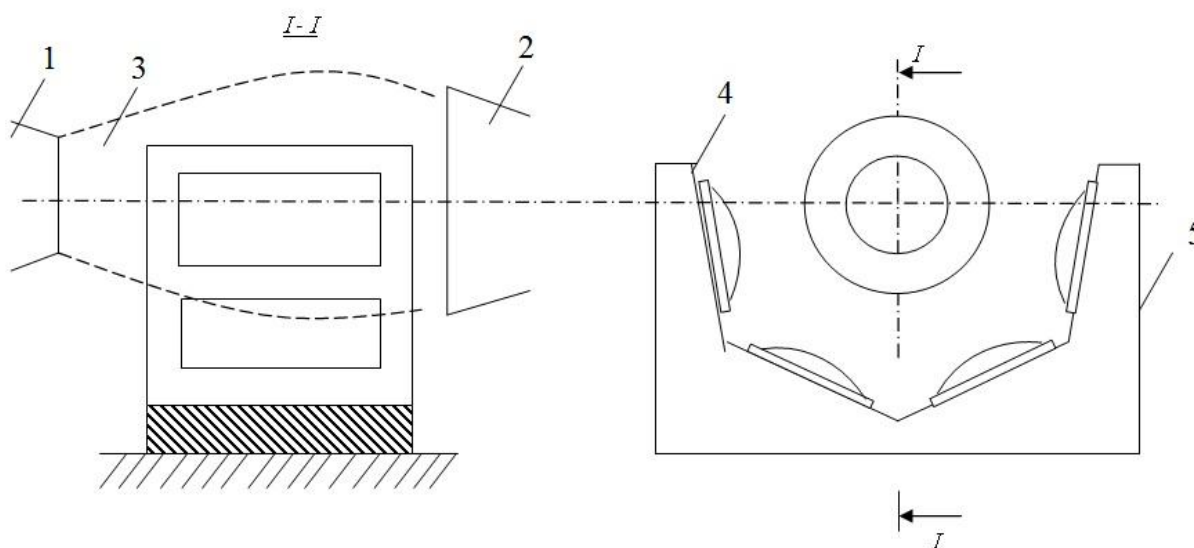


Рис. 4.28. Схема бокса при акустических испытаниях

Испытуемое изделие 4 располагают вокруг струи 3, истекающей из сопла реактивного двигателя 1 на монтажной платформе 5. Для сброса газов за рабочим участком расположен диффузор 2. Параметры звукового поля и реакции панелей обшивки контролируют при помощи микрофонов и тензорезисторных датчиков.

Как видно из схемы, интенсивным источником шума является выхлопная струя реактивного двигателя. Так, вблизи среза выхлопного сопла уровни шума составляют приблизительно 160 – 175 дБ. Такое интенсивное акустическое излучение реактивных струй связано с неоднородностью структуры турбулентного потока и может

рассматриваться как результат взаимодействия нестационарных объемов жидкости или турбулентных вихрей.

В реверберационных камерах (камерах отраженных волн) происходит отражение звука от стенок камеры, и звуковое поле вокруг объекта испытаний представляет собой интерференционную картину звуковых волн, т.е. возникает эффект резонансного усиления колебаний среды (рис. 4.29).

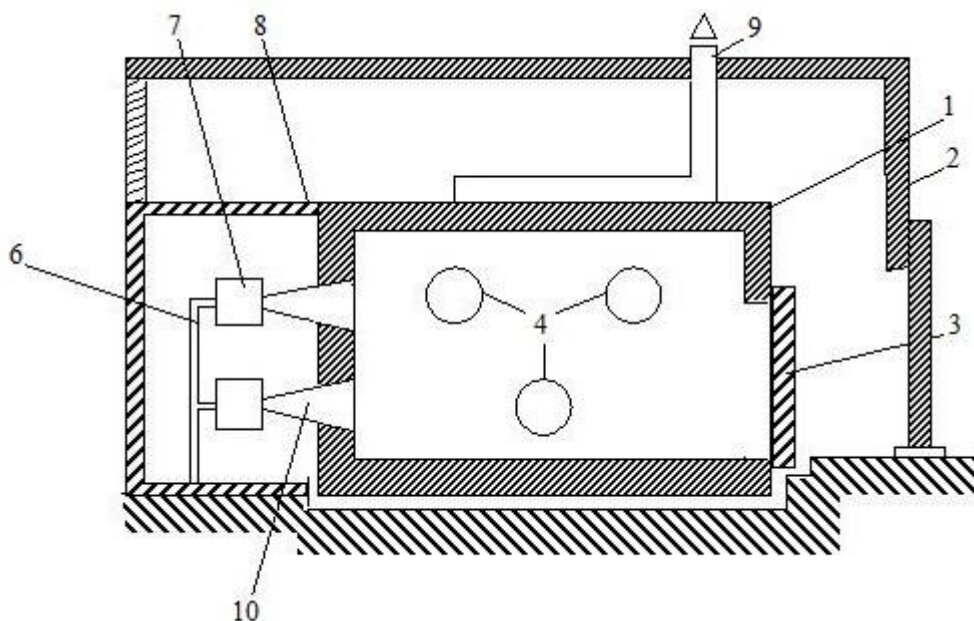


Рис. 4.29. Схема реверберационной камеры:

1 – испытательный бокс; 2 – корпус камеры; 3 – ворота; 4 – рупоры сирен; 5 – система питания генераторов управления акустической нагрузкой; 6 – воздуховод; 7 – сирены; 8 – бокс генераторы звука; 9 – глушитель; 10 – фундамент

Реверберационная камера представляет собой помещение, стены которого имеют специальное покрытие. Толщина стен достигает 0,8м при уровне шума 170 дБ. Помещение почти полностью (99%) отражает звуковые волны. В результате этого в камере создается диффузионное звуковое поле, в котором все направления равнозначны и уровни звукового давления одинаковы в любой точке камеры. Объем реверберационной камеры должен превышать объем испытуемого образца не менее чем в 8 раз.

Для того чтобы акустическое поле было равномерным, камеры относительно небольших объемов(менее 1000 м^3) строят с непараллельными стенками, что способствует улучшению условий реверберации звука. Угол скоса противоположных поверхностей относительно друг друга ($5 \div 10$)°.

Камеры большого объема (более 1000 м^3) обычно делают прямоугольными. Для повышения диффузности поля в таких камерах иногда применяют рассеиватели- жесткие

клинья, устанавливаемые на внутренних поверхностях камер. Ориентировочно объем реверберационной камеры можно определить из условия обеспечения нижнего частотного диапазона измерений по формуле:

$$f_n = 125 \sqrt{\frac{180}{V}},$$

где V – объем камеры; f_n – нижняя граничная частота.

Расчет размеров реверберационной камеры (длины d , ширины b и высоты h) производят по формулам:

$$d = \frac{\lambda}{4} + 2l_{max} + \sqrt{2^2 - \left(\frac{\lambda}{4}\right)^2};$$

$$b = \frac{6\lambda}{4};$$

$$h = 2\sqrt{2^2 - \left(\frac{\lambda}{4}\right)^2},$$

где λ – длина волны нижней граничной частоты; l_{max} – максимальный размер испытуемого образца.

Генераторы звукового давления устанавливаются в разных местах внутри камеры или могут быть установлены вне камеры. Уровень шума, достигаемых в таких камерах, составляет 177 дБ. Управляемый спектр шума – от 40 до 1250 Гц, общий спектр шума – от 40 до 10 000 Гц. Уровень шума около камеры имеет значение ~ 50 дБ.

В состав реверберационных камер входят:

- испытательный бокс;
- помещение для персонала;
- система генераторов звука;
- согласующие устройства (рупоры);
- система питания генераторов звука сжатым воздухом;
- система формирования и управления спектрами акустической нагрузки;
- информационно-измерительная система;
- шумоглушитель.

При конструировании реверберационных камер суммарная акустическая мощность источников шума в соответствующих частотных полосах должна быть распределена на минимальное количество согласующих устройств (рупоров). При этом должна

достигаться высокая эффективность излучения звука рупором, условием выбора геометрических размеров которого является:

$$d \geq \frac{a}{f_{\text{кр}} \pi},$$

где d – размер выходного сечения рупора; a – скорость звука; $f_{\text{кр}}$ – критическая частота рупора.

Наибольшая эффективность излучения звука у экспоненциального рупора.

Так как в реверберационных камерах звуковые нагрузки обычно имеют широкополосные спектры частот с неравномерной спектральной плотностью, то необходимо создавать согласованное (программное) управление генераторами, формулирующими спектр звуковых давлений. Это осуществляется при помощи многоканальной управляющей системы (рис. 4.30).

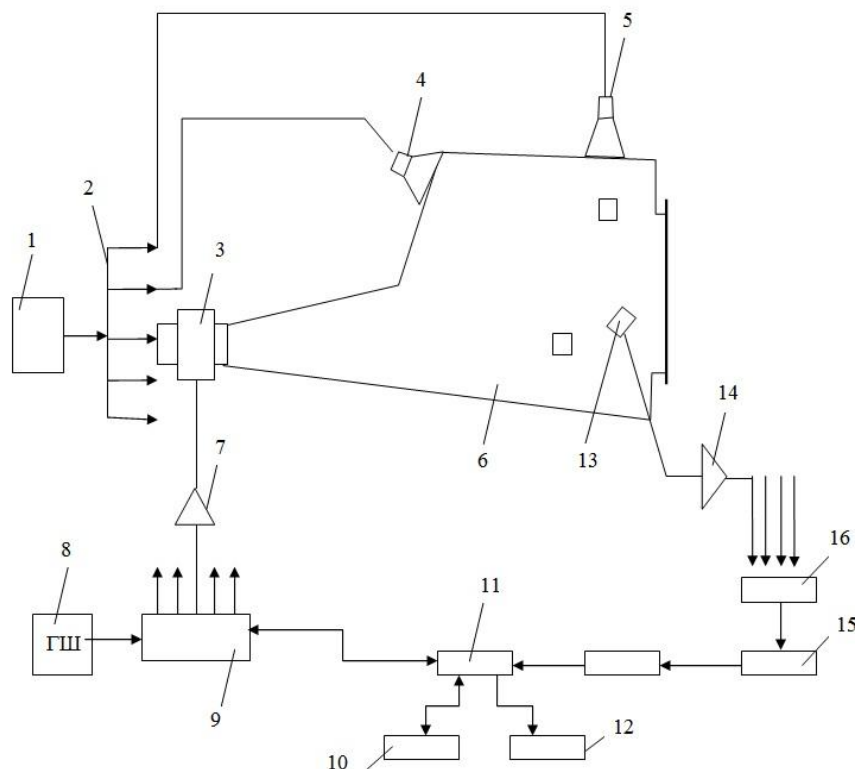


Рис. 4.30. Схема многоканальной управляющей системы:

1 – источник питания; 2 – воздухораспределительные устройства; 3, 4, 5 – сирены;
6 – бокс-камеры; 7 – усилитель мощности сирены; 8 – генератор шума; 9 – устройство
формирования спектра; 10 – стойка управления; 11 – ЭВМ; 12 – графопостроитель;
13 – микрофоны; 14 – микрофонный усилитель; 15 – анализатор спектра;
16 – коммутатор; 17 – детектор

Установки бегущей звуковой волны (безэховые камеры) (рис. 4.31) используются для испытаний элементов обшивки КА на акустическую выносливость в ближнем акустическом поле (граница зоны смешивания турбулентной струи) с направлением фронта распространения звуковых волн по касательной к поверхности обшивки.

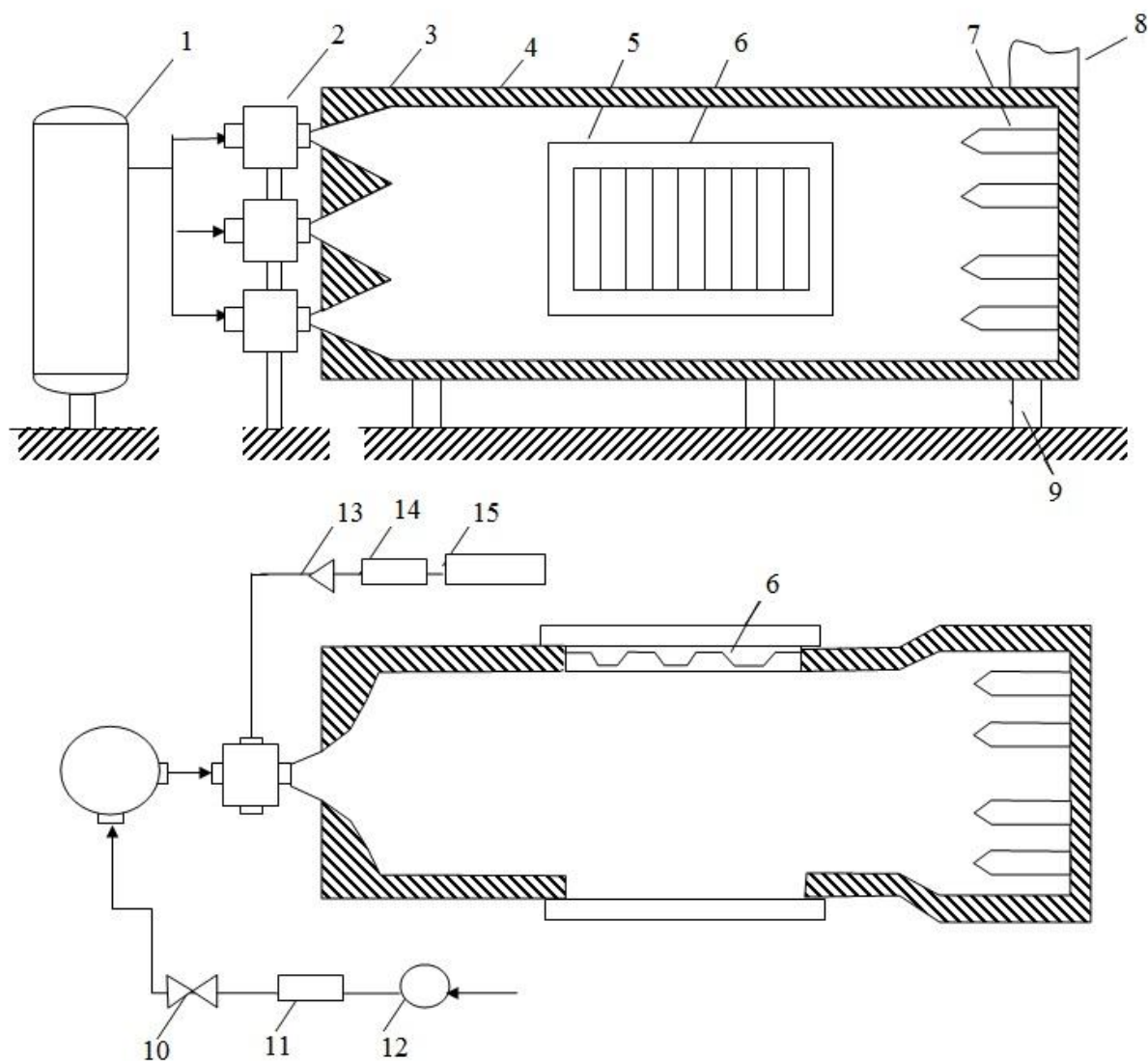


Рис. 4.31. Схема установки бегущей волны:

1 – ресивер; 2 – сирены; 3 – рупоры; 4 – волновод; 5 – блок установки объекта испытаний; 6 – панель; 7 – звукопоглощающие клинья; 8 – глушитель; 9 – виброизоляторы; 10 – задвижки; 11 – дроссель; 12 – ресивер; 13 – усилитель мощности; 14 – формирующие фильтры; 15 – генератор

Установка представляет собой туннельный канал (волновод) 4 с сечением прямоугольной формы. Размеры поперечного сечения канала выбирают в зависимости от габаритных размеров испытуемых изделий, отношение ширины канала к высоте должно быть не менее 1:5. Испытуемую панель 6 устанавливают в рабочую часть блока 5 установки заподлицо с внутренней поверхностью стенки канала.

Корпус волновода 4 установки выполняют железобетонным или металлическим, сварной конструкции. Коэффициент звукопоглощения стен волновода должен быть не выше 1,6%. Звуковые колебания в канале возбуждаются при помощи генераторов-сирен 2, устанавливаемых в головной части установки. Одно из главных требований воспроизведения бегущих волн – отсутствие отражения звука от стен канала и его торца. Для выполнения этого требования в концевой части канала устанавливают звукопоглощающие клинья 7, которые в некоторых случаях увеличивают длину установки до 10-15 м. Системы электрического и пневматического питания генераторов, управления и измерительная примерно такие же, как и в реверберационных камерах. Уровень акустической мощности до 170дБ.

Генераторы акустических нагрузок. В качестве источников акустических нагрузок могут применяться следующие устройства:

– акустические генераторы, преобразующие энергию сжатого воздуха в акустическую энергию;

– электродинамические громкоговорители, с помощью которых можно получить практически любой спектр частот;

– сирены, которые в свою очередь, подразделяются на динамические и статические. Работа динамической сирены основана на прерывании вращающимся ротором потока сжатого воздуха, проходящего через отверстия статора.

Динамические сирены могут воспроизводить дискретный спектр частот и широкополосный спектр частот.

Генераторы с дискретным спектром частот. Основным элементом, генерирующим звуковые колебания, является вращающийся диск 2 (рис.4.32) с отверстиями, установленный в струе воздуха, истекающего из сопел форкамеры 3. Число сопел в форкамере и шаг распределения по окружности соответственно равны числу и шагу распределения аналогичных отверстий в рабочем колесе (диск 2). Поочередное открывание и закрывание отверстий приводит к резкому изменению газодинамических параметров струи и, следовательно, к возникновению пульсаций давления в рупоре 1, которые возмущают звуковые колебания воздушной среды. Частота звуковых колебаний зависит от частоты вращения ротора; низшая гармоническая составляющая

$$f = \frac{mn}{60},$$

где m – число отверстий форкамеры; n – частота вращения ротора, мин^{-1} ; при этом частоты гармоник $2f, 3f, \dots, kf$.

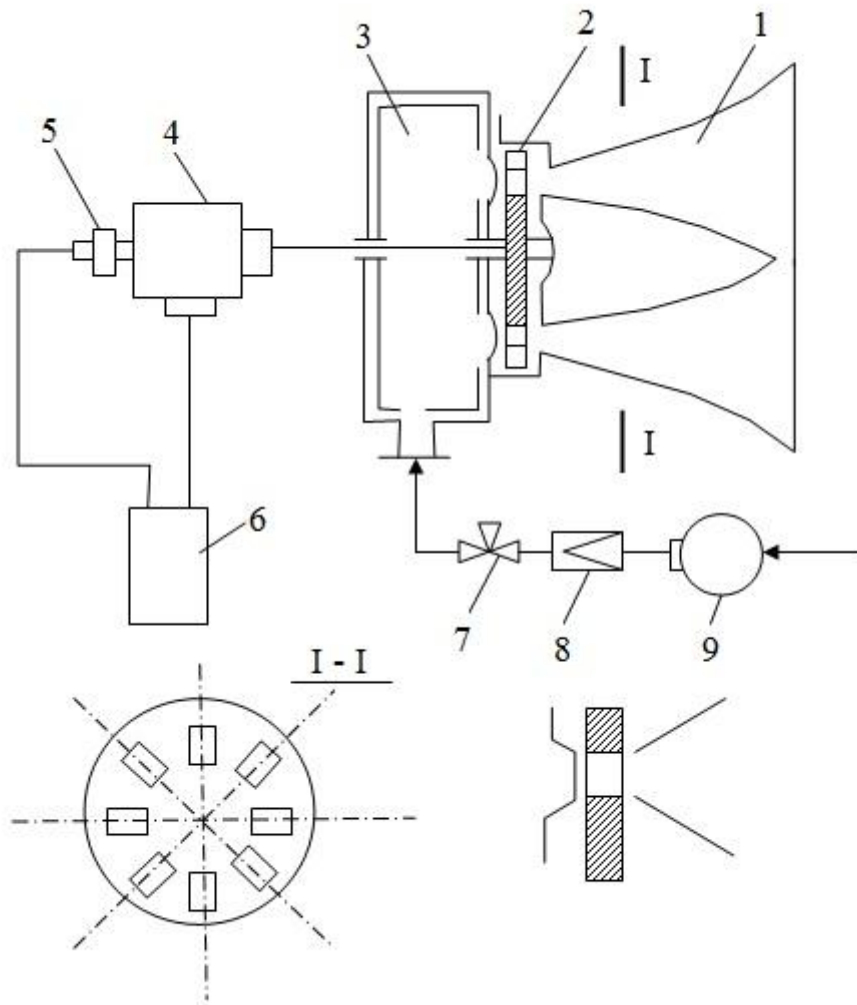


Рис. 4.32. Схема сирены дискретного действия:

1 – рупор; 2 – диск; 3 – форкамера; 4 – электродвигатель; 5 – датчик обратной связи; 6 – тиристорный привод электродвигателя; 7 – задвижка; 8 – дроссель; 9 – ресивер

Число отверстий в диске рабочего колеса и число отверстий в форкамере выбирают в соответствии с требуемым диапазоном частот для испытания. Геометрические размеры форкамеры выбирают такими, чтобы заключенный в ней объем воздуха не создавал резонанса в нижней собственной частоте. Для уменьшения пульсации давления внутренние поверхности ее облицовывают звукопоглощающим материалом. Рабочий диапазон давления воздуха в форкамере 10^4 – $3 \cdot 10^5$ Па. Для поддержания заданной частоты в приводе генератора устанавливают датчик обратной связи 5, показания которого подаются на сравнивающее устройство тиристорного привода 6, питающего электродвигатель 4. Точность поддержания частоты должна быть не ниже 1 – 1,5%.

Генераторы широкополосного спектра частот. Такие генераторы применяют для воспроизведения случайных процессов акустического нагружения. Они имеют несколько модулирующих дисков. У дисков разное число и размеры проходных отверстий для

воздуха. Отверстия по окружности располагают с нерегулярным шагом. Во вращение диски приводятся от отдельных двигателей. Для того чтобы процесс был нециклическим, отношение частот вращения дисков выбирают некратным, при этом мгновенные комбинации положения дисков не повторяются в течение довольно длительного времени.

Генерирование звука в таких сиренах (рис.4.33) происходит следующим образом. При перепаде давлений между форкамерой 1 и рупором 5 в проточном канале корпуса 7 сирены образуется струя воздуха, поперечное сечение которой вследствие вращения дисков изменяются от нуля (когда отверстия в дисках не совпадают) до некоторой текущей величины, случайно изменяющейся во времени. Так как параметры струи вследствие модуляции ее ротором изменяются с большой скоростью, в рупоре образуется система газодинамических импульсов давления, которые возбуждают звуковые волны с такой же случайной последовательностью, с какой изменяется площадь проходных отверстий в роторе. Отношение пневматической и акустической мощностей (КПД) в сиренах этого типа примерно 8–10 %.

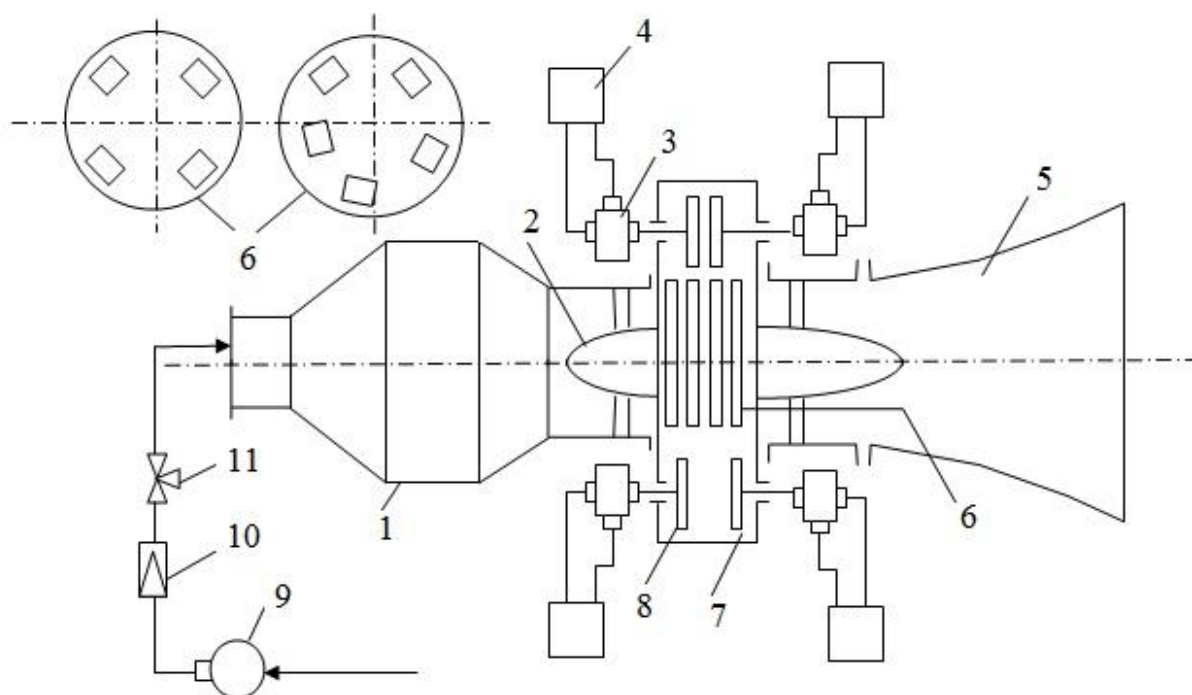


Рис. 4.33. Схема широкополосной сирены:

- 1 – форкамера; 2 – обтекатель; 3 – электродвигатель; 4 – тиристорный привод; 5 – рупор;
 6 – ротор; 7 – корпус сирены; 8 – шкафы привода; 9 – ресивер; 10 – дроссель;
 11 – задвижка

Рабочий диапазон давлений воздуха перед ротором $5 \cdot 10^4 - 3,5 \cdot 10^5$ Па.

Недостаток сирен такого типа – сложность воспроизведения требуемого спектра шума и автоматического управления им. Этому недостатка лишены генераторы с электродинамическим и электрогидравлическим приводом.

Статические (газоструйные) сирены. Принцип работы статических сирен основан на эффекте, заключающемся в том, что при продувании через коническое сопло потока воздуха со сверхзвуковой скоростью в воздушном потоке перед соплом создается периодическое распределение давления с участками неустойчивости. Помещая резонатор в эти участки, получают излучение звуковых волн в окружающее резонатор пространство. Статические сирены создают уровни звукового давления до 180 дБ и выше при широком диапазоне частот.

Электропневматические генераторы. Электропневматические генераторы используются для создания высокоинтенсивных звуковых полей с управляемым широкополосным спектром частот. Такие генераторы подразделяются на высокочастотные и низкочастотные.

Акустическая мощность высокочастотных генераторов не превышает 30кВт, а диапазон частот регулируемой части спектра 20–1200 Гц.

Мощность низкочастотных генераторов достигает 400 кВт в регулируемой части спектра 20 – 500 Гц.

В высокочастотном генераторе (рис.4.34) основным элементом, создающим звук, является модулирующий клапан, состоящий из двух соосно установленных цилиндров: подвижного 5 и неподвижного 6.

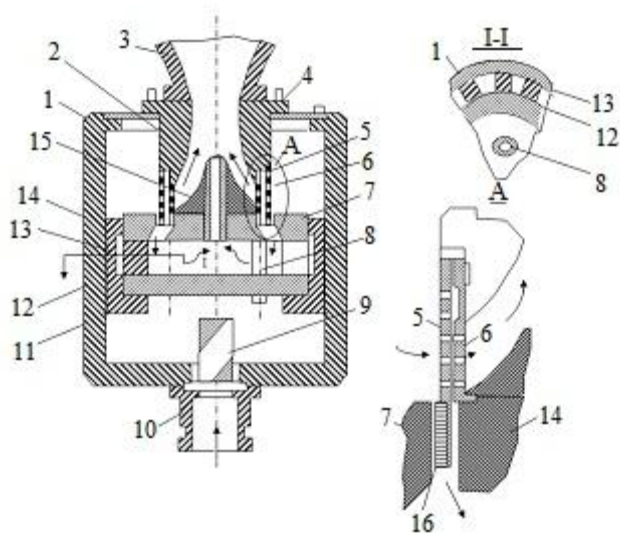


Рис. 4.34. Схема высокочастотного генератора шума

Отличительная особенность этого генератора – наличие в подвижном цилиндре кольцевой пружины, выполненной в виде нескольких рядов щелей. Промежутки между смежными рядами щелей при осевой нагрузке имеют то же назначение, что и тороидальные кольца или балки. Промежутки между соседними щелями служат как бы стержнями между тороидальными балками. Подобного рода подвеска подвижной системы обеспечивает достаточно высокую соосность сопряженных цилиндров и, следовательно, высокую устойчивость к износу. В нижней части подвижного элемента модулятора имеются обмотки катушки возбуждения 16. При взаимодействии протекающего в ней тока с магнитным полем в воздушном зазоре секции 7 и 14 постоянного магнита подвижный цилиндр начинает колебаться, изменяя площадь проходных сечений щелей в неподвижном цилиндре 6. Степень перекрытия этих щелей определяет уровень звукового давления в горловине 4 генератора.

Магнитная система модулятора выполнена в виде замкнутого блока, элементами которого являются секции 7 и 14 магнита, кольцо 12, диск 11 и соединительные стойки 8. Блок магнита закреплен во втулке 13, жестко соединенной с корпусом 1.

Для подвода воздуха к модулирующему устройству на внешней поверхности втулки 13 предусмотрены прорези. Сжатый воздух подводится к генератору через патрубок 10 и фильтр 9. Основная часть его используется в модулируемом клапане, а относительно небольшая часть расходуется на охлаждение катушки возбуждения. Охлаждающий воздух проходит через кольцевую щель магнита и затем через трубку 2 выходит в горловину рупора 3.

Испытания КА на воздействия акустического шума проводятся двумя основными методами: методом воздействия на изделие случайного акустического шума и методом воздействия на изделие случайного акустического тока. Условия эксплуатации аппарата определяют выбор метода. Испытательный стенд выбирается в зависимости от метода испытаний.

Акустические испытания орбитального корабля "Буран" проводились в реверберационной камере ($V=1500 \text{ м}^3$) при уровне звукового давления до 168 дБ в диапазоне частот 16...4000Гц.

Известные реверберационные камеры имеют объемы 50 - 5000 м^3 , наблюдается тенденция к увеличению объема камер.

4.3. Экспериментальная база для квазистатических испытаний изделий РКТ

Экспериментальная база должна обеспечить моделирование статических и динамических нагрузок на всех этапах эксплуатации изделий РКТ при отсутствии

динамических специальных испытательных стендов. На этапе исследования свойств материалов обычно используется парк серийно выпускаемых испытательных машин и стендов, с помощью которых определяются сопротивление материалов при растяжении, сжатии, изгибе в условиях высоких и низких температур, агрессивных сред, определяются предельные характеристики, теплофизические свойства и т.д.

Принципиальное значение имеют в настоящее время вопросы энергетического обеспечения и экологической безопасности, так как воздействующие на ракетно-космическую технику при экспериментальной отработке мощности сопоставимы с мощностями турбоагрегатов ГЭС.

Требования к экспериментальной базе:

- соответствие экспериментальной базы габаритно-массовым параметрам РКТ;
- возможность реализации характера и уровня расчетных нагрузок, факторов на всех этапах разработки РКТ;
- учет перспектив развития техники;
- учет объема, сроков и стоимости экспериментальной отработки;
- возможность сбора, регистрации и оперативной обработки измерительной информации;
- автоматизация испытаний;
- удобство доставки объекта испытаний с завода - изготовителя;
- энергетическая обеспеченность, экологическая безопасность;
- обеспечение квалифицированными и опытными кадрами.

Цикл испытаний и состав экспериментальной базы. Цикл подготовки и проведения испытаний определяет состав экспериментальной базы. Цикл включает в себя:

- прием и размещение объекта испытаний;
- подготовку объекта к испытаниям;
- подготовку испытательного стенда;
- монтаж испытательной оснастки и элементов испытательных систем;
- монтаж объекта на испытательный стенд;
- монтаж нагружающего оборудования;
- препарирование измерительных средств;
- нагружение изделия по заданным программе и методике;
- измерение реакции изделия на воздействующие нагрузки и факторы;
- завершение испытаний, дефектация и демонтаж объекта испытаний;
- обработка и анализ измерительной информации.

Цикл подготовки и проведения статических испытаний включает в себя 4 этапа: подготовка, нагружение, дефектация и обработка результатов испытаний.

Перед проведением статических испытаний изделия должны быть осуществлены следующие операции:

- монтаж объекта испытаний и сдача его на испытания;
- монтаж испытательной установки в соответствии с чертежной документацией на установку;
- монтаж средств измерения в соответствии с программой испытаний;
- фотографирование объекта и испытательной установки;
- подключение нагружающей и регистрирующей аппаратуры;
- составление загрузочных таблиц;
- оформление формуляра на изделие;
- оформление журнала статических испытаний.

Перед испытаниями проверяется правильность подключения нагружающих средств и установки измерительных приборов. Для этой цели проводится поканальная опрессовка средств нагружения и общая опрессовка изделия до 20 – 40% испытательных нагрузок.

После опрессовки конструкция нагружается в соответствии с программой испытаний на заданные эксплуатационный и расчетный случаи. На каждом контролируемом этапе снимаются показания измерительных средств, анализируется экспресс-информация, производится визуальный осмотр конструкции. После достижения испытательных нагрузок производится отсчет по приборам, после этого конструкция разгружается. При этом результаты наблюдений на каждом этапе нагружения (появление волнообразования, локальные изменения геометрии и т.д.) регистрируются.

Результаты испытаний оформляются протоколом.

Испытательный цикл обеспечивается экспериментальной базой, имеющей следующий состав:

- лабораторный зал с рабочими местами;
- технологические системы;
- общеинженерные системы;
- лабораторные помещения для приборной и измерительной частей;
- бытовые помещения для персонала;
- места хранения объектов испытаний и вспомогательного оборудования.

Лабораторный зал служит для приема объекта испытаний, его размещения, подготовки и проведения испытаний. Размеры лабораторного зала определяются габаритами объектов и необходимостью параллельной работы одновременно с несколькими объектами. Зал включает в себя рабочие места или испытательные стенды, силовой пол, силовой потолок, силовую стену, бокс, бронекамеру, грузоподъемные

средства, силовую нагужающую оснастку. Лабораторный зал должен быть оборудован въездными воротами соответственного размера для ввоза объектов испытаний.

Лабораторный зал представляет собой производственное помещение для размещения одного или нескольких объектов и приложения к ним испытательных нагрузок. Как правило, зал содержит зону подготовки объекта испытаний и одно или несколько рабочих мест с силовыми полами и силовыми стенами, представляющим собой железобетонные конструкции с силовыми прогонами, которые выполняются из спаренных швеллеров, двутавров или железнодорожных рельсов. Силовая стена изготавливается совместно с силовым полом или автономно. Их количество и расположение определяется количеством объектов испытаний. На рис. 4.35 представлены типовые схемы силовых полов и стен.

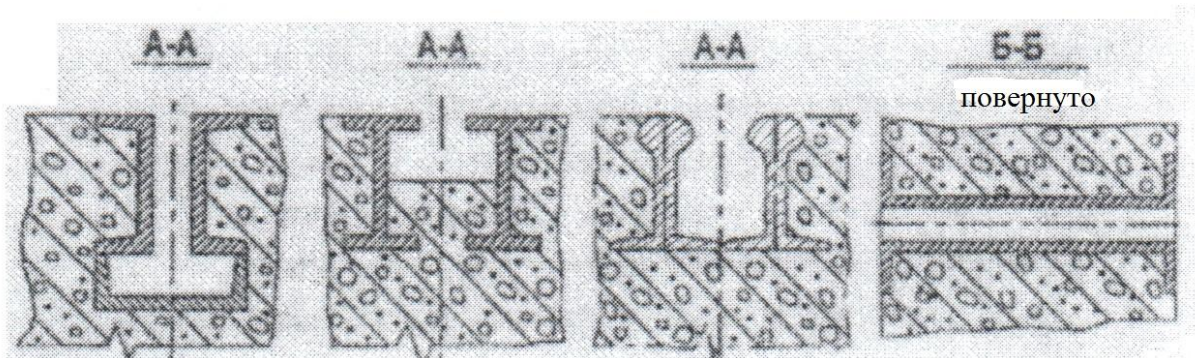
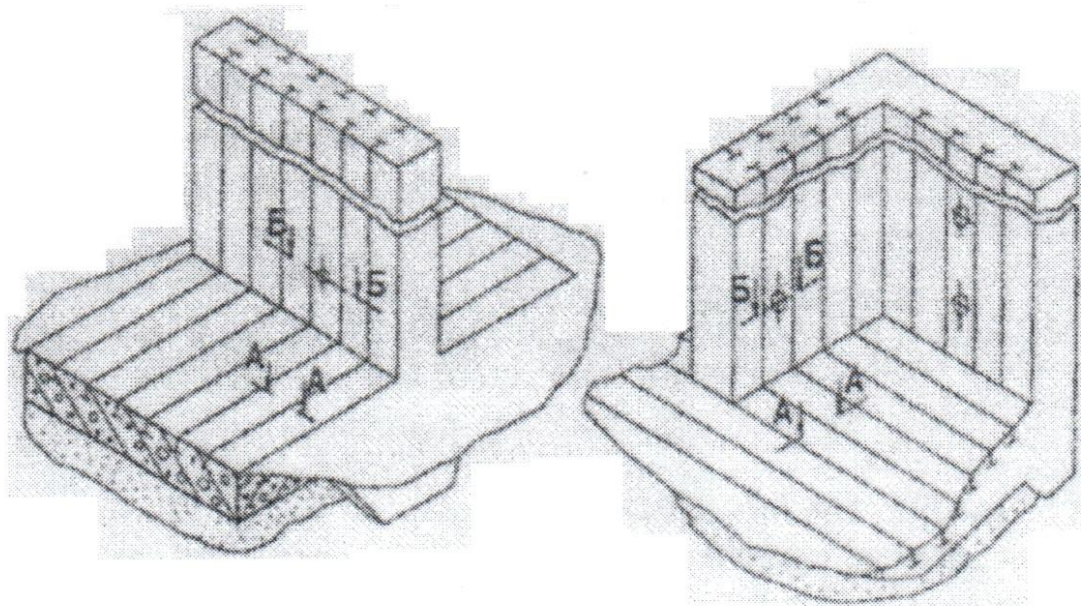


Рис. 4.35. Типовые схемы силовых полов и стен

Применяемый шаг прогонов 0,5...1,5 м, номинально отрывающая сила составляет 50...100 кН/пог.м, изгибающий момент относительно верхнего среза стены не менее 1000 кНм. Площадь пола колеблется от нескольких сотен до тысяч квадратных метров.

Например, площадь силового пола в испытательной лаборатории НИИ ВМС США в Райт-Филде, штат Огайо, составляет 4000 м².

Силовой пол оборудуется стоками для воды. Пол и стены оснащаются каналами для прокладки масляных, водяных, воздушных трубопроводов, а также герметичными каналами для кабельных сетей.

Силовая стена служит для нагружения объектов боковыми силами, изгибающими и крутящими моментами. Отверстия или силовые прогоны в стене располагаются вертикально и их мощность меньше мощности прогонов силового пола. Мощность силовой стены в целом определяется максимальным изгибающим моментом, который можно приложить к объекту испытаний с помощью силовой стены.

Силовой потолок служит для нагружения объектов силами, направленными вверх. Он представляет собой набор мощных балок, которые опираются на силовые колонны лабораторного корпуса (рис.4.36).

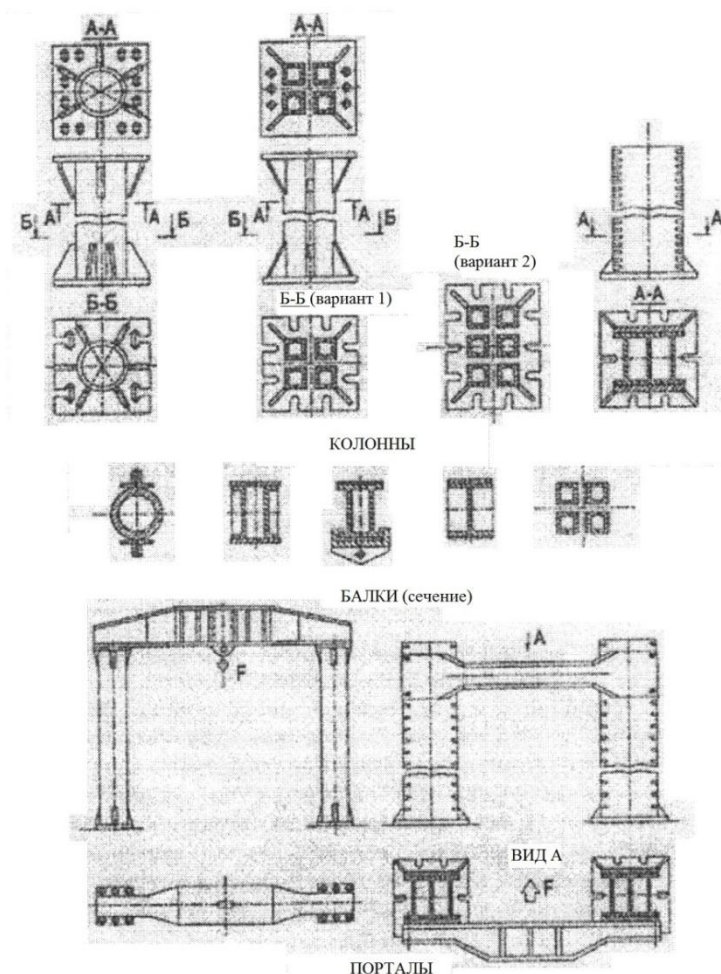


Рис. 4.36. Элементы силового потолка лабораторного зала

При расчете силового потолка необходимо учитывать, что при разрушении объекта испытаний осевыми силами $F_{\text{исп}}$, направленными вниз, в узлах крепления возникает динамическая сила отдачи $F_{\text{отд}}$, направленная вверх. Для оценки этой силы учтем, что статическая испытательная сила определяется соотношением

$$F_{\text{исп}} = cx_0, \quad (4.16)$$

где c – жесткость силовой балки; x_0 – прогиб середины силовой балки.

После внезапного разрушения объекта испытаний силовая балка начинает колебаться с собственной частотой f , определяемой выражением $f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{c}{m}}$, где m – приведенная масса силовой балки. В первый момент после разрушения колебания являются причиной возникновения динамической силы отдачи $F_{\text{отд}}$. Середина закрепленной балки совершает после разрушения свободные колебания:

$$X = x_0 \sin \omega t. \quad (4.17)$$

Максимальное значение динамической силы определяется соотношением:

$$F_{\text{отд}} = m | \dot{x}_{\text{max}} | = mx_0 \omega^2 = mx_0 c / m = cx_0 = F_{\text{исп}}. \quad (4.18)$$

Если объект разрушился при испытательной силе $F_{\text{исп}}$, то силовая балка будет стремиться оторваться от опоры с такой же силой $F_{\text{отд}}$. Это надо учитывать при проектировании узлов крепления силовых балок к торцам стапеля или бокса съемными силовыми кронштейнам.

Зоны подготовки ОИ и рабочее место оснащаются мостовыми кранами и другими грузоподъемными механизмами.

Для обеспечения возможности произвольного закрепления объекта испытаний на силовом полу или стенах используются переходные плиты, силовые или опорные кольца, обеспечивающие передачу сил на силовые прогоны. Эти плиты или кольца могут быть неподвижными и поворотными с механизмами фиксации.

Важными конструктивными элементами лабораторного зала являются силовые колонны, балки и порталы силового потолка. Обычно эти элементы легко трансформируемы и универсальны.

Схема трансформируемого стенда приведена на рис. 4.37.

Испытания проводятся в специальных силовых системах, которые называют рабочими местами или испытательными стендами (рис.4.38). Их размещают в лабораторных залах. Рабочее место должно обеспечить размещение на нем объекта

испытаний, возможность приложения к объекту комплекса нагрузок и факторов и их измерения, возможность измерения реакции объекта на приложенные воздействия. Оно защищает людей и окружающую среду от опасных реакций, возникающих при нагружении и разрушении объектов испытаний. Число рабочих мест определяется объемом и сроками экспериментальной отработки. Рабочим местом может быть испытательный стенд.

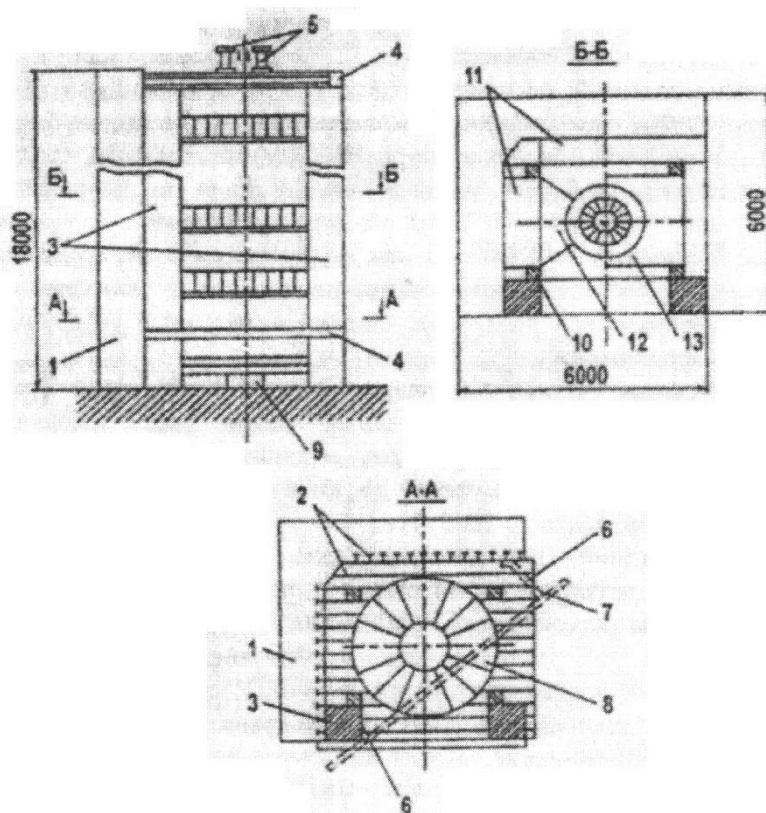


Рис. 4.37. Трансформируемый стенд для статических испытаний КА:
 1 – силовая стена; 2 – силовые прогоны; 3 – силовые колонны; 4, 5 – поперечные балки силового потолка; 6, 7 – кронштейны и балки систем нагружения элементов; 8 – поворотный стол; 9 – поворотный механизм; 10...13 – колонны и стационарные выдвижные площадки обслуживания

Технологические системы обеспечивают процесс проведения испытаний. Они включают в себя:

- систему энергетического обеспечения;
- систему нагружения;
- систему измерения;
- систему управления экспериментом.

Общеинженерные системы обеспечивают необходимые для испытаний энергетические мощности, условия для удобной и безопасной работы, экологическую безопасность, работоспособность грузоподъемных механизмов, вентиляции, освещения и т.п.

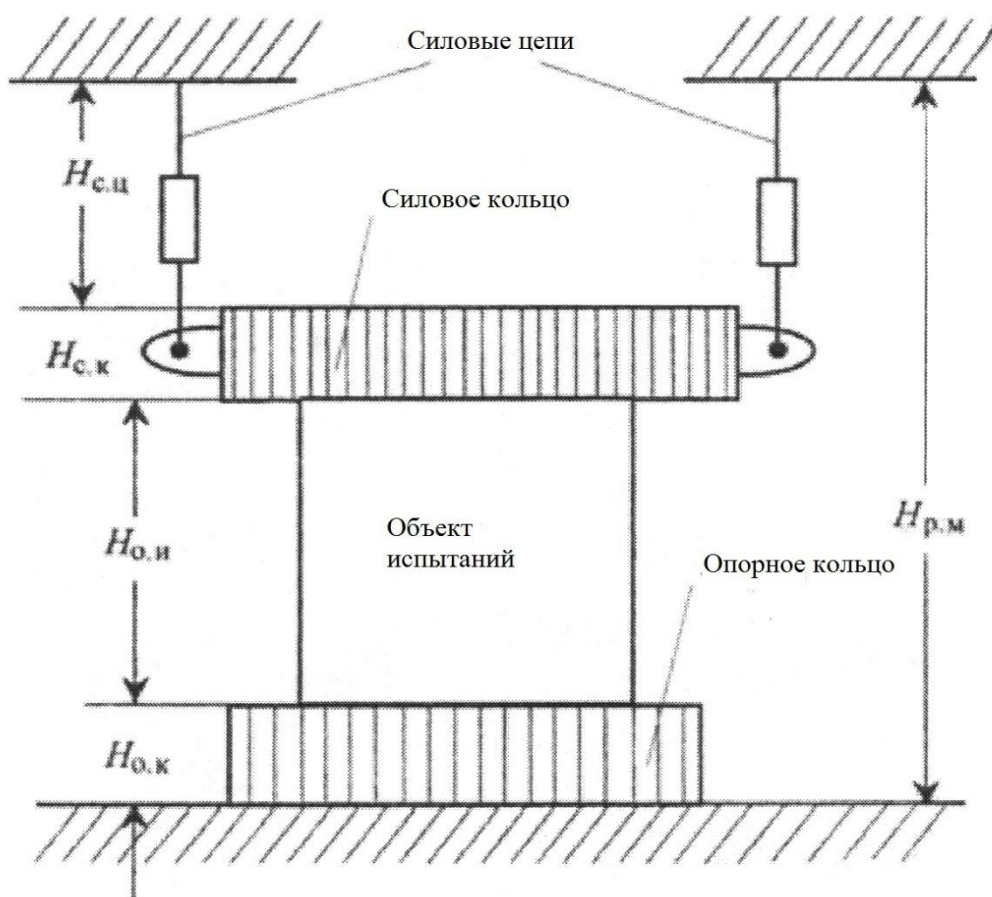


Рис. 4.38. Схема рабочего места с элементами силонагружающей оснастки

Лабораторные и бытовые помещения служат для размещения сотрудников, приборной части оборудования, применяемого в технологическом цикле и т.д.

Места хранения объектов испытаний и вспомогательного оборудования оборудуются в виде закрытых вспомогательных корпусов или открытых площадок, оборудованных грузоподъемными средствами. Места хранения предназначены для складывания прибывших и прошедших испытания объектов, нагружающего оборудования, крепежа, крупногабаритного оснащения и т.п.

Силонагружающая оснастка. Силовое оборудование, с помощью которого производится нагружение объекта давлением, сосредоточенными и распределенными силами, изгибающими и крутящими моментами, называют силонагружающей оснасткой. Она состоит из следующих основных групп:

- оснастки закрепления объекта на силовом полу и силовых цепей на объекте испытаний;
- силовых цепей;
- оснастки для закрепления силовых цепей на силовых элементах опорных приспособлений;
- крепежных элементов;

– оснастки для нагружения объекта внутренним и наружным давлением.

На силовом полу объект испытаний закрепляется при помощи опорного кольца. Усилия передаются на объект через силовое кольцо. Силовые цепи закрепляются на силовом кольце через проушины. При нагружении локально распределенными силами силовые цепи могут крепиться к изделию с помощью различного рода лямок, бобышек, хомутов и т.п.

Силовая цепь (рис. 4.39) состоит из серег, тяг, тендеров, тензодинамометра, силовозбудителя и якоря.

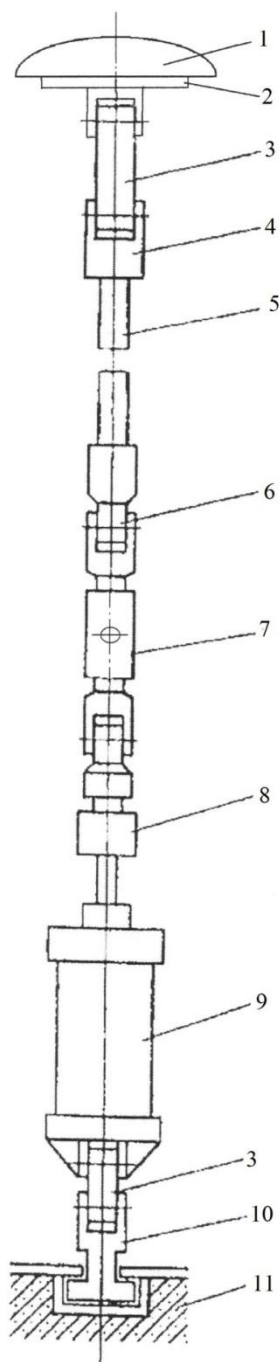


Рис. 4.39. Элементы силовой цепи:

1 – ОИ; 2 - переходное приспособление; 3 – серьга; 4 – вилка; 5 – тяга; 6 – проушина; 7 – тендер; 8 – тензодинамометр; 9 – силовозбудитель; 10 – якорь; 11 – силовой пол

Силовозбудитель – основное средство создания сил при испытаниях, которое преобразует давление $p_{св}$ рабочей жидкости в растягивающую силу $P_{св}$. Силовозбудитель, создающий в цепи сжимающую силу, называют гидроопорой. Тензодинамометр предназначен для измерения силы в цепи. Силовая цепь может содержать и другие элементы, например шарнирные рамы, силовые рычаги и т.п.

Силовые цепи крепятся либо непосредственно к силовым элементам рабочего места, либо к опорным приспособлениям. Опорные приспособления – это различного рода кронштейны, силовые плиты, мощные силовые кольца и другие подобные элементы.

Крепежные элементы (болты, шпильки, гайки, штифты, кольца и т.п.) служат для соединения между собой различных частей силонагружающей оснастки на силовых элементах рабочих мест.

Оснастка для нагружения внутренним и наружным давлением содержит трубопроводы и фланцы для ввода в объект испытаний жидкостей, газов или откачки воздуха, предохранительные клапаны, средства герметизации объекта. При нагружении объектов наружным давлением в качестве оснастки используют специальные емкости, в которые помещается объект испытаний и подается необходимое давление. Если необходимо создать давление механическим способом, то к объекту испытаний в нужных местах приклеивают ляжки, хомуты, бобышки и т.п., а затем уже к этим элементам прикладывают силы с помощью силовых цепей.

Требования к рабочим местам для статических испытаний. Оптимальное число рабочих мест N определяется соотношением:

$$\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \sum_{i=1}^n t_{ki}^{ucn} \leq t^{\text{дир}},$$

где k – номер рабочего места; n – число объектов испытаний; t_{ki}^{ucn} – время для проведения i -го испытания на k -м рабочем месте; $t^{\text{дир}}$ – директивные сроки испытаний.

Варьируются число рабочих мест N , распределение объектов испытаний по рабочим местам, число грузоподъемных механизмов, количество квалифицированного персонала.

Размеры рабочего места для испытаний определяются габаритами объекта и испытательной оснастки, удобством их монтажа при испытаниях. Размер рабочего места $l_{рм}$ в плане определяется соотношением

$$l_{рм} \geq D_{с.к.} + 2l_{с.ц.},$$

где $D_{с.к.}$ – диаметр объекта испытаний или опорного кольца; $l_{с.ц.}$ – длина силовой цепи для нагружения боковыми силами.

Высота рабочего места $H_{р.м.}$ определяются соотношением

$$H_{р.м.} \geq H_{о.и.} + H_{с.к.} + H_{о.к.} + H_{с.ц.},$$

где $H_{о.и.}$ – высота объекта испытаний; $H_{с.к.}$, $H_{о.к.}$ – высота силового и опорного колец соответственно; $H_{с.ц.}$ – длина силовой цепи (рис. 4.39).

Основные требования к рабочим местам:

- габариты должны обеспечить размещение и монтаж объекта испытаний, испытательной оснастки и элементов испытательных систем;
- должно иметь грузоподъемные механизмы для проведения монтажных работ;
- должно обеспечивать подвод коммуникаций испытательных стендов;
- должно быть оснащено средствами обслуживания (площадки, фермы и т.п.);
- элементы должны иметь необходимую несущую способность;
- для гидроиспытаний объектов должно принимать большие объемы воды;
- для пневмоиспытаний должно иметь бронезащиту от действия давления и быстролетающих осколков;
- фундаменты рабочего места и лабораторного корпуса должны быть независимы.

Конструкция рабочего места должна позволять подводить к объекту испытаний коммуникации систем нагружения, измерения и управления испытаниями.

В процессе статических испытаний возможны случаи разрушения ОИ. Одно из ряда задач, решение которой должны быть обеспечено рабочим местом, – защита окружающего пространства от аварийных последствий. В этих случаях имеют место следующие ситуации:

- затопление при разрушении крупногабаритных емкостей, нагружаемых давлением с помощью жидкости;
- воздействие ударной волны при разрушении емкостей, нагружаемых внутренним давлением сжатых газов;
- летящие с большой скоростью при разрушении осколки объекта, элементы стенда, силонагружающей оснастки;
- динамические воздействия освободившейся при разрушении упругой энергии на силовые элементы рабочего места, испытательного стенда и лабораторного корпуса.

Для предотвращения этих опасных ситуаций необходимо принимать специальные меры. Для предотвращения затопления вода должна быть принята в специальную емкость, откуда затем должна быть удалена.

Нагруженный давлением газов объект испытаний вследствие сжимаемости газов обладает большой энергией. При разрушении возникает волна давления, энергия которой

определяются энергоемкостью объекта. Эта величина рассчитывается следующим образом [60]:

$$\mathcal{E}_{\text{о.и.}} = pV,$$

где $\mathcal{E}_{\text{о.и.}}$ – энергоемкость объекта, Дж; p – давление в объекте, Па; V – объем объекта, м³.

На практике энергоемкость измеряется в атмосферах-литрах, где 1 атм·л \approx 100 Дж.

Для защиты окружающего пространства от волны и осколков должно быть предусмотрено ограждение. Толщина ограждения определяется давлением волны, приходящей на стену защиты, определяется энергоемкостью pV , объемом V разрушающегося объекта и объемом ограждаемого пространства.

Массу и скорость осколков можно оценить, используя энергетическое соотношение:

$$\frac{1}{2}mv^2 = pV,$$

где pV – энергоемкость разрушающегося объекта; m – масса осколка; v – скорость осколка.

При разрушении сильнонагруженных крупногабаритных объектов в сотые доли секунды освобождается упругая энергия, накопленная объектом, силовонагружающей оснасткой и элементами рабочего места. В результате рабочее место нагружается динамическими воздействиями, которые передаются на элементы лабораторного зала. Для оценки можно исходить из удельной упругой энергии, накопленной в единице объема нагруженного тела:

$$W_{y\partial} = \frac{1}{2}\sigma\varepsilon = \frac{1}{2}E\varepsilon^2,$$

где $W_{y\partial}$ – удельная упругая энергия, σ и ε – напряжение и деформация соответственно; E – модуль упругости материала.

Для отработки изделий РКТ можно использовать рабочие места следующих типов:

- для статических испытаний;
- для динамических испытаний;
- для комбинированных (многофакторных испытаний).

Боксы и бронекмеры для статических испытаний. Рабочие места закрытого типа делятся на два вида:

- боксы, предназначенные для воспроизведения температурно-силовых нагрузок;
- бронекмеры, предназначенные для испытаний на действие внутреннего давления.

– силовые тяги 4 для создания растягивающих усилий.

Размеры силовых балок, съемных кронштейнов, крепежных шпилек и закладных плит бокса определяются максимальными нагрузками, действующими на силовой мост при испытаниях.

Для подвода коммуникаций испытательных систем и наблюдения за объектом во время испытаний испытательный бокс снабжается отверстиями. Эти отверстия можно разделить на три вида: отверстия для ввода в бокс коммуникаций испытательных систем нагружения (трубопроводы), измерения и систем автоматизации (электрокабели); бронекна; бронедвери.

Бронекна предназначены для наблюдения за объектом испытаний во время нагружения. Они выполняются в виде двойных металлических рам с бронестеклами: одна рама монтируется на внутренней поверхности бокса, другая - на внешней. Между рамами может помещаться телекамера.

Бронедвери выполняются в виде мощных стальных плит, одна дверь располагается на внутренней поверхности бокса, другая – на наружной. При испытаниях двери специальным образом задраиваются и могут выдержать воздействие волны давления и осколков.

Для вертикального перемещения людей в боксе при монтаже испытательного стенда служит люлька. Люлька, в которой находится человек, с помощью тросов крепится к крюку мостового крана, и мостовой кран доставляет ее в часть испытательного стенда, в которой нет площадок и ферм обслуживания.

Для перемещения персонала по ярусам вспомогательных площадок рядом с боксом монтируется лифт.

Бронекамера предназначена для испытаний малогабаритных объектов, т.е. испытаний емкостей на действие высокого и сверхвысокого давлений. Бронекамера – это упрощенный малогабаритный бокс. Основное требование в бронекамере – обеспечить защиту окружающего пространства от действия волны давления и осколков при разрушающих пневмоиспытаниях. Объем бронекамеры сравнительно невелик, она выполняется из железобетона или стали. Толщина стенок бронекамеры определяется энергоемкостью pV объекта испытаний, массой и скоростью осколков. Для расширения возможностей при испытаниях пол и стены бронекамеры иногда делают силовыми. В боксе и бронекамере необходимо предусмотреть грузоподъемные механизмы, бронедвери, бронекна, отверстия для ввода коммуникаций испытательных систем и т.п.

Методы статических испытаний. При статических испытаниях аппаратов воспроизводят следующие основные нагрузки:

– внешнее равномерное и неравномерное давление;

- внутреннее равномерное и неравномерное давление;
- сосредоточенные силы;
- локально распределенные по конструкции аппарата нагрузки;
- крутящие и изгибающие моменты.

Для повышения эффективности испытаний КА применяется комбинированные воздействия нагрузок.

Внешнее или внутреннее давление – это распределенная нагрузка, действующая по нормали к поверхности. Сосредоточенными или локально распределенными силами нагружаются пространственные элементы конструкции. Эти силы к объектам могут прикладываться по трем направлениям (осевая сила X , радиальная Y , тангенциальная Z).

Нагружение сосредоточенными и локально распределенными силами производят механическим методом с помощью силовых цепей находящимися в их составе силовозбудителями.

Изгибающие и крутящие моменты при статических испытаниях создают системой подобранных по величине сосредоточенных и распределенных поперечных и осевых усилий, равнодействующая которых должна соответствовать заданному изгибающему или крутящему моменту.

Для отработки прочности объектов ракетно-космической техники при статических испытаниях применяются следующие методы: механический, гидравлический, вакуумный, пневматический и комбинированный.

Механический метод применяется для нагружения негерметичных отсеков и при имитации сложных законов распределения давления. Нагружение объекта создается с помощью лямок, наклеенных на поверхности объекта с помощью накладных пластин, сферических опор, колец, хомутов, бандажей, кронштейнов, рам, вдавливанием в сыпучую или упругую среду и т.п. Нагрузка на рабочее тело передается с помощью рычажных систем, силовых цепей и других элементов силопередающей оснастки. Некоторые типы приспособлений, используемые для передачи нагрузки на объект механическим методом, показаны на рис. 4.41.

Преимуществом механического метода является его простота и надежность в работе. Для осуществления неравномерного давления на поверхности объекта используется метод вдавливания в упругую или сыпучую среду (перфорированную резину, песок).

Недостатком метода является весьма жесткое соединение оснастки или рабочего тела с объектом испытания, что часто стесняет свободное деформирование конструкции. Это существенно влияет на критические нагрузки при разрушении объекта в результате потери устойчивости. Метод не точно имитирует равномерное распределение давления по поверхности. Для осуществления давления этим методом иногда приходится прибегать к

выполнению технологических отверстий в объекте испытания для вывода оснастки, что нежелательно.

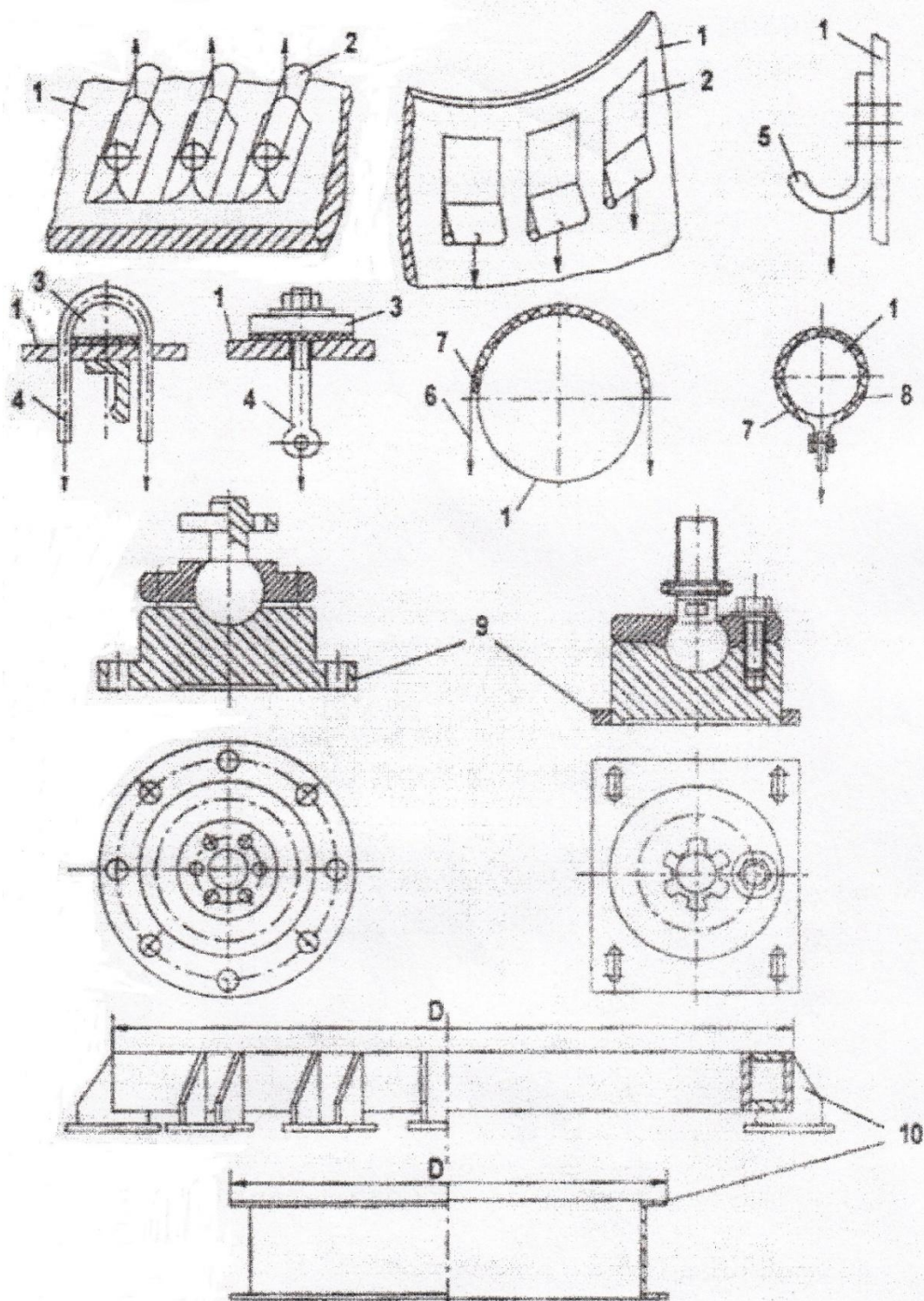


Рис. 4.41. Переходные приспособления для нагружения ЛА механическим методом:
 1 – объект испытаний; 2 – ляжка; 3 – бобышка; 4 – тяга; 5 – кронштейн; 6 – бандаж;
 7 – эластичный материал; 8 – хомут; 9 – сферическая опора; 10 – силовое кольцо

Сосредоточенные силы прикладываются к опорным кронштейнам и шпангоутам, так чтобы осуществлялось локальное нагружение конструкции на определенном участке. Этот тип нагружения на торцы или сечения аппарата является способом реализации

расчетных нагрузок, задаваемых в виде эпюр сил или моментов, переменных по длине конструкции. Эти эпюры заменяются ступенчатыми эпюрами с малым шагом, после чего на каждом участке прикладывается необходимая комбинация сил или моментов.

Гидравлический метод применяется для обеспечения внутреннего или внешнего давления на поверхности конструкции ЛА. Объект герметизируется и устанавливается на силовую опору в технологическую емкость. Рабочим телом служит вода или технологическая жидкость в случае, когда применение воды может вызвать коррозию материала или привести к другим нежелательным последствиям. Давление создается гидравлическими насосами. При заполнении герметизированных емкостей жидкостью необходимо обеспечить дренаж воздуха для ликвидации воздушной подушки.

Вода почти несжимаема, поэтому при разрушении объекта испытаний практически не образуется ударной волны и осколков. Кроме того, вода является почти идеальным рабочим телом с точки зрения экономики и экологии.

Однако вода как рабочее тело имеет и недостатки. Во-первых, при разрушении крупногабаритных емкостей разливается большое количество воды, и в этих случаях необходимы специальные меры по хранению освободившейся воды и ее удалению. Во-вторых, при испытании емкостей большой высоты (>10 м) столб воды создает дополнительное давление, что не позволяет нагрузить конструкцию, например, равномерным внутренним или внешним давлением. В этом случае объект испытаний приходится помещать в технологическую емкость, заполненную водой. При нагружении водой надо учитывать также, что некоторые элементы системы измерений будут работать в воде, что требует дополнительных защитных мер. В-третьих, невозможно нагружение давлением воды при высоких и низких температурах.

Преимуществом метода является возможность четко определить момент разрушения конструкции по снятию или падению давления.

Системы нагружения жидкостью обеспечивают требуемый закон изменения давления в объектах во время испытаний. В зависимости от уровня давления различают системы нагружения низким (~ 1 МПа), высоким (~ 10 МПа) и сверхвысоким (~ 100 МПа) давлением, которое подключается к соответствующим системам обеспечения водой.

Системы нагружения имеют следующие элементы:

- регулятор давления;
- трубопроводы и арматуру;
- пульт управления с кабелями;
- датчики давления и линии обратной связи.

В системах нагружения водой в качестве регулятора чаще всего используются электропневмоклапаны (ЭПК).

Схема нагружения емкости представлена на рис. 4.42.

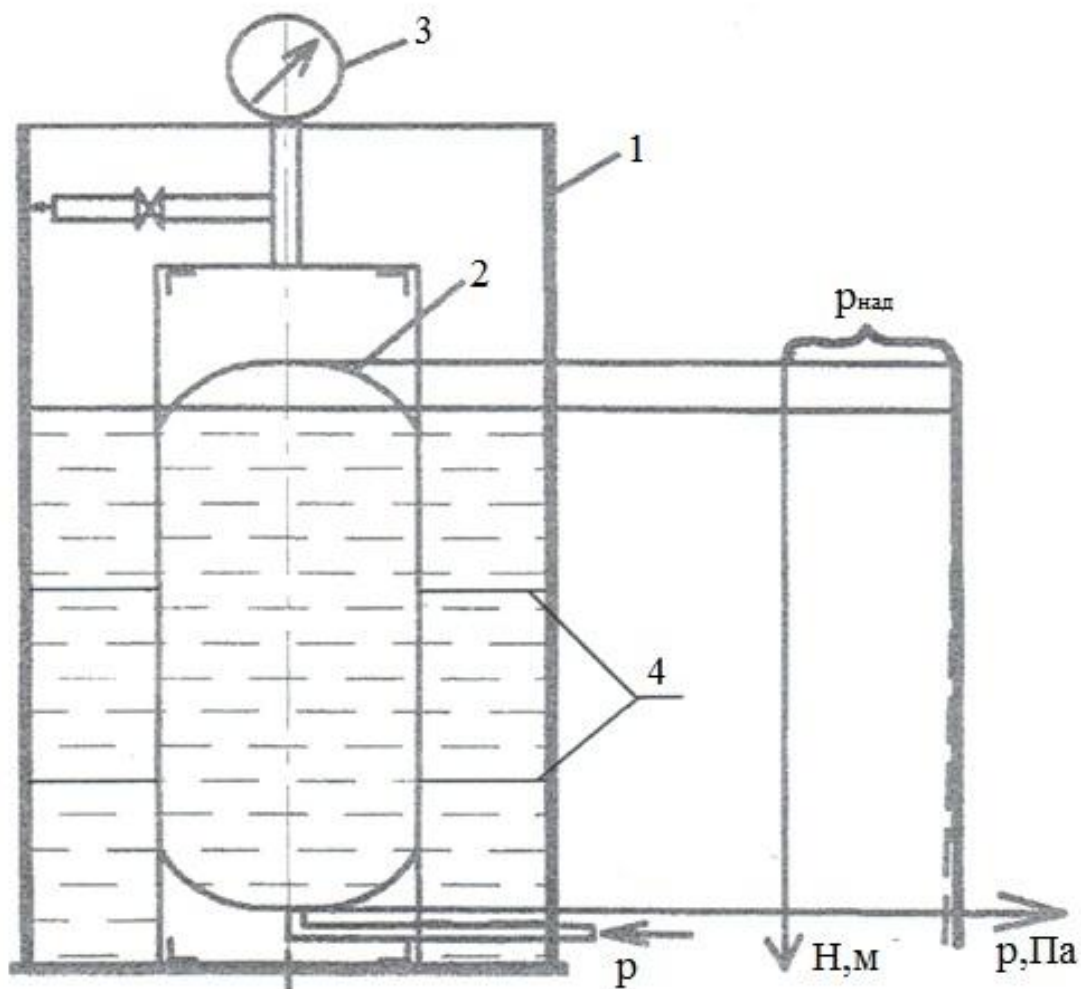


Рис. 4.42. Схема нагружения емкости гидравлическим методом:

—— расчетная нагрузка

- - - - испытательная нагрузка

1 – технологическая емкость; 2 – объект испытаний; 3 – манометр; 4 – диафрагма

Вакуумный метод применяется для создания внешних давлений на объект в тех случаях, когда максимальные значения испытательного давления не превышает 10^5 Па. Испытание замкнутых емкостей производится путем откачки воздуха из внутренней полости вакуумными насосами. Перед испытаниями емкости герметизируются, отверстия закрывают технологическими заглушками. Герметизация отсеков осуществляется путем оклеивания наружной поверхности плотным и эластичным материалом (резиной, баллонной тканью и т.д.). К торцевым шпангоутам незамкнутых отсеков крепятся заглушки в виде плит, днищ и т.д. Крепление торцевых заглушек к шпангоутам выбирается с учетом условия обеспечения имитации штатного соединения объекта

испытания со смежным отсеком. Герметизация стыка снаружи осуществляется путем наложения резинового пояса. На рис. 4.43 приведена схема установки, предназначенной для испытания конического отсека на внешнее давление вакуумным методом.

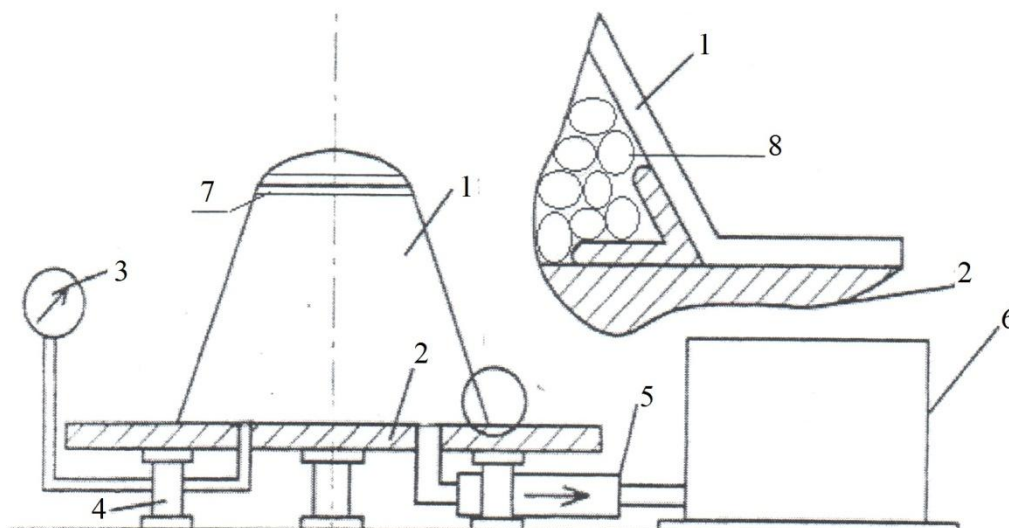


Рис. 4.43. Схема нагружения объекта вакуумным методом:

1 – объект испытаний; 2 – технологическая плита; 3 – вакуумметр; 4 – опора; 5 – гибкий шланг; 6 – вакуумный насос; 7 – эластичный материал; 8 – наполнитель

С целью уменьшения эффекта "вакуумной бомбы" во время нагружения объекта, его внутреннюю полость заполняют специальным наполнителем, уменьшающим его свободный объем.

Наружное давление системы вакуумирования создается за счет вакуумирования внутреннего объема объекта испытаний. Время откачки воздуха из объекта определяется продолжительностью испытаний. Скорость удаления воздуха из объектов называют быстротой откачки. Эта величина равна объему воздуха, поступающего из объекта за единицу времени:

$$S_{об} = \frac{dV_{об}}{dt},$$

где $S_{об}$ – быстрота откачки, $V_{об}$ – объем объекта испытаний.

Объем воздуха V , который необходимо откачать из абсолютно герметичного объема V_0 , чтобы снизить в нем давление от исходной величины $p_{исх}$ до требуемой p_{min} находится с помощью закона Бойля-Мариотта:

$$V_0 dp = p dv.$$

Интегрируя это уравнение, получим:

$$V = V_0 \ln \frac{P_{исх}}{P_{min}} = 2,3V_0 \lg \frac{P_{исх}}{P_{min}}$$

В системе вакуумирования вакуум должен преобразоваться в испытательное давление, изменяющееся по определенному закону. Это достигается с помощью регуляторов – вакуумных задвижек. Управление задвижками осуществляется с пульта нагружения, куда по линии обратной связи поступают данные об уровне вакуума в объекте.

Пневматический метод используется для создания внешнего или внутреннего равномерного давления на поверхности объекта испытаний. Рабочим телом являются газы (воздух, аргон, гелий и др.). Перед испытаниями емкости герметизируются путем оклеивания наружных поверхностей эластичным материалом. Давление в замкнутом объеме создается с помощью компрессоров, газгольдеров, баллонов высокого давления и других средств. На рис. 4.44 приведена схема нагружения объекта внешним давлением с использованием пневматического метода.

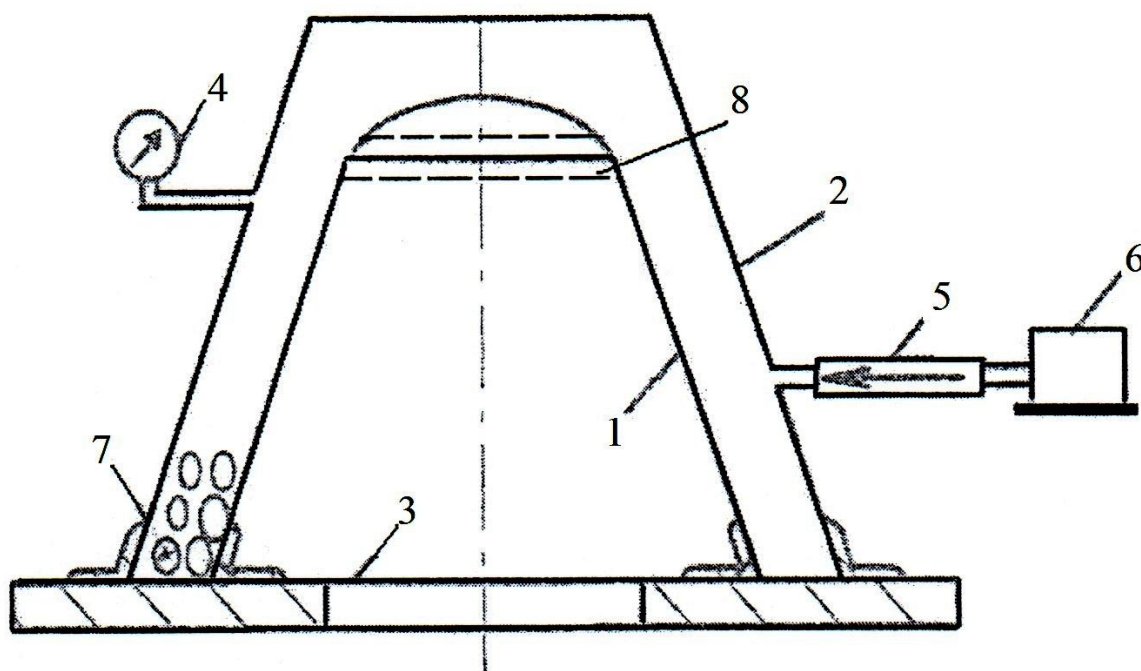


Рис. 4.44. Схема нагружения объекта пневматическим методом:

1 – объект испытаний; 2 – технологическая оболочка; 3 – технологическая плита;
4 – манометр; 5 – гибкий шланг; 6 – система газовой нагрузки; 7 – эластичный материал; 8 – наполнитель

Основные требования к системам газовой нагрузки определяются испытательным давлением, количеством используемого в испытаниях газа и его расходом.

Как правило, газы хранятся под давлением от десятых долей до 30...40 МПа.

Применяя закономерности изотермического процесса и учитывая незначительное изменение объема изделия V_0 при нагружении, масса газа, необходимого при испытаниях, определяется соотношением:

$$m = \rho_0 V_0 \frac{p_k}{p_0} \left(1 + \frac{k_H t_H}{p_k}\right),$$

где p_0, ρ_0, p_k – начальные и конечные значения давления и плотности газа; K_H – коэффициент негерметичности; t_H – продолжительность нагружения.

Расход газа \dot{Q} , необходимый для нагружения изделия в том случае, когда закон повышения давления в изделии описывается линейной функцией $p = p_0 + \frac{p_k - p_0}{t_n} t$, определяется с помощью соотношения:

$$\dot{Q} = \frac{\rho_0 V_k}{t_H} \frac{p_k}{p_0} \left(1 + \frac{k_H t_H}{p_k}\right).$$

Системы нагружения газами включают в себя основные элементы:

- регуляторы давления;
- магистрали и арматуру;
- пульт управления нагружением с обратной связью.

Функционирование системы нагружения газами производится следующим образом: оператор с пульта управления или АСУ управляет преобразованием полученного из системы обеспечения газа в рабочее тело с испытательными параметрами $p_{исп}$ и $Q_{исп}$. Датчик давления, установленный на изделии, и линия обратной связи позволяют контролировать давление в объекте и управлять им с помощью регуляторов-затворов.

Преимуществом этого метода является то, что метод наиболее близко имитирует эксплуатационные условия нагружения при обтекании отсеков воздушным потоком или при испытании баллонов высокого давления, заполненных газом, если обеспечивается контакт рабочего тела с объектом. Это имеет существенное значение для проверки газонепроницаемости и герметичности стыков, сварных швов и т.д.

Существенным недостатком метода являются необходимость использования специальных боксов и бронекабин, т.к. ввиду взрывного характера разрушения, такие испытания могут представлять большую опасность, поэтому этим методом испытываются малогабаритные объекты, либо предусматривается заполнение емкости для обеспечения минимального объема полости, в которой находится рабочее тело.

На рис. 4.45 представлена схема статических испытаний спускаемого аппарата (СА) с применением механического и пневматического методов нагружения.

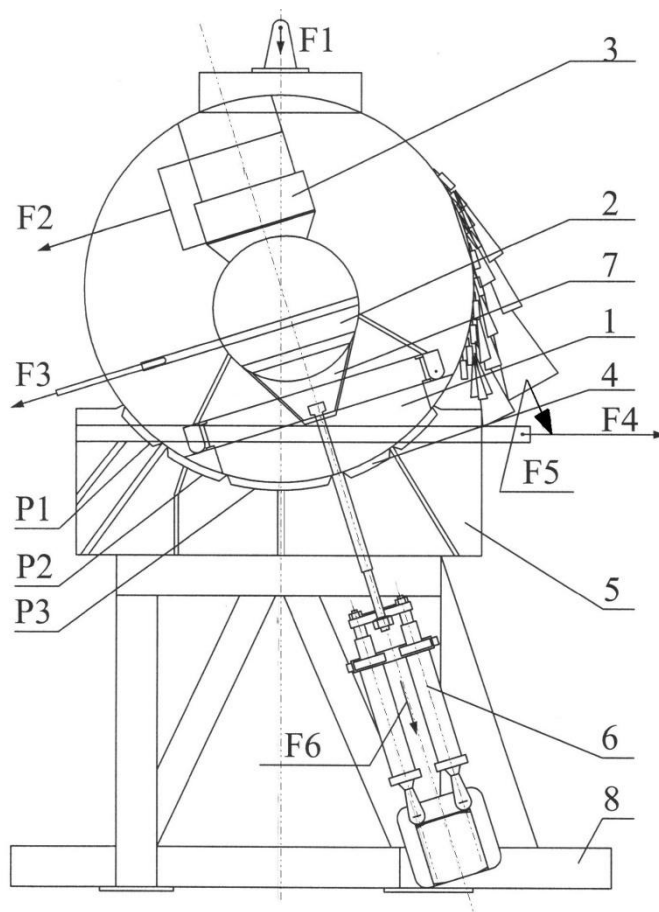


Рис. 4.45. Схема испытаний СА механическим и пневматическим методами:

1 – СА; 2 – приборный контейнер с посадочным устройством; 3 – парашютный отсек;
4 – эластичные пневматические кольцевые мешки; 5 – полусферическое основание стенда;
6 – силовозбудитель; 7 – силовой конус; 8 – основание

4.4. Стенды для отработки систем отделения головных обтекателей

Защита космических аппаратов от набегающего потока обеспечивается головными обтекателями (ГО), которые сбрасываются после прохождения РН плотных слоев атмосферы (высота 80 – 90 км). Для разведения створок ГО применяются три варианта систем отделения (СО): пружинные и пневматические толкатели, ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) [70].

Разделение производится следующим образом: после подачи команды на сброс подрываются пиропатроны крышки ГО, которая, перемещаясь вдоль оси, раскрывает замки продольного стыка створок, а затем замки поперечного стыка ГО и РН. Под действием сил от толкателей СО панели вращаются относительно осей, расположенных на стыке ГО и РН. Дифференциальное уравнение вращения створки имеет вид:

$$I_0 \ddot{\varphi} = M_T + M_{ин},$$

где I_0 – момент инерции створки ГО относительно оси вращения; φ – угловые перемещения створки; M_T – момент силы, развиваемый приведенным толкателем относительно оси вращения; $M_{ин}$ – момент силы инерции переносного движения относительно оси вращения.

По достижении определенного угла сброса пружинные толкатели узла вращения отводят обладающие относительной скоростью створки от РН.

Если длина ГО составляет несколько десятков метров, то его расчлняют на два самостоятельных отсека, разделение которых производится последовательно.

Экспериментальная разработка ГО с РДТТ проводится в два этапа: лабораторные испытания с имитаторами тяги и полигонные испытания с функционирующими РДТТ.

Экспериментальная отработка ГО с системой сброса производится на стендах, изображенных на рис. 4.46, 4.47 и 4.48.

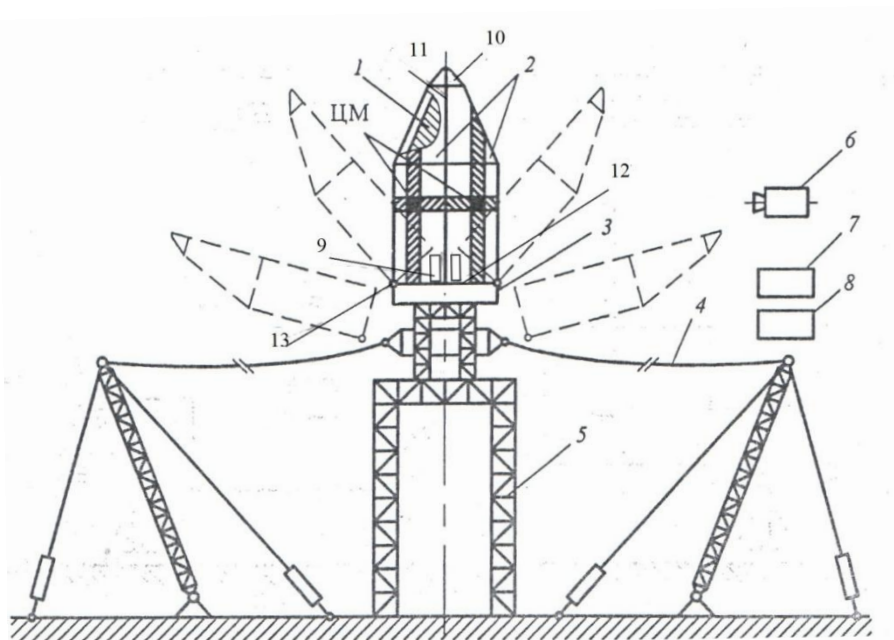


Рис. 4.46. Схема стенда для отработки системы сброса верхнего обтекателя:

1 – зона полезного груза; 2 – сбрасываемые створки обтекателя; 3 – переходный отсек;
4 – сети улавливания; 5 – опорная рама; 6 – кинокамера; 7 – система управления;
8 – система измерений; 9 – толкатели; 10 – крышка с пиротехникой; 11 – продольный стык; 12 – поперечный стык; 13 – узел вращения

Эти стенды позволяют производить отработку как моно-, так и составных обтекателей. Испытания с составными обтекателями проводятся так же, как и в эксплуатационных условиях – сначала отрабатывается верхний, а затем нижний обтекатель. При этом обтекатели устанавливаются на вертикальной специальной раме на определенной высоте от пола. После срабатывания элементов крепления, СО и раскрытия осей вращения створки 2 совершают свободное движение и падают на сеть улавливания 4,

назначение которой состоит в предотвращении повреждения створок и обеспечении повторного их использования в процессе испытаний.

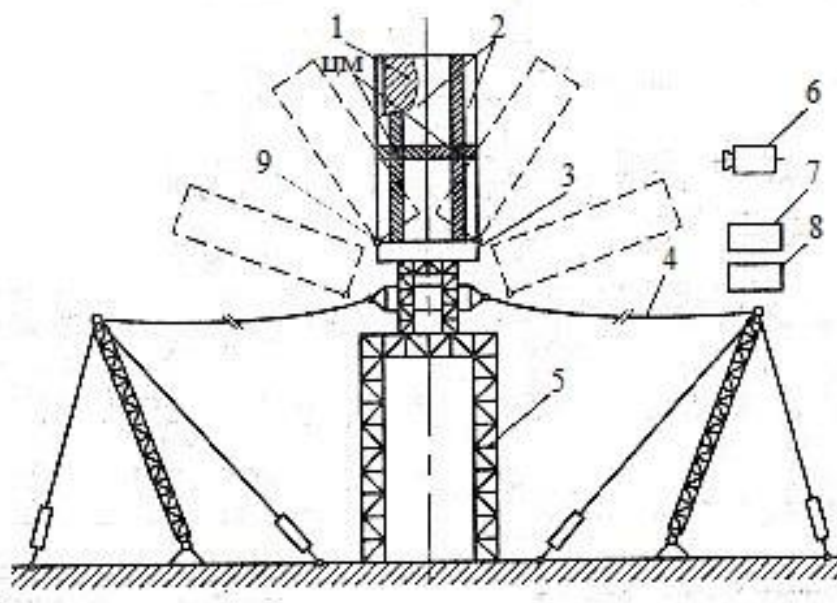


Рис. 4.47. Схема стэнда для отработки системы сброса нижнего обтекателя:
 1 – зона полезного груза; 2 – створки обтекателя; 3 – переходный отсек; 4 – сети улавливания; 5 – опорная рама; 6 – кинокамера; 7 – система управления; 8 – система измерений; 9 – узел вращения

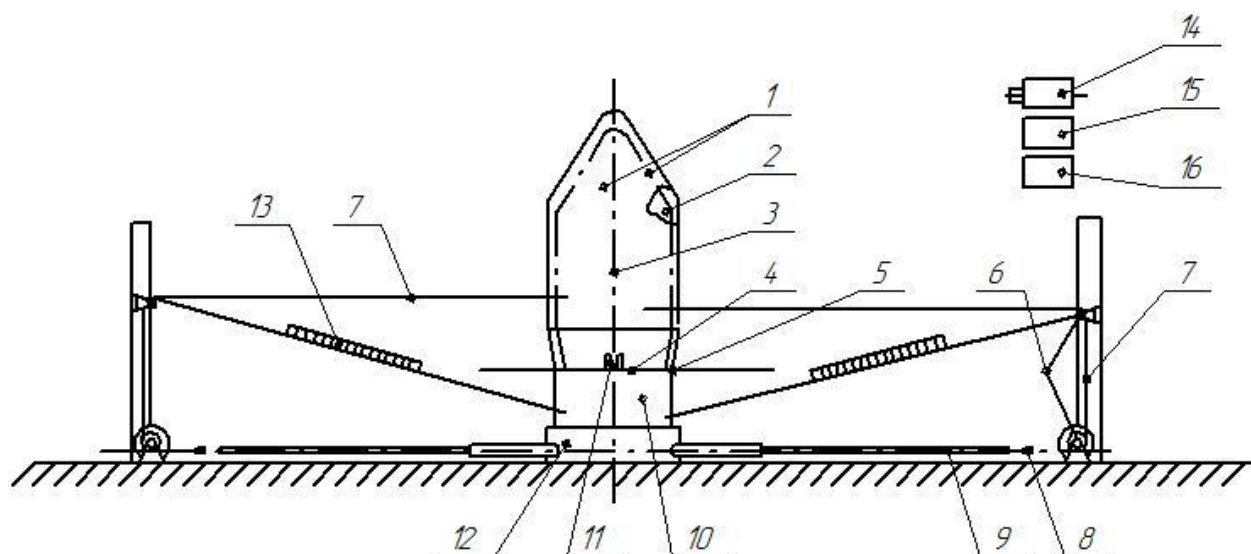


Рис. 4.48. Схема для испытаний головного обтекателя с 4-мя двигателями разделения:
 1 – створки панелей обтекателя; 2 – имитатор КА; 3 – продольный стык; 4 – поперечный стык; 5 – ось; 6 – шарнир; 7 – трос; 8 – тензолента; 9 – имитатор тяги двигателя; 10 – переходный отсек; 11 – первичные преобразователи; 12 – основание; 13 – сети улавливания; 14 – кинокамера; 15 – система измерений; 16 – система управления

Полигонные испытания ГО с функционирующими РДТТ системы отделения проводятся на испытательных стэндах (см. рис. 4.48) с соблюдением специальных требований техники безопасности. Моделируются экстремальные расчетные случаи,

выявленные при лабораторных испытаниях ГО, варианты изменения тяги и уменьшения количества РДТТ.

При испытаниях фиксируются следующие параметры: изменение угла поворота створок во времени, скорости и ускорения, напряжения и деформации в элементах створок, кинорегистрация кинематических параметров движения, циклограмма функционирования элементов ГО.

4.5. Стенды для экспериментальной отработки динамики систем разделения элементов РКТ

Системы разделения (СР) и их элементы проходят всестороннюю экспериментальную отработку ввиду повышенных требований, предъявляемых к надежности функционирования:

- исследовательские испытания;
- автономные испытания;
- комплексные испытания.

Этапы экспериментальной отработки систем разделения КА:

- испытания комплектующих элементов СР с повышенной надежностью;
- испытания на массово-инерционных макетах СР;
- испытания на экспериментальных образцах с СР;
- испытания на опытных образцах отсеков РКТ.

Комплексные испытания являются наиболее сложными и дорогостоящими в экспериментальной отработке систем разделения.

В процессе испытаний определяются основные кинематические и динамические параметры разделения: абсолютные и относительные перемещения, скорости, ускорения; угловые перемещения, скорости и ускорения; перегрузки, силы и напряжения на элементах разделяемых тел и системах разделения при воздействии на них всех внешних сил и сил от срабатывания элементов с помощью первичных преобразователей в стыке СР и на периферийных отсеках.

С целью оптимизации параметров СР предъявляются следующие требования к испытаниям и системам разделений:

- изменение массы разделяющихся отсеков от M_{min} до M_{max} ;
- изменение моментов инерции относительно трех ортогональных осей X, Y, Z от J_{min} до J_{max} ;
- изменение координат центров масс отсеков в соответствии с КД;

- обеспечение комбинации вариантов изменяемых масс, моментов инерции и координат центра масс (ц.м.);
- обеспечение жесткостных характеристик макетов по требованиям КД;
- должно быть обеспечено максимальное количество степеней свободы разделяемых отсеков;
- повышенные требования к надежности систем разделения;
- увеличенное количество испытаний и соответственно увеличивается количество ОИ.

При комплектации экспериментальной установки для комплексных испытаний необходимо, чтобы узлы и агрегаты, входящие в ее состав, прошли полный цикл предварительной отработки. Все технологические элементы (опорные рамы, переходные отсеки и т.п.) должны быть достаточно жесткими, чтобы их податливость под действием нагрузок не сказывалась на процессе разделения. Испытания следует проводить при максимальной имитации эксплуатационных условий.

Стенды для испытаний систем с плоским стыком могут быть выполнены в двух вариантах: оба разделяемых отсека подвижны (рис. 4.49) или один отсек подвижен, а другой неподвижен (рис. 4.50) [70].

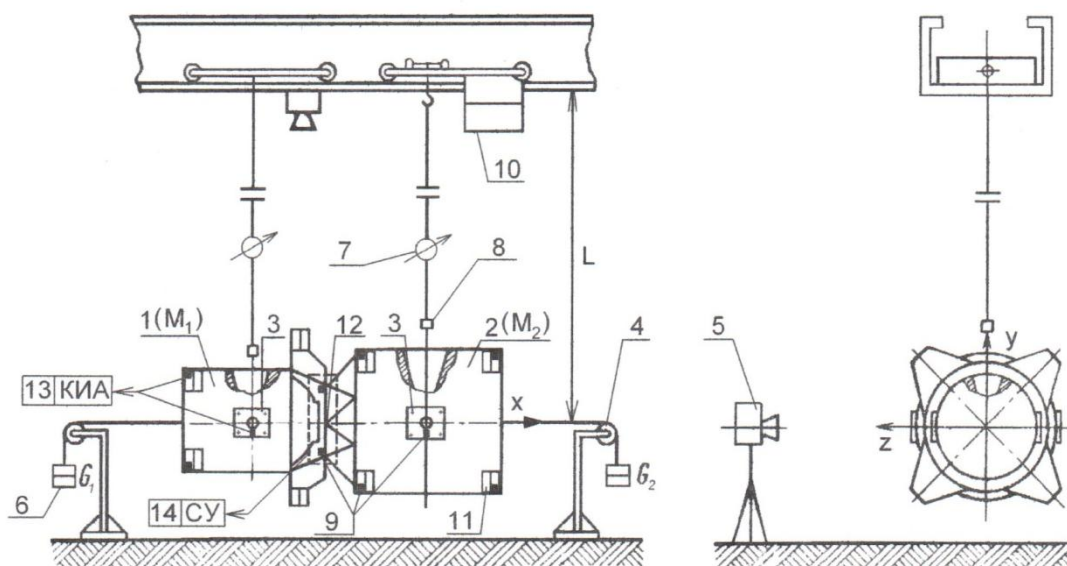


Рис. 4.49. Комплексный динамический стенд с двумя подвижными отсеками:

- 1, 2 – разделяемые отсеки; 3 – узлы подвески; 4 – система удержания; 5 – кинокамера для регистрации процесса разделения; 6 – груз; 7 – динамометр; 8 – тендер; 9 – первичный преобразователь ($S, V, a, \varphi, \omega, \varepsilon$); 10 – подвижная тележка; 11 – балансировочный груз; 12 – система разделения; 13 – контрольно-измерительная аппаратура; 14 – система управления

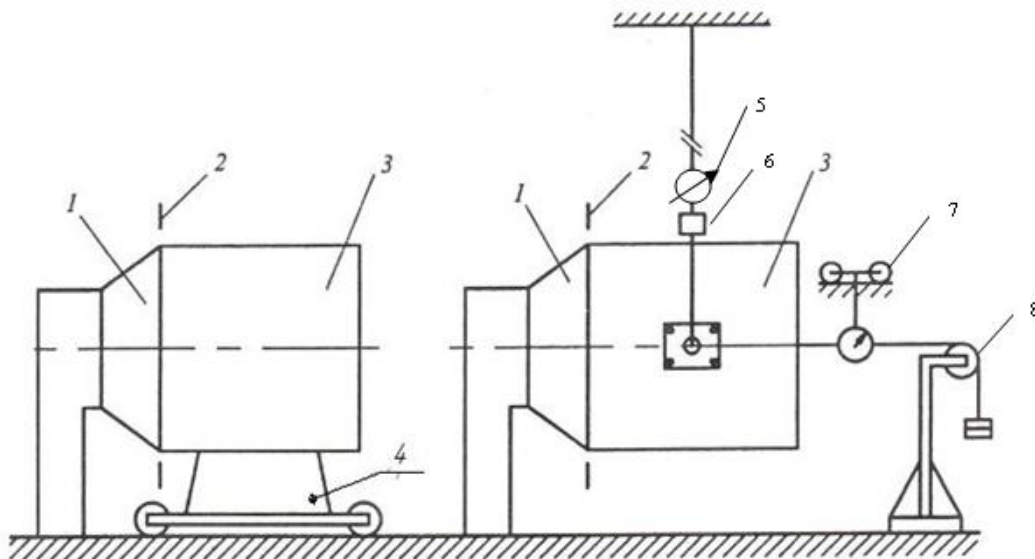


Рис. 4.50. Динамический стенд с одним подвижным отсеком:

1 – переходный отсек; 2 – плоскость разделения; 3 – отделяемый отсек; 4 – тележка;
5 – динамометр; 6 – тендер; 7 – тележка троса; 8 – тормозная система

Крепление тросов подвески при пространственном нагружении отсеков в процессе их разделения должно осуществляться на втором этапе испытаний через трехступенной карданный узел, дающий свободу вращения относительно любой из трех ортогональных осей. У свободно подвешенных отсеков на карданном подвесе 5 степеней свободы. Система в сборке из двух отсеков на двух подвесах имеет 4 степени свободы. На последующих этапах экспериментальной отработки крепление тросов подвески производится к осям вращения, проходящим через центры масс, для экспериментальных образцов с ГММ и опытных образцов. Нагрузка от тормозной системы не должна передаваться на разделяемые отсеки в процессе функционирования системы разделения.

В процессе испытаний окончательно устанавливается принятая на стадии проектных разработок последовательность прохождения команд на срабатывание элементов системы разделения, а также измеряются ударные нагрузки и виброперегрузки, возникающие при срабатывании пиротехнических и механических элементов системы и их влияние на близлежащие элементы конструкции. По результатам испытаний составляется заключение о пригодности и возможности установки данной системы разделения на натурное изделие. Кроме того, при необходимости даются рекомендации о доработке смежных систем и элементов конструкции.

Стенды для отработки систем разделения ступеней ракет "пакетной" схемы являются большими по габаритам и дорогостоящими. Для моделирования эксплуатационных условий предпочтительнее использовать стенды вертикального типа,

но высокая стоимость разработки таких стендов практически исключает их реализацию. Поэтому применяют горизонтальные стенды, на которых сложно полностью воспроизвести натурные условия относительного движения, но можно определить величины угловых перемещений, получаемых разделяемыми отсеками при заданном временном интервале срабатывания средств разделения. На рис. 4.51 приведена схема стенда для отработки процессов отделения ПБ от ЦБ РН "Энергия".

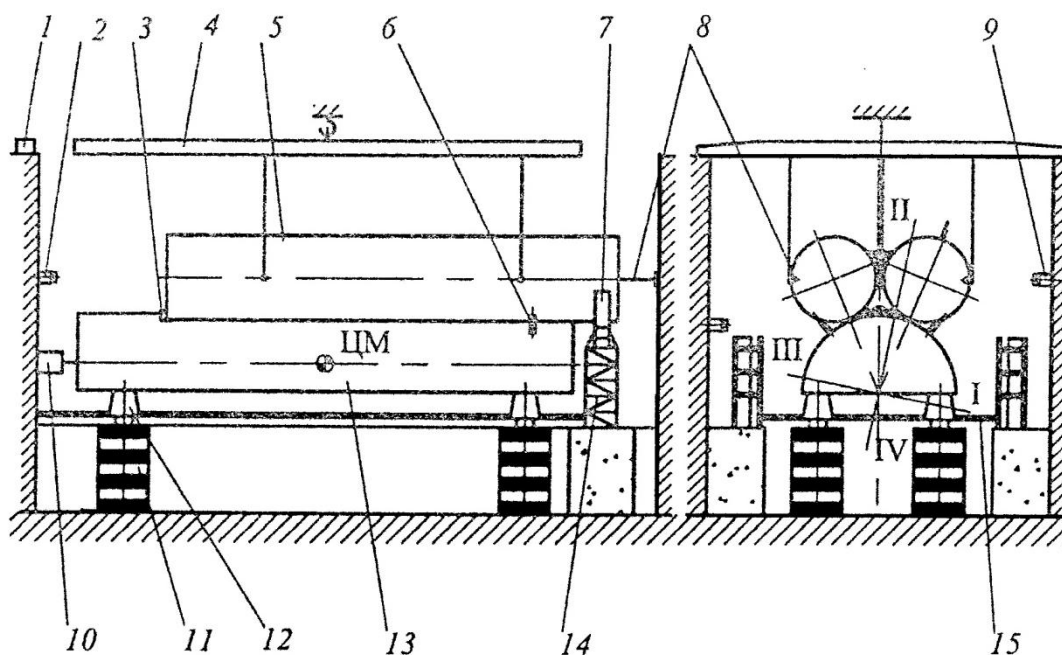


Рис. 4.51. Стенд для отработки отделения параблока ракеты-носителя "Энергия":
 1 – система управления и измерения; 2 – система кино съемки; 3 – верхний пояс связей;
 4 – опорно-стыковочное устройство; 5 – макет параблока; 6 – нижний пояс связей;
 7 – опора задняя; 8 – тяга; 9 – кинокамера; 10 – имитатор осевой нагрузки; 11 – колонна;
 12 – механизм стыковки-расстыковки; 13 – макет центрального блока; 14 – опора;
 15 – ловитель-амортизатор

Макет ПБ 5 устанавливается в горизонтальном положении. С помощью штатных узлов связей 3 и 6 к нему крепится макет ЦБ 13. Для воспроизведения параметров эксплуатационного осевого относительного движения в состав стенда входит имитатор осевой нагрузки 10. После подачи команды на разделение имитатор сообщает макету ЦБ относительную осевую скорость, которая в сочетании со скоростью падения макета ЦБ позволяет воспроизвести эксплуатационный процесс отделения.

Глава 5.
**ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДОВ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭТАПОВ
ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КА НА ОРБИТЕ ИСЗ
И ПЕРЕЛЕТА НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ**

5.1. Стенды для моделирования радиационных воздействий

Стенды и методы экспериментальных исследований можно разбить на три группы.

К первой группе относятся экспериментальные исследования при реальной эксплуатации приборов и аппаратов в условиях воздействия радиационных факторов, натурные эксперименты.

Исследования приборов первой группы не имеют широкого распространения из-за технической сложности и высокой стоимости и в данной работе не рассматриваются.

Ко второй группе относятся экспериментальные исследования на моделирующих установках – ускорителях протонов и электронов, испытания на ядерных реакторах и установках на основе изотопных источников (Co-60, Cs-137 и т.п.).

К третьей группе относятся имитационные испытания. Их основой является моделирование не воздействия, а доминирующего радиационного эффекта. Эти методы широко используют рентгеновское, лазерное и изотопное излучения. С точки зрения оценки уровней радиационной стойкости на электронно-протонное воздействие космического пространства испытания на ядерных реакторах и гамма-установках следует отнести к имитационным испытаниям, но по традиции их относят к испытаниям с использованием моделирующих установок.

Моделирующие установки. Наиболее адекватное экспериментальное моделирование электронно-протонного воздействия космического пространства на приборы возможно в лабораторных условиях на радиационных установках, обладающих теми же характеристиками (спектрально-энергетический состав, интенсивность излучения и т.п.), что и реальное воздействие [10,86]. Но такое моделирование сложно реализовать в силу принципиальных технических проблем при проведении экспериментов. Типовые уровни реальных радиационных факторов космического пространства лежат в пределах 0,01 – 0,001 рад/с, и для проведения экспериментов при таких интенсивностях требуется не менее года. Для этого необходимо развитие методик ускоренных испытаний.

Аналогичные проблемы возникают при попытке моделирования спектрально-энергетического состава, так как различия в интенсивностях низко- и высокоэнергетических компонентов космического излучения составляют несколько порядков. Поэтому здесь необходимо применение расчетно-экспериментальных методов для учета энергетического состава космического излучения и параметров, получаемых на ускорителях протонов и электронов.

Анализ характеристик ускорителей протонов показывает, что они позволяют моделировать практически весь спектр протонного излучения с эффективной мощностью дозы ионизирующего излучения в диапазоне от 1 до 10^4 рад/с, при этом максимальная мощность дозы за один импульс может превышать 10^6 рад/с, что может приводить к сбоям и отказам приборов за счет объемных ионизационных эффектов, см табл. 5.1.

Таблица 5.1

Характеристика ускорителей протонов

Тип ускорителя	Энергия, МэВ	Плотность потока, пр/(см ² ·с)	Ток, мкА	Длительность импульса, мкс	Частота импульса, Гц	Диаметр пучка, см
Синхротрон	400...1000	$10^8...10^9$	10...50	10...3000	40	5
Мезонная установка	140...400	$10^8...10^{11}$	0,1...100	2...63	1...50	5
Синхротрон	20...200	$10^8...10^9$	-	0,2	0,3	9
Ускоритель И-100	30...100	$10^9...10^{12}$	1,0...100	2...150	1	6

При исследованиях аппаратов на ускорителях электронов необходимо принимать во внимание возможность возникновения сбоев и отказов за счет объемных ионизационных эффектов при воздействии импульсного излучения, поэтому уровни воздействия в экспериментах должны быть в несколько раз ниже уровней, при которых происходит сбой. Для большинства приборов максимальная мощность дозы импульсного излучения не должна превышать 10^6 рад/с.

В типовую методику проведения испытаний приборов на ускорителях протонов и электронов включает оценку протонного и электронного компонента излучения в реальных условиях эксплуатации, с тем, чтобы экспериментально их моделировать. Однако из-за невозможности подбора энергетического состава соответствующих излучений в реальной практике испытания проводятся несколько иначе - переходят на моделирование радиационных эффектов.

В этом случае на первом этапе производят оценку воздействий электронного $\Phi_{кп_е}$ и протонного $\Phi_{кп_р}$ излучений космического пространства за типовой защитой и рассчитывают долю энергий от каждого из компонентов, затрачиваемых на

ионизационные потери и структурные повреждения. Далее, с учетом реальных возможностей моделирующих установок, производят для них также оценку энергий, затрачиваемых на ионизационные потери и структурные повреждения. Уровни флюенсов электронов $\Phi_{\text{му}_e}$ и протонов $\Phi_{\text{му}_p}$ для моделирующих установок, необходимые для получения соответствующих уровней электронно-протонного излучения космического пространства, определяются из системы уравнений:

$$\begin{cases} K_{\text{КП}_e}^{\text{Д}} \Phi_{\text{КП}_e} + K_{\text{КП}_p}^{\text{Д}} \Phi_{\text{КП}_p} = K_{\text{МВ}_e}^{\text{Д}} \Phi_{\text{МВ}_e} + K_{\text{МВ}_p}^{\text{Д}} \Phi_{\text{МВ}_p}; \\ K_{\text{КП}_e}^{\text{И}} \Phi_{\text{КП}_e} + K_{\text{КП}_p}^{\text{И}} \Phi_{\text{КП}_p} = K_{\text{МВ}_e}^{\text{И}} \Phi_{\text{МВ}_e} + K_{\text{МВ}_p}^{\text{И}} \Phi_{\text{МВ}_p}, \end{cases}$$

где $K_{\text{КП}_e}^{\text{Д}}$; $K_{\text{КП}_p}^{\text{Д}}$; $K_{\text{МВ}_e}^{\text{Д}}$; $K_{\text{МВ}_p}^{\text{Д}}$ – доли энергий, затрачиваемых на структурные повреждения, соответственно для электронов и протонов космического пространства и для электронов и протонов моделирующих установок; $K_{\text{КП}_e}^{\text{И}}$, $K_{\text{КП}_p}^{\text{И}}$, $K_{\text{МВ}_e}^{\text{И}}$, $K_{\text{МВ}_p}^{\text{И}}$ – доли энергий, затрачиваемых на ионизацию, соответственно для электронов и протонов космического пространства и для электронов и протонов моделирующих установок.

Наиболее распространенным источником для проведения радиационных испытаний на стойкость к дозовым радиационным эффектам является источник на основе изотопа Со-60. Изотоп Со-60 испускает гамма-кванты с энергиями 1,173226 и 1,332483 МэВ и имеет период полураспада 5,27 лет. Типовые значения экспозиционной мощности дозы для таких источников меняются в пределах от 1 до 1000 Р/с. При проведении испытаний необходимо учитывать низкоэнергетический компонент излучения, состоящий из гамма-квантов с энергиями ниже 0,5 МэВ. Этот компонент излучения получается из-за комптоновского рассеяния первичных гамма-квантов в самом изотопном источнике и окружающих конструкционных материалах. Также радиационные испытания проводятся с применением гамма-источников на основе Cs-137, у которых энергия гамма-квантов 0,66 МэВ.

Среди изотопных источников β -излучения для проведения радиационных испытаний наиболее подходящим является стронце-иттриевый источник на основе Sr-90 и Yt-90. Излучение в этом источнике формируется в два этапа. На первом происходит бета-распад Sr-90 с испусканием бета-частицы с энергией 0,546 МэВ. Этот процесс характеризуется периодом полураспада 28,6 лет. Образующийся изотоп является нестабильным и испускает бета-частицу с энергией, равной 2,27 МэВ. Период полураспада этого процесса 64,1 часа.

Часто для приборов, предназначенных для использования в космических аппаратах,

ограничиваются испытаниями на воздействие стационарной дозы ионизирующего излучения. По результатам испытаний в соответствии с требованиями Европейского космического агентства (ESA) приборы относят к одному из возможных классов с определенным уровнем радиационной стойкости (табл.5.2).

Таблица 5.2

Европейские уровни радиационной стойкости интегральных схем

Обозначение	M	D	E	F	R	A	G	H
Уровень стойкости, крад (Si)	3	10	20	50	100	300	500	1000

В США в соответствии со стандартом MIL-STD-883C используются четыре группы по стойкости: M, D, R, H.

Радиационные испытания на ядерных реакторах базируются на предположении, что природа радиационных эффектов не играет существенной роли, а деградация характеристик полностью определяется долей энергии, затрачиваемой на структурные повреждения. Производится оценка энергий, идущих на структурные и ионизационные потери, и определяется флюенс нейтронов, создающий такое же энерговыделение на дефектообразование. Оценка этого флюенса производится на основе расчетной энергии для протонов космического пространства $\Phi_{КП_P} K_{КП_P}^D$ и пересчета их к флюенсу нейтронов по определенным соотношениям. В процессе экспериментальных исследований на ядерном реакторе также контролируют и определяют сопутствующую дозу ионизирующего излучения от гамма $D_{я\rho_г}$ и нейтронного $D_{я\rho_н}$ излучений, затрачиваемую на ионизацию. Полученная суммарная величина учитывается при экспериментальной оценке радиационной стойкости приборов к поверхностным радиационным эффектам. Необходимо отметить, что реальная эффективная суммарная доза от нейтронного воздействия будет несколько ниже, так как ионизация при нейтронном облучении создается вторичными ядерными частицами, имеющими большие удельные ионизационные потери.

Для экспериментального определения стойкости приборов по локальным радиационным эффектам необходимы моделирующие установки, способные создавать потоки высокоэнергетичных протонов и ионов. Естественно, что для моделирования локальных радиационных эффектов от воздействия протонов используются ускорители протонов. Для моделирования эффектов от воздействия тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) используются ускорители ионов – циклотроны или генераторы Ван-де-Графа.

Наиболее часто используются циклотроны. Энергия ионов $E_{и}$, МэВ/нуклон, ускоряемых на циклотронах, определяется как

$$E_{и} = k_{ц} A^2 / Z^2,$$

где Z и A – заряд и масса ионов; $k_{ц}$ – коэффициент, величина которого зависит от магнитного поля и радиуса орбиты циклотрона.

Значения $k_{ц}$ для конечных радиусов ряда циклотронных ускорителей, а также диапазоны значений A/Z ионов приведены в табл. 5.3.

Таблица 5.3

Характеристика циклотронных ускорителей

Циклотрон	$k_{ц}$	A/Z_{\min}	A/Z_{\max}	E , МэВ/нуклон
ИЦ-100	40	5,3	8,75	0,52—1,42
У-200	652	4,0	20	1,63—40,75
У-400	145	2,8	5,5	4,8—18,5

На рис. 5.1 представлена типовая структурная схема проведения испытаний на ускорителе ионов (циклотроне). Отличительной особенностью проведения таких экспериментальных исследований является необходимость размещения исследуемого прибора в вакуумной камере с предварительным удалением крышки с его корпуса. Из-за того, что рабочее место экспериментатора находится на значительном удалении (более 10 м) от исследуемого объекта, необходимо использовать локальные средства автоматизации функционального контроля прибора, размещенные в отдельном кейте.

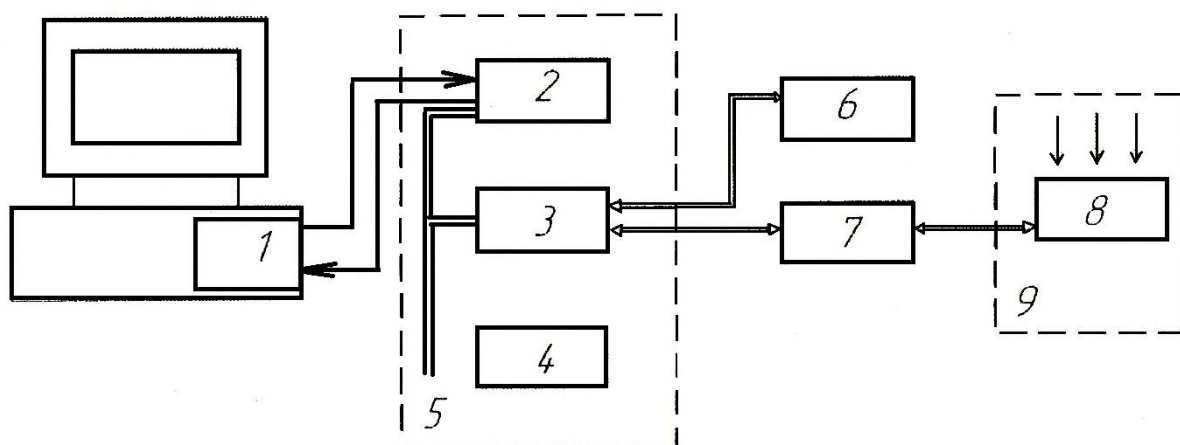


Рис. 5.1. Структурная схема проведения испытаний на ускорителе ионов:

1 – ЭВМ с интерфейсом канала связи; 2 – контроллер кейта; 3 – плата сопряжения с объектом; 4 – блок питания кейта; 5 – кейт; 6 – источник питания; 7 – блок коммутации; 8 – плата с испытываемыми объектами; 9 – вакуумная камера

Имитирующие установки. Имитирующие установки моделируют, как правило, один доминирующий радиационный эффект. Имитационное экспериментальное

исследование приборов используется для определения значений показателей радиационной стойкости и оценки поведения изделий при воздействии радиационных факторов космического пространства. Доминирующие радиационные эффекты моделируются с помощью имитирующих воздействий (рентгеновского, изотопных источников ядерных частиц, лазерного и других излучений). Основой этих испытаний является то, что при воздействии имитирующего излучения имеют место однотипные физические причины деградации или изменения параметров приборов, обусловленные действием радиационных факторов космического пространства.

Имитаторы радиационных эффектов в приборах для космической радиации должны моделировать поверхностные радиационные эффекты, структурные повреждения и локальные радиационные эффекты. Моделирование поверхностных ионизационных эффектов в приборах, вызываемые электронами и протонами космического пространства, осуществляется на установках, использующих в качестве воздействия "мягкое" рентгеновское излучение. Эффекты, вызываемые космической радиацией и рентгеновским излучением, считаются адекватными по признаку идентичности процессов генерации-рекомбинации свободных носителей, накопления заряда в диэлектриках, образования поверхностных состояний и захвата заряда на границах диэлектрик-полупроводник. Наиболее подходящими для этих целей являются рентгеновские имитаторы типа РЕИС-ИМ и РЕИМ-2, характеристики которых приведены в табл.5.4.

Таблица 5.4

Характеристика рентгеновских имитаторов

Название	Максимальная энергия квантов, кэВ	Эффективная энергия квантов, кэВ	Максимальная мощность поглощенной дозы на 1 см ² , рад(Si)/с	Диапазон изменения мощности дозы ИИ
РЕИС-ИМ	50	10	30	1—200
РЕИМ-2	100	10	1000	1—300

На рис. 5.2 представлена схема рентгеновского имитатора РЕИМ-2.

Имитационное моделирование локальных радиационных эффектов осуществляется с применением изотопных источников альфа-излучения и спонтанного деления, а также с использованием сфокусированного лазерного излучения пикосекундной длительности. Широкое распространение для имитационных испытаний получили изотопные источники спонтанного деления на базе трансурановых элементов. Из таких источников спонтанного деления наиболее предпочтительным является ²⁵²Cf, который испускает спектр осколков

спонтанного деления, α -частицы с энергией около 6 МэВ и тепловые нейтроны. Период полураспада источника составляет 2,64 года. Основной выход излучения обусловлен альфа-частицами – 96,9 %, и 3,1 % приходится на продукты спонтанного деления. Средняя масса осколков деления легкой группы равна 106 а.е.м. со средней энергией около 102 МэВ. Для осколков более тяжелой группы эти величины составляют около 142 а.е.м. и 79 МэВ соответственно.

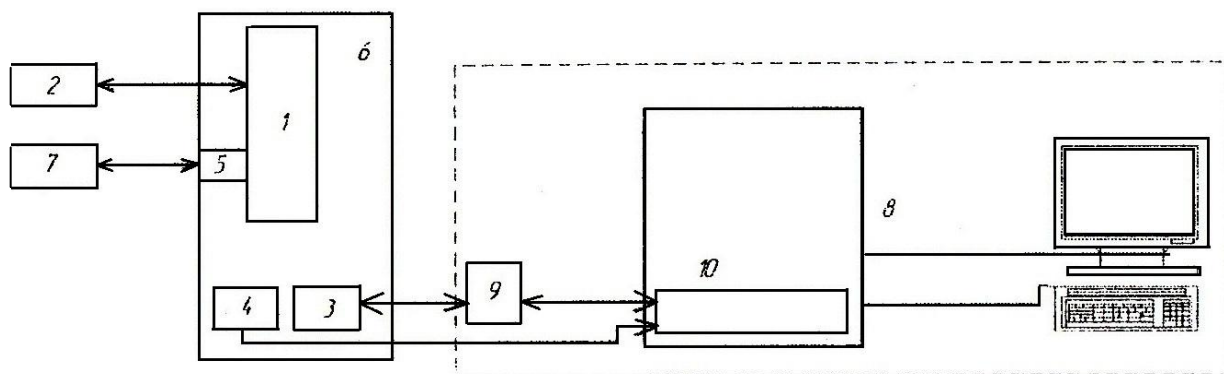


Рис. 5.2. Структурная схема рентгеновского имитатора РЕИМ-2:

1 – источник рентгеновского излучения; 2 – источник питания и блок управления; 3 – контактирующая колодка для прибора; 4 – рентгеновский детектор; 5 – модуль позиционирования; 6 – защитный корпус; 7 – блок управления; 8 – ЭВМ; 9 – буферный модуль для коммутаций в приборе; 10 – аппаратура для рентгеновского детектора и измерений параметров прибора

При эксплуатации изотопных источников необходимо учитывать период полураспада, по истечении которого активность источника снижается в два раза.

На рис. 5.3 приведена структурная схема имитационной установки КИАС для проведения испытаний приборов по определению их чувствительности к локальным радиационным эффектам в поле изотопного источника ^{252}Cf . В данной установке предусмотрена возможность изменения следующих параметров:

- давление в вакуумной камере $10 - 10^5$ Па;
- расстояние от источника до поверхности прибора 0,5 – 10 см;
- угол падения ядерных частиц на поверхность прибора $0 - 75^\circ$.

Основным недостатком испытательных стендов для исследований локальных радиационных эффектов является то, что из-за случайного характера взаимодействия ионизирующего излучения с веществом сложно проводить исследования по оценке чувствительности приборов. Для оценки чувствительности прибора к локальным радиационным эффектам необходимо использовать статистические методы обработки информации. От этих недостатков свободны методы, применяющие сфокусированное излучение на основе использования стационарных ионных пучков, импульсных электронных пучков и лазерного излучения пикосекундной длительности. Наиболее

эффективными являются установки на основе лазерного излучения.

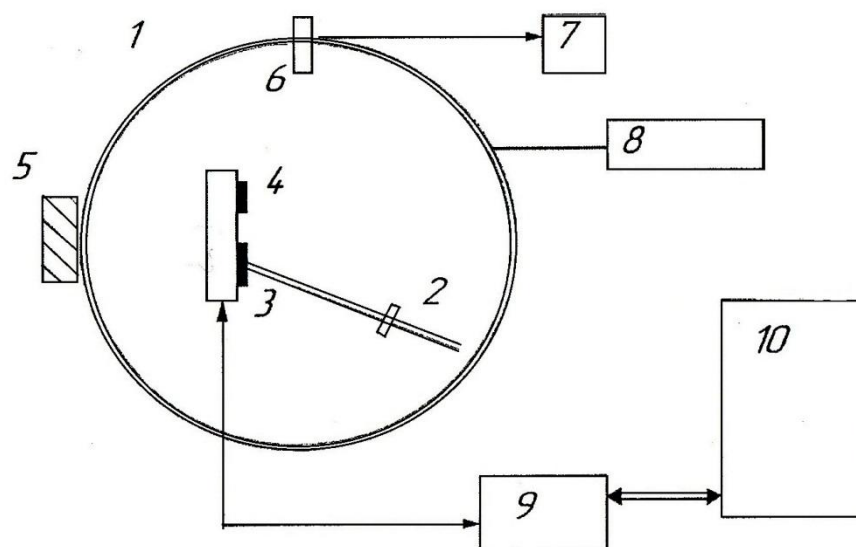


Рис. 5.3. Структурная схема имитационной установки КАИС для проведения испытаний приборов на изотопных источниках α -частиц и спонтанного деления:

1 – вакуумная камера; 2 – изотопный источник с держателем и средствами его перемещения; 3 – испытываемый прибор; 4 – детектор ядерных частиц; 5 – манипуляторы для установки изотопного источника; 6 – датчик давления; 7 – средства контроля давления в камере; 8 – вакуумный насос; 9 – блок согласования и коммутаций; 10 – средства функционального контроля и задания режимов исследуемых приборов

В основе имитационных лазерных испытаний лежит принципиальная возможность создания избыточных электронно-дырочных пар в чувствительном объеме прибора, эквивалентных избыточным носителям зарядов, генерированных при прохождении отдельной ядерной частицы. Адекватность воздействия будет обеспечиваться, если пространственные распределения генерированных электронов к "началу" формирования электрической реакции при воздействии тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) и импульса лазерного излучения будут совпадать. Такое условие реализуется при использовании пикосекундных лазеров в режиме однократных импульсов со сфокусированным до микронных размеров лучом.

Имитационные методы моделирования с помощью сфокусированного лазерного излучения пикосекундной длительности могут использоваться для решения следующих задач:

- определения приборов, наиболее чувствительных к воздействию ТЗЧ;
- определения пороговой величины, эквивалентной линейной потере энергии (ЛПЭ) ядерной частицы, приводящей к сбою отдельного элемента;
- влияния электрического и функционального режима работы прибора на условия переключения и его отказов;

– определения типов и энергий ядерных частиц, способных вызывать локальные радиационные эффекты в приборе.

Благодаря преимуществам лазерных имитационных методов они применяются при экспериментальных исследованиях, проводящихся для оценки стойкости к локальным радиационным эффектам. В табл. 5.5 представлены характеристики имитирующих установок, использующих сфокусированное лазерное излучение.

Таблица 5.5

Характеристики имитирующих установок

Название	Длина волны излучения, мкм	Длительность импульса излучения, пс	Энергия импульса, мДж	Диаметр сфокусированного пятна, мкм	Точность позиционирования, мкм
ПИКО	1,055	10	0,1	5	4±1
ПИКО-2	1,06/0,53	26	30/12	4	3±1

5.2. Стенды для моделирования невесомости

В космическом полете возникает состояние динамической невесомости, оказывающее существенное влияние на жизнедеятельность космонавтов, на протекание многих физических процессов и работу систем бортового оборудования КА, в которых используются жидкие рабочие тела. Состояние невесомости характеризуется практически нулевым или очень малым ускорением.

Невесомость оказывает влияние:

- на гидростатику жидких компонентов, находящихся в баках на борту КА (криогенных веществ, топлива, окислителя и т.п.);
- на гидродинамику циркулирующих в системах жидких композитов (топлива, окислителя, теплоносителя);
- на процессы кипения и конденсации.

Учет влияния невесомости важен при создании и отработке бортовых ДУ с жидкими теплоносителями, циркулирующими в контурах; изучении работы тепловых труб; исследования работы систем подачи рабочего тела в ДУ и т.п.

При невесомости определяющую роль играют поверхностные силы, обусловленные межмолекулярным взаимодействием, а гравитационные и инерционные силы становятся несущественными.

При невесомости определяющую роль играют поверхностные силы, обусловленные межмолекулярным взаимодействием, а гравитационные и инерционные силы становятся несущественными.

В условиях невесомости жидкости, которые не полностью заполняют баки, принимают форму, соответствующую минимальному значению свободной поверхностной энергии. Если жидкость не соприкасается с твердой стенкой, а также отсутствуют возмущающие силы, то она принимает сферическую форму.

Известно пять основных способов моделирования невесомости.

Способ 1. Испытаний в летающих лабораториях. Испытуемое изделие помещается в самолет, летящий по траектории Кеплера, при движении по которой возникают центробежные силы, компенсирующие действие гравитационного поля Земли. Этот способ применяется для тренировки космонавтов, исследования посадки космического аппарата, свойств двигателей, для изучения функционирования агрегатов КА и технологических процессов в условиях невесомости.

Способ 2. Испытания на динамических стендах. Испытуемое изделие помещается в контейнер, соединенный с вертикальной направляющей, которая стабилизирует его движение в периоды разгона, свободного падения и торможения. Рабочим является период свободного падения, на протяжении которого на объект действуют инерционные силы, компенсирующие действие гравитационного поля Земли. С целью достижения наибольшей точности моделирования и увеличение периода свободного падения контейнер может быть помещен в вакуумную башню или снабжен двигателем коррекции.

Способ 3. Испытания в гидробассейнах. Изделие помещается в жидкость, что приводит к возникновению гидростатических сил, компенсирующих действие земного притяжения. Этим способом пользуются для тренировки космонавтов и при исследовании процесса стыковки КА. Применение этого способа для исследований натуральных изделий возможно лишь в тех случаях, когда допустимо считать, что масса распределена по объему равномерно.

Способ 4. Испытания с помощью следящих механических имитаторов. Механические имитаторы обеспечивают создание и поддержание сосредоточенного и компенсирующего силового воздействия в центре масс изделия, при этом делается допущение, что аппарат представляет собой абсолютно жесткое тело.

Способ 5. Испытания с применением ракет и КА.

При испытаниях на воздействие невесомости исследуются следующие параметры изделий:

- градиенты температуры по поверхности изделия;
- усилие перемещения;
- коэффициент трения;
- скорость;
- давление или расход газа, жидкости (для каналов теплоносителей).

Для всех ОИ с перемещающимися массами важными параметрами являются: скорость перемещения, наличие гистерезиса кривых "перемещение-время воздействия усилия", "перемещение-усилие" и т.п.

5.2.1. Летающая лаборатория для имитации невесомости

Летающие лаборатории предназначены для профессиональной подготовки космонавтов, а также технологических испытаний и исследований на самолетах-лабораториях различных устройств, агрегатов и объектов техники, медико-биологических исследований организмов и их жизнедеятельности в условиях невесомости и пониженной гравитации ("лунная" и "марсианская").

На участках полетов самолетов на кривой Кеплера при скорости 465 км/ч длительность невесомости составляет 12...15 с, при скорости 800 км/ч – 32...34 с, при сверхзвуковом полете – до 240 с. Самолет КС-135 (США) воспроизводит невесомость за один режим продолжительностью до 30...34 с.

Изготовленные на базе широкофюзеляжного аэробуса Ил-76МДК летающие лаборатории обеспечивают возможность достижения кратковременной невесомости (рис. 5.4). При полетах по кривой Кеплера во время перехода с горизонтального полета на восходящий участок кривой и движении самолета через ее вершину создается режим кратковременной невесомости продолжительностью до 28 с за один режим. В одном полете продолжительностью 1,5...2,0 часа выполняется до 15 режимов невесомости, то есть общее пребывание в невесомости составляет примерно 420 с.

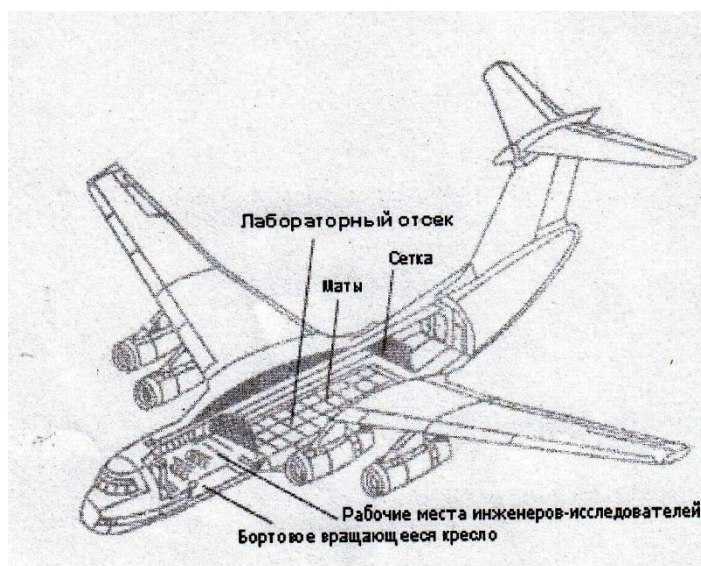


Рис. 5.4. Схема летающей лаборатории

Техническое описание. Геометрические размеры (3,4×3,2×14,1 м) и вес (100 кН)

экспериментального оборудования, размещаемого в лабораторном отсеке, выгодно отличают наш самолет от аналогичных ему в мире. Результаты испытаний регистрируются с помощью штатных самолетных систем и дополнительного контрольно-измерительного оборудования заказчика. Может выполняться кино, видео и фотосъемка объектов и их последующая цифровая обработка в случае необходимости.

Геометрические размеры самолета:

Длина	46,59 м;
Высота	14,76 м;
Размах крыльев	50,50 м.

Лабораторный отсек:

Длина пола	24,18 м;
Ширина	3,45 м;
Высота	3,40 м;
Габариты груза	
Длина	14,00 м;
Ширина	3,30 м;
Высота	3,20 м;
Максимальная полезная нагрузка	10,0 т;
Погрузочно-разгрузочное оборудование	4 тельфера грузоподъемностью по 2,5 т;
Количество испытателей	до 20 человек;
Количество режимов невесомости в одном полете	до 15 режимов;
Продолжительность режима невесомости	до 28 с.
Остаточные перегрузки:	
Продольная ось	$P_x - 1 \times 10^{-2}$;
Вертикальная ось	$P_y - 4 \times 10^{-2}$;
Продолжительность полета	1,5 - 2,0 часа.

Система электроснабжения:

3-фазный ток	208/115V, 400Гц, 20kVA;
3-фазный ток	36V, 400Гц, 2kVA №
Переменный ток	220V, 50Гц, 3kVA;
Переменный ток	27V $\pm 10\%$, 24kW.

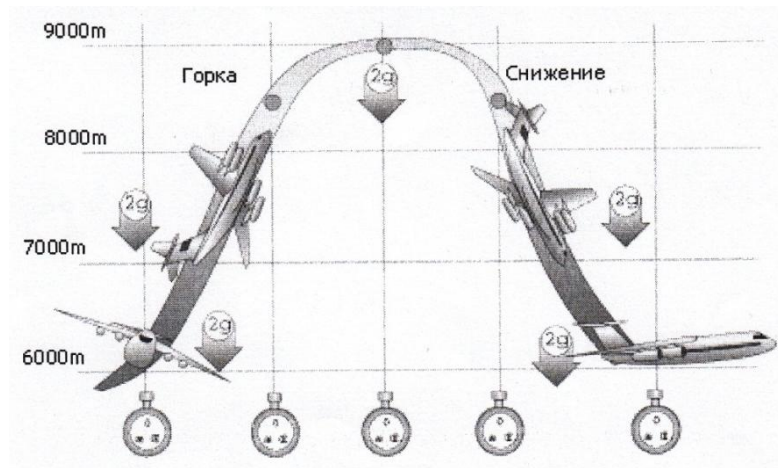
Система наддува и вентиляции скафандров (СНВС).СНВС обеспечивающая:

– возможность одновременной непрерывной вентиляции и наддува 4 скафандров в полете от баллонов одновременно с работой системы кондиционирования воздуха самолета;

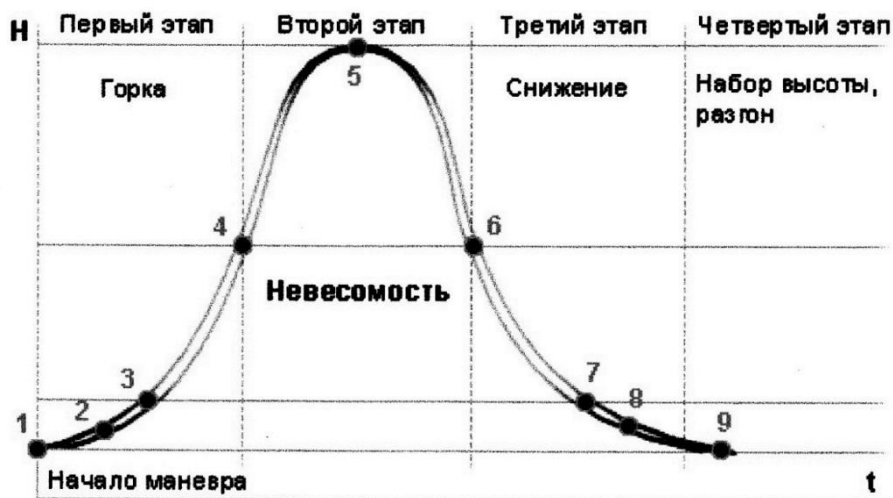
– подачу воздуха в каждый из 4 скафандров в количестве не менее 250 ± 20 нл/мин.

Параметры полета. Режим невесомости с остаточными ускорениями для объектов, свободно парящих в лабораторном отсеке в $0,0001g - 28$ с (рис. 5.5).

Характеристика этапов полета для воспроизведения невесомости представлена в табл. 5.6; для пониженной гравитации – в табл. 5.7 и 5.8.



а)



б)

Рис. 5.5. Схема достижения невесомости

Таблица 5.6

Характеристика кратковременной невесомости

Этапы	Первый			Второй		Третий		
Участки	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9
Наименование участка	Переход	Кабрирование	Переход	Восходящий	Нисходящий	Переход	Выравнивание	Переход
Перегрузка N_y	1,0-2,0	2,0	2,0-0	$N_y=0, N_x=0$		0,0-2,0	2,0	2,0-1,0
Продолжительность, с	-	-	2-3	-	-	-	3-5	-
Продолжительность, с	18			25-28		18		

Таблица 5.7

Характеристика пониженной весомости (лунная гравитация)

Этапы	Первый			Второй		Третий		
Участки	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9
Наименование участка	Переход	Кабрирование	Переход	Восходящий	Нисходящий	Переход	Выравнивание	Переход
Перегрузка N_y	1,0-2,0	2,0	2,0-0,16	$N_y=0,16, N_x=0$		0,16-2,0	2,0	2,0-1,0
Продолжительность, с	-	-	2-3	-	-	3-5	3-5	-
Продолжительность, с	18			30		18		

Характеристика пониженной весомости (марсианская гравитация)

Этапы	Первый			Второй		Третий		
	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9
Участки								
Наименование участка	Переход	Кабрирование	Переход	Восходящий	Нисходящий	Переход	Выравнивание	Переход
Перегрузка N_y	1,0-2,0	2,0	2,0-0,38	$N_y=0,38$, $N_x=0$		0,38-2,0	2,0	2,0-1,0
Продолжительность, с	-	-	2-3	-	-	3-5	3-5	-
Продолжительность, с	18			30		18		

5.2.2. Динамические стенды

Стенды с падающей платформой. При падении с небольшой высоты (порядка 3 м) используют установку, которая представляет собою крестообразную падающую платформу. На платформе установлены объект исследования и измерительно-регистрационные приборы. К платформе прикреплен трос, который проходит через блоки, установленные на потолке, а затем вниз к противовесу. Путем изменения массы противовеса обеспечивается моделирование интенсивности гравитационного поля. Для обеспечения направленного падения применяются тросовые направляющие. К нижней части платформы прикреплены стержни, которые используются для торможения при падении на песчаную подушку.

Стенды, оборудованные падающими платформами, применяются для исследования процесса кипения в условиях уменьшенной и нулевой гравитации, а также для изучения в условиях невесомости перехода режима пузырькового кипения к пленочному. Для этого используется высокоскоростная кинокамера.

Стенды, оборудованные башнями для имитации невесомости. Для увеличения продолжительности моделирования состояния невесомости созданы стенды, оборудованные так называемыми башнями невесомости. Поскольку высота таких башен может достигать 100 м, продолжительность имитации состояния невесомости составляет 4 с. Возможны следующие варианты стендов с башнями невесомости:

– башня представляет вертикальную металлическую трубу, которая смонтирована вне здания в виде самостоятельной строительной конструкции;

– башня представляет строительную конструкцию в виде здания, внутри которого в межэтажных перекрытиях сделаны люки, что позволяет сбрасывать контейнер с испытуемым объектом с верхнего этажа на нижний.

При использовании башен для имитации невесомости нужно учитывать аэродинамическое сопротивление среды, что не позволяет полностью устранить влияние

перегрузки. Для уменьшения силы аэродинамического сопротивления изготавливают рабочую полость башни невесомости в виде герметичной вертикальной трубы, внутреннее пространство которой вакуумируется. При свободном падении контейнера в атмосфере имитируется гравитационное поле, равное примерно 10^{-3} от величины земного ускорения.

Если свободное падение будет происходить в вакуумированном пространстве, то можно имитировать гравитационное поле порядка 10^{-7} от земного. При этом вакуум должен составлять $1,3 \cdot 10^{-1}$ Па.

Особенностью падающей капсулы является то, что она имеет внутреннюю герметизированную полость, которая вакуумируется. Приборный испытательный контейнер находится в верхней части капсулы. После сбрасывания капсулы, как это видно из рис. 5.6, открывается замок удерживания приборного контейнера, который начинает падать в вакуумированном пространстве капсулы. Применение капсулированного контейнера существенно повышает качество имитации невесомости и не приводит к удорожанию, как при использовании вакуумированной камеры.

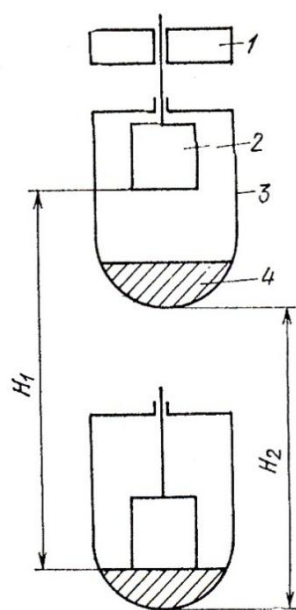


Рис. 5.6. Схема падающего капсулированного контейнера:

1 – замок; 2 – контейнер с испытываемым изделием и контрольно-измерительной температурой; 3 – вакуумированная капсула; 4 – демпфер
(H_1 – высота падения контейнера; H_2 – высота падения капсулы)

Разность высот падения капсулы и контейнера $H_1 - H_2$ компенсирует влияние силы аэродинамического торможения на капсулу.

Для имитации невесомости могут применяться установки с газовыми пушками для пуска контейнера по баллистической траектории внутри башни. На рис. 5.7 представлена схема установки для кратковременной имитации невесомости, снабженная газовой пушкой, которая работает на азоте при давлении $35 \cdot 10^5$ Па.

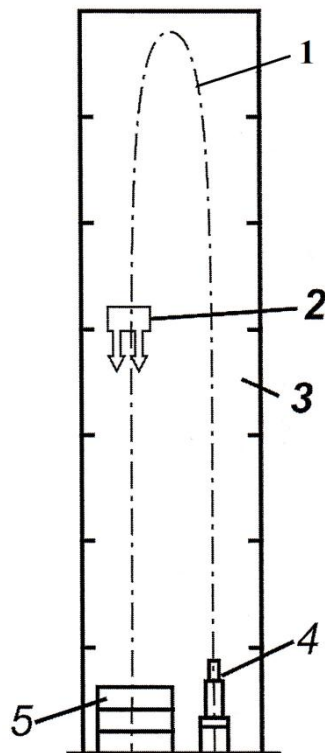


Рис. 5.7. Схема установки с газовой пушкой:

1 – баллистическая траектория; 2 – контейнер; 3 – башня; 4 – газовая азотная пушка;
5 – амортизатор (песок)

5.2.3. Бассейн невесомости

Для подготовки космонавтов в РФ имеется бассейн невесомости в Научно-исследовательском центре подготовки космонавтов им.Ю.А. Гагарина и в США - в научно-исследовательском центре им. Маршалла.

Этот способ основан на помещении космической техники и космонавта в скафандре в гидробассейн и придания им нейтральной плавучести, безразличного равновесия и безопорного состояния.

Для обеспечения нулевой плавучести к скафандру (масса ~23 кг) для космонавтов крепятся свинцовые грузы (общая масса 40 кг) на груди, спине, запястьях и лодыжках. После входа испытателей в бассейн к скафандру крепят дополнительные грузики для доводки веса до величины, обеспечивающей нулевую плавучесть.

Поскольку эксперименты в бассейне представляют определенную опасность, испытателей страхуют аквалангисты.

Общая численность персонала, обеспечивающего эксперимент, составляет 15 человек. Помимо восьми аквалангистов, еще семь человек находятся за пультом управления у края бассейна и на посту управления, оборудованном недалеко от бассейна. Пульт управления обслуживают:

– оператор, осуществляющий контроль параметров скафандра до входа испытателя в

воду и после выхода из воды. Этот оператор возглавляет группу у пульта;

– оператор, осуществляющий контроль параметров скафандра испытателя во время пребывания его в бассейне, а также контроль за режимом декомпрессии аквалангистов;

– два оператора, оказывающие помощь первым двум, а также управляющий работой находящейся в бассейне камеры для рекомпрессии, если возникнет аварийная ситуация, требующая использования этой камеры.

На посту управления находятся руководитель испытаний, специалист, непосредственно ответственный за проведение испытаний, а также оператор, обеспечивающий работу замкнутой телевизионной системы и системы связи.

Бассейн невесомости включает в себя:

- бассейн;
- макет выходного космического скафандра;
- комплекс макетов космической техники;
- комплекс грузоподъемных механизмов;
- комплекс систем воздухо-водообеспечения;
- комплекс водолазного оборудования и снаряжения;
- поточно-декомпрессионную камеру ПДК-2У с возможностью имитации "погружения" под воду до 100 метров (10^6 Па);
- комплекс гипербарической оксигенации;
- комплекс отображения и обработки видео и телеметрической информации;
- системы оповещения.

Бассейн – это цилиндрический резервуар диаметром 22,5 и глубиной 12 метров. В нем имеется 45 расположенных на трех уровнях (по глубине) иллюминаторов диаметром 0,6 и два иллюминатора размером 1,2×0,85 метра, предназначенные для наблюдения и управления процессами испытательно-тренировочных работ. Вода проходит специальную обработку и позволяет проводить видео-, фото-, кино съемку через иллюминаторы и камерами, размещенными в гермобоксах под водой.

Макеты отсеков и блоков космических станций полностью повторяют экстерьер реального орбитального комплекса.

Комплекс систем воздухо-водообеспечения предназначен для снабжения воздухом и водой макетов космического скафандра, водолазного снаряжения и водолазной декомпрессионной камеры.

Комплекс водолазного снаряжения предназначен для обеспечения работ, проводимых в гидролаборатории, и состоит из водолазного снаряжения типа SCUBA, специального оборудования и поточно-декомпрессионной камеры для проведения декомпрессии и лечебной рекомпрессии. В ПДК-2У возможны тренировочные

погружения водолазов в воздушной среде на глубину до 100 метров.

Комплекс гипербарической оксигенации (ГБО) предназначен для проведения реабилитационных и лечебных мероприятий космонавтов и операторов, работающих в тяжелых условиях. Комплекс состоит из двух одноместных лечебных барокамер.

Комплекс отображения и обработки видео и телеметрической информации предназначен для записи визуальной и телеметрической информации о работах и состоянии оператора. В его состав также входит подводный видеозаписывающий комплекс.

Путем комбинации общего и локального освещения обеспечивается имитация натуральных условий выполнения космонавтами работ в открытом космосе. В системе освещения используются лампы со специальным спектром светового излучения, что позволяет с высоким качеством выполнять фото-, видео- и киносъемку проводимых работ. Освещение производится как через поверхность воды, так и через подводные иллюминаторы.

5.2.4. Моделирование невесомости с помощью механических имитаторов

Существуют две группы испытательных средств для моделирования условий невесомости и пониженной гравитации.

К первой группе относится оборудование, позволяющее изменять плоскость функционирования изделия или его элементов: это наклонные площадки. Как показывает опыт, это оборудование просто, удобно, надежно и дешево, но при этом обладает рядом недостатков, которые ограничивают возможности его применения:

- появление нагрузок в нехарактерном направлении;
- ограничение подвижности двумя степенями свободы, что исключает возможность применения подобного оборудования для агрегатов, совершающих движение в пространстве.

Ко второй группе относится оборудование, позволяющее создавать компенсирующие силовые воздействия посредством приложения к изделию сосредоточенных или объемных сил (рис. 5.8) – механические имитаторы, которые обеспечивают создание и поддержание компенсирующего силового воздействия – разгружающего усилия – в заданном диапазоне перемещения изделия и с заданной точностью.

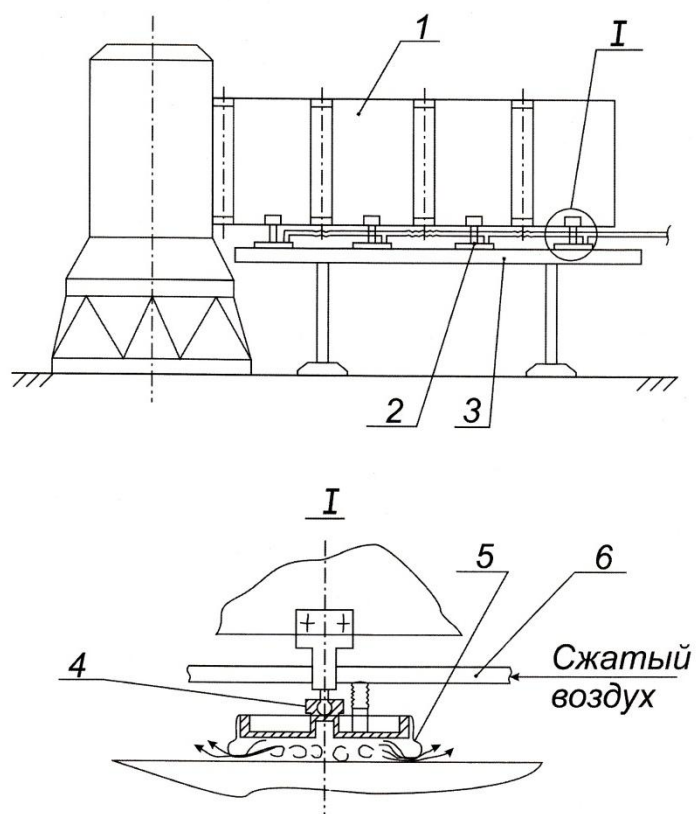


Рис.5.8. Схема испытаний объектов с применением воздушных опор:
 1 – объект испытаний; 2 – воздушная опора; 3 – опорный стол; 4 – шаровой шарнир;
 5 – эластичная рубашка; 6 – воздуховод

Примерами этих средств могут служить имитаторы, применяемые при испытаниях макетов планетоходов и космических посадочных аппаратов. Особенностью механических имитаторов, по сравнению с оборудованием первой группы, является возможность обеспечения разрушающего усилия при пространственном перемещении объекта исследования. Применение механических имитаторов ограничено ошибкой моделирования, возникающей в зависимости от их статических, динамических и кинематических характеристик.

5.2.5. Ракеты и КА для имитации невесомости

Использование ракет, запускаемых по баллистическим траекториям на большие высоты, позволяет имитировать состояние невесомости в течение нескольких минут и даже нескольких десятков минут. Такие эксперименты требуют установки на ракету специального оборудования, в том числе для регистрации экспериментальной информации. Эта информация может передаваться по системе радиотелеметрии на Землю или регистрироваться бортовой аппаратурой. В этом случае необходимо предусмотреть надежные средства сохранения ракеты или спускаемого приборного отсека при

приземлении.

Отмечая тенденцию снижения затрат на единицу полетной массы и то, что за короткое время действия невесомости не удастся исследовать функционирование на наземных стендах ряда систем (например, системы терморегулирования с жидким теплоносителем), для реализации невесомости используют полеты ИСЗ и космических аппаратов.

Длительная имитация состояния невесомости обеспечивается лишь в случае размещения исследуемых объектов и аппаратуры на борту ИСЗ. Такие эксперименты требуют применения специальных радиотелеметрических средств для передачи научной информации из космоса на наземные станции слежения.

5.3. Стенды для моделирования удара метеорных частиц

Моделировать потоки твердых частиц при испытаниях на воздействие микрометеоритов в лабораторных условиях можно проводить с помощью технических средств. К ним относятся: ускорители, работающие на сжатых газах; электромагнитные и водородные источники; взрывные ускорители, в которых используются кумулятивные заряды; плазменные и лазерные ускорители; электростатические ускорители разных типов.

Получение в стендовых условиях потоков быстролетящих твердых частиц, которые бы имитировали космические метеорные потоки, связано с большими техническими трудностями. Рассмотрим возможные способы сообщения твердым частицам высоких скоростей.

Максимальная скорость, которая может быть получена с помощью артиллерийской техники при использовании взрывчатых веществ, составляет 1 – 3 км/с. Большие возможности имеет способ, основанный на использовании легкогазовой пушки с подогревом. При адиабатическом сжатии вся энергия пороха переходит в энергию сжатия легкого газа (водорода или гелия), который заполняет полость ствола. Холодные пушки могут разогнать малые тела до 7 км/с, а с подогревом – до 20 км/с.

В легкогазовых пушках для разгона снаряда применяются легкие газы (водород или гелий), скорость звука в которых значительно больше, чем в пороховых газах. С помощью легкогазовых пушек частицам могут быть сообщены относительные скорости, превышающие 10 – 12 км/с. Применяются легкогазовые пушки двух типов: одноступенчатые и двухступенчатые.

В одноступенчатой легкогазовой пушке камера сгорания заполняется смесью газов

(кислородно-водородно-гелиевая смесь). После воспламенения смеси давление достигает расчетного значения, происходит разрыв диафрагмы, отделяющей камеру сгорания от объекта, газ устремляется в ствол пушки и разгоняет объект до высокой скорости.

Многоступенчатые газодинамические метательные устройства принципиально отличаются от пороховых пушек тем, что в них введены дополнительные ступени для подогрева и сжатия рабочего легкого газа (рис. 5.9). После воспламенения пороха в камере 3 пороховые газы разгоняют до сверхзвуковых скоростей поршень, который движется в камере, заполненной легким газом. Ударная волна, возникающая перед поршнем, нагревает и сжимает рабочий газ. Когда температура и давление в камере 2 достигнут расчетных величин, диафрагма разрывается, а сжатый и разогретый газ устремляется в ствол пушки и разгоняет объект до высокой скорости. Поршневые установки бывают с низкой степенью сжатия ($p_{max}/p_0 = 100$) и с высокой степенью сжатия ($p_{max}/p_0 = 1000$). Здесь p_{max} – давление, допускаемое в установке, p_0 – начальное давление легкого газа.

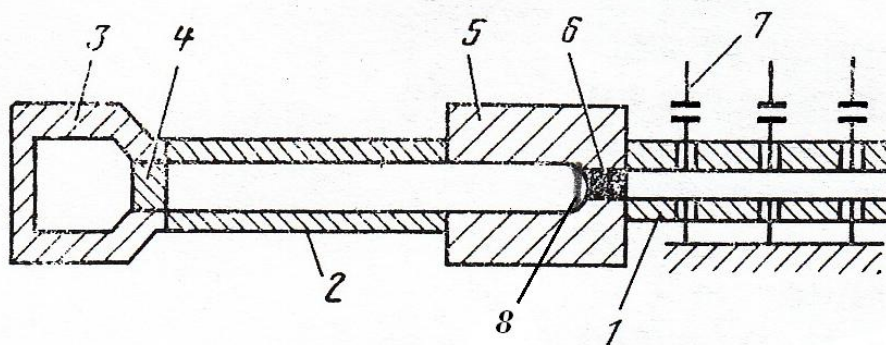


Рис. 5.9. Схема легкогазовой пушки с подогревом:

1 и 2 – стволы; 3 – взрывная камера; 4 – поршень; 5 – сменная часть; 6 – снаряд;
7 – разрядники; 8 – диафрагма

Легкогазовые пушки представляют собою довольно сложные устройства, поэтому можно для разгона твердых частиц использовать кумулятивные заряды в виде пороховых шашек с коническими выемками. Если выемка облицована металлом, то скорость выброса малых частиц (менее 10^{-1} г) достигает 13 км/с. Импульсные ускорители плазмы позволяют разогнать частицы диаметром 20 мкм до 20–40 км/с.

Для разгона твердых частиц может быть использован луч рубинового лазера. Разгон осуществляется следующим образом: на тонкую прозрачную пленку помещаются мелкие твердые частицы размером в доли миллиметра, которые освещаются сквозь пленку сфокусированным и модулированным лучом лазера. При этом частицы приобретают высокие ускорения, обусловленные главным образом не прямым световым давлением

лазерного луча, а давлением отдачи при испарении вещества с поверхности частицы. Светогазодинамическое ускорение частиц позволяет сообщить им скорости до 100 км/с.

Линейный ускоритель с трубками дрейфа разгоняет микрометеорные частицы (приблизительно 50 част./с) до скорости 25 км/с (рис. 5.10). Принцип ускорения заряженных проводящих твердых микрочастиц бегущей электромагнитной волной позволяет получать микрочастицы во всем диапазоне скоростей. Максимальная напряженность электрического поля для отрицательно заряженных частиц ограничивается автоэлектронной эмиссией, а для положительных – автономной.

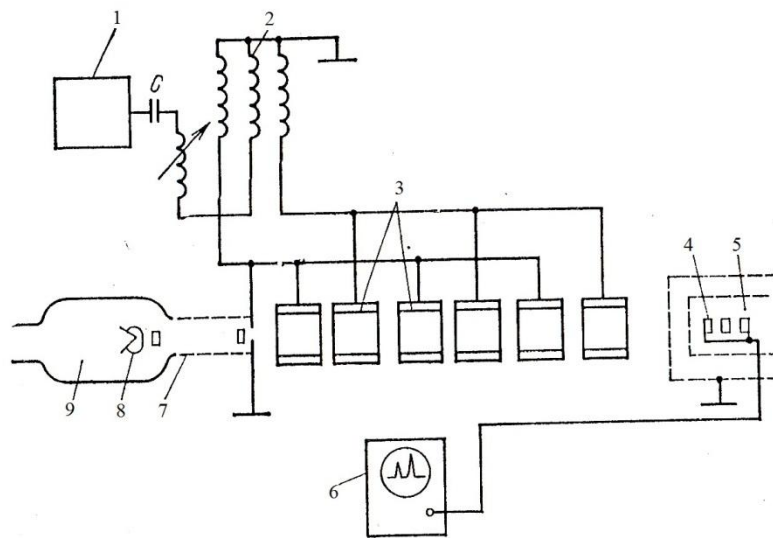


Рис. 5.10. Линейный ускоритель с трубками дрейфа для ускорения заряженных твердых частиц:

- 1 – источник высокочастотных колебаний; 2 – высоковольтный трансформатор (300 кВ);
- 3 – ускоряющие электроды; 4 – кольцо для измерения скорости; 5 – мишень;
- 6 – осциллограф для измерения скорости частиц; 7 – дрейфовая трубка; 8 – инжектор заряженных частиц; 9 – электростатический ускоритель

В электростатическом ускорителе микрочастицы разгоняются электрическим постоянным полем в зазорах между диафрагмированными электродами (рис. 5.11). Например, ускоритель с потенциалом 3 мВ ускоряет твердые частицы с массой 10^{-13} - 10^{-9} г при удельной плотности $0,5 - 8$ г/см³ до $10 - 30$ км/с. Ускоритель обеспечивает плотность потока частиц $10^3 - 10^4$ част./(м²с).

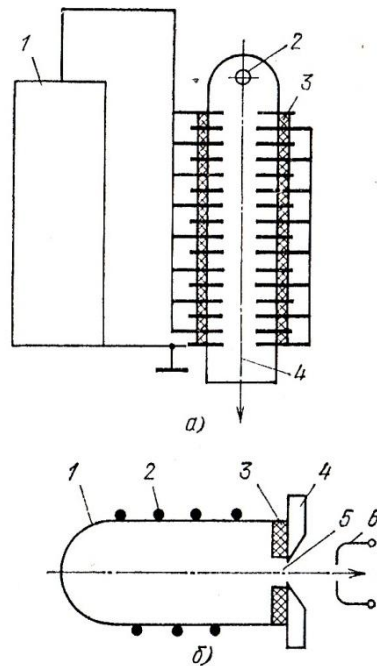


Рис. 5.11. Электростатический ускоритель (а):

1 – высоковольтный источник ускоряющего напряжения; *2* – инжектор частиц;
3 – изоляторы ускоряющих электродов; *4* – траектория частиц

и инжектор частиц (б):

1 – разрядная камера; *2* – обмотка колебательного контура ВЧ-генератора;
3 – изоляционная вставка; *4* – основание инжектора; *5* – отверстие для вывода частиц;
6 – вытягивающий электрод

Наиболее простым и эффективным способом электризации проводящих частиц является контактный – частица касается контакта, находящегося под высоким потенциалом. В конструкции инжектора заряженных частиц (рис. 5.12) учитываются: запас микрочастиц, необходимость предотвращения загрязнения вакуума и коагуляции частиц с размерами менее 1 мкм в вакууме, плотность потока частиц.

Защита от воздействия частиц космического мусора и микрометеоритов является одним из ключевых требований безопасности функционирования КА. Поскольку при высокоскоростном ударе выделяется большое количество энергии, то защита от такого удара весьма специфична. Необходимую защиту может обеспечить экран, расположенный на некотором расстоянии от защищаемых элементов конструкции (ЗЭК). Однако остается открытым вопрос о том, какие конструкция и материал экрана наиболее предпочтительны, как его надо ориентировать относительно ЗЭК и (или) преимущественного вектора скорости ударяющих в него частиц, насколько эффективным может оказаться защитное действие конструкции КА. Поскольку при скоростях соударения, характерных для низких околоземных орбит, возможности проведения экспериментальных исследований весьма ограничены, то для ответа на поставленные вопросы необходимо проведение

экспериментов, основанных на численном моделировании.

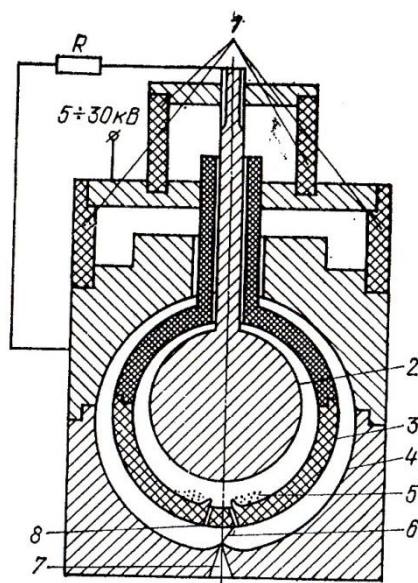


Рис. 5.12. Инжектор твердых заряженных частиц:

1 – изоляторы; 2 и 3 – электроды; 4 – камера; 5 – порошок-смесь частиц алюминия и никеля; 6 – заряжающий электрод; 7 – коллиматорное отверстие; 8 – отверстие для выхода заряженных частиц

Проведено моделирование следующих условий соударения [14]:

- Снаряд: алюминиевая сфера диаметром 5 мм, скорость соударения - 6,5 км/с, удар - нормальный.
- Экран: алюминий толщиной 1,5 мм. Расстояние отэкрана до стенки 200 мм.
- Стенка: алюминий толщиной 1,5 мм.

Задача решалась в осесимметричной постановке с использованием газодинамического и упругопластического блоков, модели разрушения. Исходная расчетная схема задачи представлена на рис. 5.13.

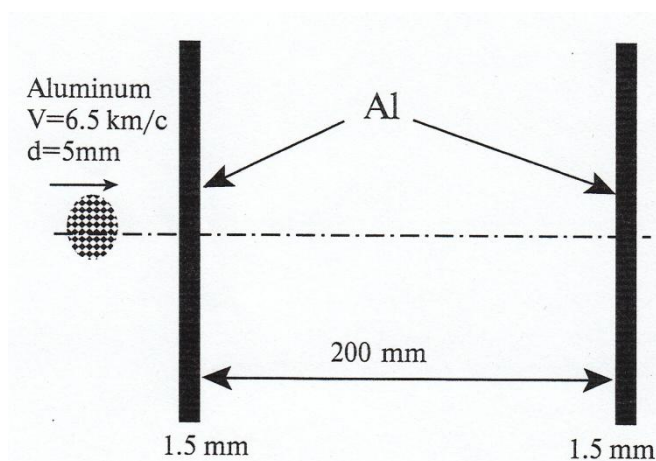


Рис. 5.13. Расчетная схема задачи

В данной задаче использовалась постоянная сетка размером 990 (по оси X) на 240

(по оси Y) ячеек. Размер частицы составлял 0,05 мм.

На рис. 5.14 приведена зависимость давления на границе снаряд-экран от времени. Максимальное давление достигает 67 ГПа.

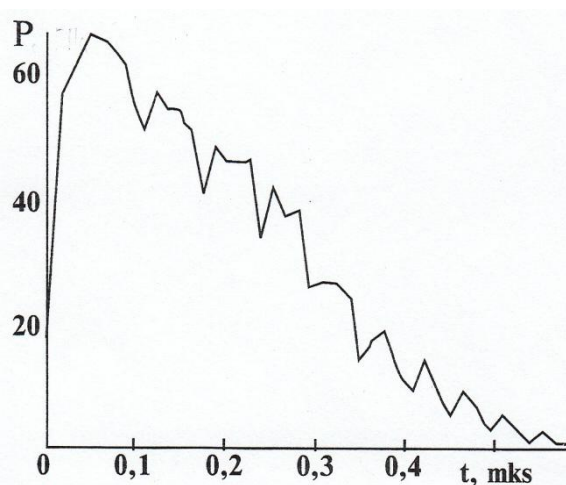


Рис. 5.14. Давление на границе снаряд-экран

В результате пробития экрана в нем формируется отверстие диаметром приблизительно 15 мм (рис. 5.15).

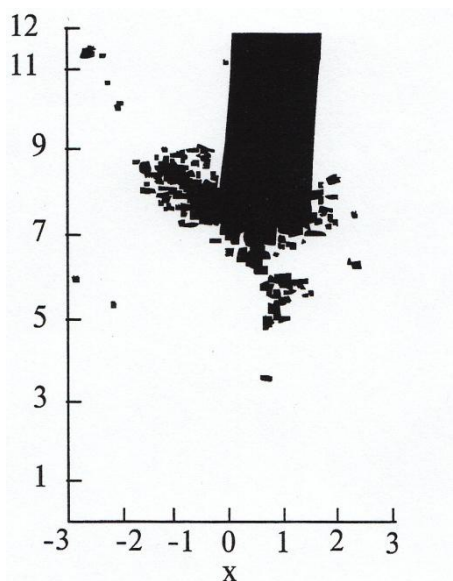


Рис. 5.15. Характер пробития в экране (фрагмент экрана в месте пробития)

Снаряд полностью разрушается и вовлекается в запреградное облако осколков совместно с разрушенным материалом экрана из пробития. Через 38 мкс после удара снаряда по экрану передний фронт облака осколков достигает стенки. Его геометрия в этот момент времени показана на рис. 5.16. Максимальный диаметр облака в этот момент составлял 120...140 мм, максимальная скорость частиц на фронте – 5,5 км/с.

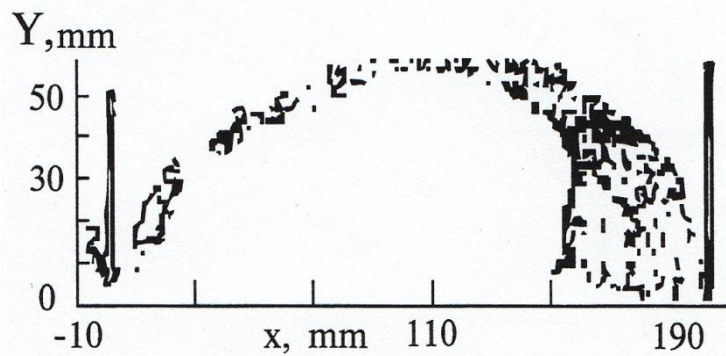


Рис. 5.16. Форма облака осколков в момент удара по стенке

5.4. Стенды для отработки систем стыковки

Основной трудностью, которая возникает при создании динамических стендов, является воспроизведение движения КА с заданными инерционными и геометрическими характеристиками в условиях невесомости. По способу воспроизведения этого движения и взаимодействия стыковочных агрегатов (СТА) стенды делятся на два основных типа:

- 1) механические, использующие полномасштабные макеты КА;
- 2) гибридные, включающие математические модели и силовые следящие системы для перемещения испытуемых СТА.

Макеты с такими же, как у КА, стыкуемыми массами, моментами инерции и расположением СТА относительно центра масс, с большим или меньшим воспроизведением распределения масс, жесткости и других характеристик, разгружаются от действия сил веса, устанавливаются или подвешиваются так, чтобы их движение происходило по инерции, так же, как в невесомости. Известно много различных способов, пассивных и с использованием вспомогательных следящих приводов, с обеспечением перемещений по всем шести (или меньше) степеням свободы. Все они, особенно со следящими приводами, достаточно сложны и громоздки. Опыт использования и анализ показывают, что механические стенды обладают определенными и очевидными достоинствами (относительная простота, наглядность, достоверность массовых, геометрических и других характеристик КА).

В то же время комплексной механический стенд обладает рядом недостатков, основными из которых являются большая масса и габариты, растущие с размерами КА; необходимость создания макетов для каждого испытуемого КА; ограничения в воспроизведении действия систем управления (СУ); трудность нагрева и охлаждения СТА до экстремальных температур.

На гибридном комплексном стенде движение КА под действием сил взаимодействия испытуемых СТА, а так же сил и моментов СУ рассчитывается с помощью ЭВМ, которая

управляет следующими приводами, осуществляющими относительное движение стыковочных агрегатов.

Основным преимуществом этого стенда является независимость размеров и конструкции стенда от массы, размеров и конфигурации КА, а также хорошая воспроизводимость действия СУ. Поэтому гибридные стенды перспективны для отработки стыковки тяжелых КА. Недостатками гибридного стенда являются сложность испытательного комплекса в целом, внесение дополнительных искажений в воспроизводимый процесс, обусловленных работой высокодинамичных мощных приводов.

Комплексные механические стенды. Для отработки ряда стыковочных устройств (СТУ) можно применять комплексный динамический стенд [80], состоящий из двух макетов КА, которые подвешиваются на тросах через трехстепенные шарниры, расположенные в центрах масс макетов. Подвеска обеспечивает пять степеней свободы перемещения каждого макета, причем горизонтальные составляющие силы тяжести:

$$F_{ir} = m_i g \sin \alpha,$$

где m_i – масса макетов ($i=1, 2$); g – ускорение свободного падения; α – угол отклонения троса от вертикали, компенсируются с помощью пружинных механизмов (рис. 5.17).

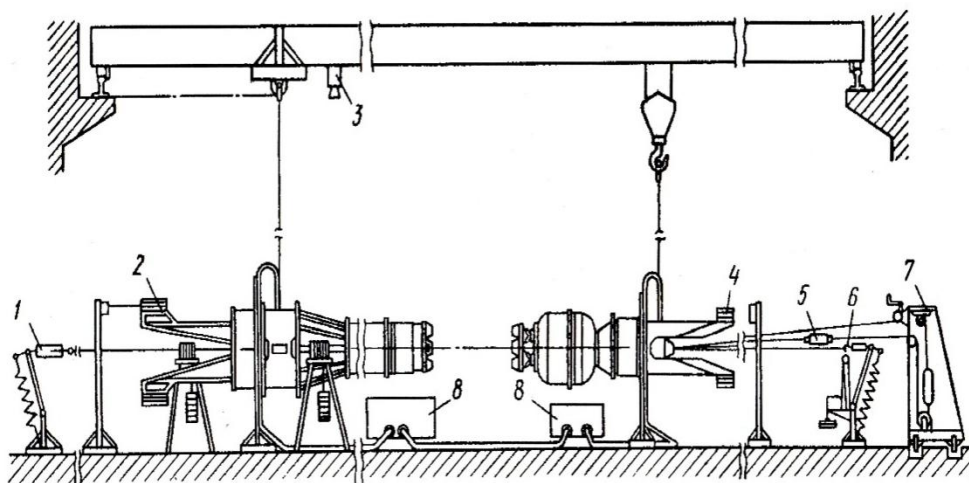


Рис.5.17. Комплексный динамический стенд механического типа:

1 – пружинный компенсатор; 2 – макет КК "Аполлон"; 3 – телекамера; 4 – макет КК "Союз"; 5 – пусковой замок; 6 – пружинный компенсатор с имитатором РСУ; 7 – система отвода; 8 – пульт управления

Макеты имеют такие же массы и моменты инерции, как у стыкуемых КА; воспроизводятся также жесткостные характеристики отсеков, примыкающих к СТА.

Пружинные компенсаторы настраиваются на собранной установке так, чтобы в тросе компенсаторов создавались силы, равные $F_{ik} = F_{ir}$. Параметры механизма выбираются так, чтобы погрешность компенсации от расчетного значения превышала 1...2 %. Компенсаторы могут использоваться так же для воспроизведения продольной тяги F^Y двигателей реактивной системы управления (РСУ). В этом случае сила компенсатора настраивается на величину:

$$F_{ik} = m_i g \sin \alpha - F_i^Y.$$

Разгон до требуемой скорости V_x^0 осуществляется отклонением подвески на дополнительный угол $\Delta\alpha$, на котором компенсации силы F_{ir} не действуют. Величина дополнительного угла $\Delta\alpha$ может быть легко определена по изменению потенциальной и кинетической энергии макета:

$$m_i (V_x^0)^2 / 2 = m_i g R [\cos(\alpha + \Delta\alpha) - \cos\alpha],$$

где R – расстояние от точки подвеса до центра масс макета.

С целью создания перемещений по шестой степени свободы каждого макета (в вертикальном направлении) подвеска может быть дополнительно снабжена следящим приводом, который настраивается на величину силы, равной весу макета $m_i g$.

При испытаниях регистрируются основные параметры процесса (линейные перемещения макетов, их угловые скорости, перегрузки, перемещения амортизаторов и др.), а также производится кино- и фотосъемка.

Гибридный комплексный динамический стенд. Гибридный комплексный стенд (рис. 5.18) состоит из вычислителя, электромеханического приводного стенда, системы управления, системы измерения. Подвижная платформа стенда, имеющая шесть степеней свободы, с установленным на ней СТА устанавливается на неподвижном основании стенда через систему датчиков, измеряющих шесть компонент сил взаимодействия при стыковке [80].

На начальном этапе перемещения платформы вычислитель управляет приводами так, что бы к расчетному моменту первого касания агрегаты заняли требуемое относительное положение и имели заданные линейные и угловые скорости в соответствии с выбранными параметрами начальных условий. Эти начальные условия используются также в вычислителе при интегрировании уравнений движения моделируемых КА. В момент первого касания датчики начинают измерять силу взаимодействия, сигналы от датчиков поступают в вычислитель. Интегрируя уравнения движения КА под действием сил реального взаимодействия СТА, а также сил и моментов одновременно моделируемых

СТА этих КА, вычислитель, работающий в реальном масштабе времени, непрерывно определяет относительные координаты двух СТА и выдает команды на следящие приводы, так чтобы СТА на подвижной платформе отслеживал это вычисленное положение. Процесс в замкнутом контуре идет непрерывно с воспроизведением силовых взаимодействий, движения между ними, сцепки, демпфирования относительных колебаний, выравнивания и частично стягивания. Как показала практика, образование жесткого соединения стыковочных шпангоутов вызывает значительные трудности из-за возникновения высокочастотных автоколебаний в замкнутом контуре.

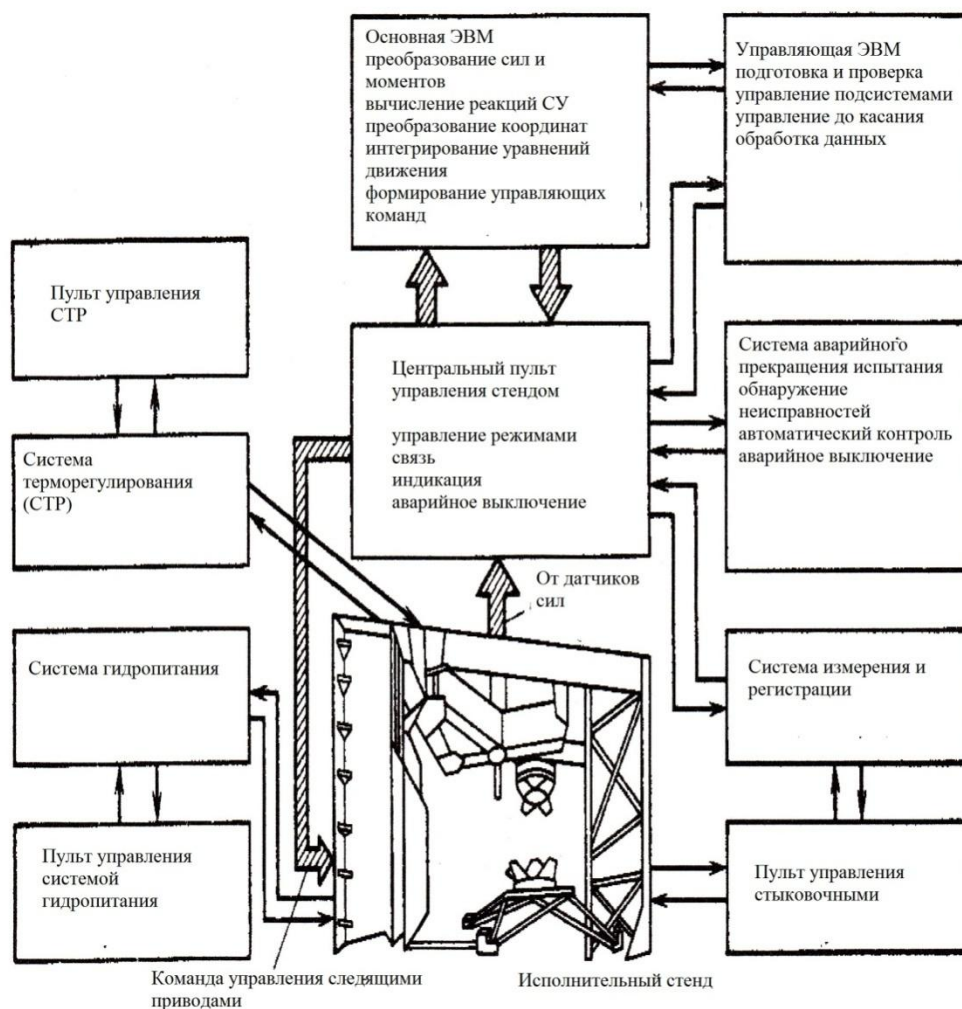


Рис. 5.18. Гибридный комплексный стенд. Принципиальная схема управляющих, вычислительных, исполнительных и регистрирующих средств

Для разгрузки платформы от веса подвижных частей стыковочного механизма (СТМ), в первую очередь, кольца с направляющими имеется механизм с тросовыми связями и упругими элементами. Вес СТА на неподвижной платформе, действующий на датчики сил, компенсируется в системе измерения.

Стенд позволяет проводить испытания с нагревом (до 80°) и охлаждением (до - 80°)

СТА с помощью системы регулирования температуры в камере, образованной верхней частью силового основания, подвижной платформой и гибким кожухом.

Гибридный стенд имеет ряд достоинств:

- воспроизведение относительного движения в невесомости с шестью степенями свободы;
- отсутствие ограничений по габаритам и инерционным параметрам КА;
- простота моделирования параметров КА в практически неограниченном диапазоне с помощью изменения только коэффициентов уравнений, решаемых вычислителем;
- воспроизведение действий систем управления стыкуемых КА;
- потенциальная возможность учета таких характеристик, как упругость конструкции, жидкое наполнение и т.п.;
- возможность проведения испытаний в широком диапазоне температур.

Гибридный комплексный стенд состоит из ряда сложных технических систем, например мощных электрогидравлических следящих приводов, обладающих высокими динамическими характеристиками и величиной хода рабочего цилиндра около 2 м.

Сложной задачей является решение уравнений движения моделируемых КА в реальном масштабе времени с достаточной точностью с учетом временного запаздывания, влияющего на устойчивость и качество работы замкнутого контура.

Настройка, проверка и скоординированное управление всех систем стенда осуществляются с помощью ЭВМ с автоматическим регистрирующим устройством исходных данных и основных параметров настройки, включающих инерционно - массовые характеристики КА и начальные условия стыковки.

5.5. Стенды для комбинированных воздействий факторов космического пространства

5.5.1. Стенды для термовакуумных испытаний

Основной задачей термовакуумных испытаний является воспроизведение воздействий вакуума и солнечного электромагнитного излучения на испытуемый КА и его системы. Выбор давления в вакуумной камере, необходимого для проведения испытаний, должен проводиться на основе тщательного анализа основных закономерностей.

Все исследуемые явления, которые практически важно исследовать в вакуумных камерах, можно разделить на три группы:

- 1) связанные с воздействием перепада давлений (прочность, герметичность конструкций и т.п.);
- 2) объемные, обусловленные концентрацией частиц в объеме (тепло- и

электрофизические процессы);

3) поверхностные, обусловленные интенсивностью потока частиц на исследуемые поверхности (испарение, сублимация, трение, адгезия и т.д.).

В табл. 5.9 приведены ориентировочные значения вакуума, необходимого для моделирования в стендовых условиях различных физических явлений, происходящих в космическом пространстве.

Таблица 5.9

Ориентировочные значения вакуума, необходимые для моделирования физических явлений на стенде

Явления, исследуемые в вакууме	Требуемый вакуум, Па
Механическая прочность герметичных корпусов КА при воздействии перепада давлений	$1,3 \cdot 10^3$
Конвективная теплопередача	от 10^{-5} до $1,3 \cdot 10^{-2}$
Теплопередача излучением	ниже $1,3 \cdot 10^{-2}$
Диэлектрическая прочность	ниже $1,3 \cdot 10^{-3}$
Электрические разряды и пробой	ниже $1,3 \cdot 10^{-5}$
Процессы в ионных и плазменных двигателях	ниже $1,3 \cdot 10^{-5}$
"Холодная" сварка	ниже $1,3 \cdot 10^{-5}$
Поверхностные эффекты	от $1,3 \cdot 10^{-5}$ до $1,3 \cdot 10^{-7}$
"Сухое" трение	от $1,3 \cdot 10^{-5}$ до $1,3 \cdot 10^{-12}$
Химическое взаимодействие остаточного газа	от $1,3 \cdot 10^{-5}$ до $1,3 \cdot 10^{-12}$

Для наземных испытаний и отработки объектов космической техники применяются термовакуумные камеры (ТВК). В вакуумных камерах с помощью вакуумных систем создается и поддерживается во время испытаний необходимый уровень вакуума.

Для имитации тепловых режимов вакуумные камеры оснащаются имитаторами солнечного и планетного излучения, а также экранами, охлаждаемыми криогенными жидкостями. Все это позволяет проводить стендовые термовакуумные испытания объектов.

На рис. 5.19 приведена схема термовакуумной камеры, которая предназначена для испытаний полноразмерных автоматических КА. Вертикальная цилиндрическая вакуумная камера, изготовленная из коррозионно-стойкой стали, имеет высоту 14 и диаметр 8 м, ее объем составляет примерно 700 м^3 . С помощью вакуумной системы в ней создается вакуум ($1,3 \cdot 10^{-4}$ Па).

На рис. 5.20 представлена схема ТВК с имитатором солнечного излучения неосевой оптической схемы.

Испытательный стенд может иметь одну камеру (однокамерный стенд) или несколько соединенных между собой шлюзами вакуумных камер (многокамерный стенд). Применение шлюзов (небольших вакуумных камер, отделяемых от основной вакуумной камеры вакуумным затвором) существенно повышает эффективность использования вакуумных стендов, так как допускает смены испытуемых объектов без разгерметизации

основной вакуумной камеры.

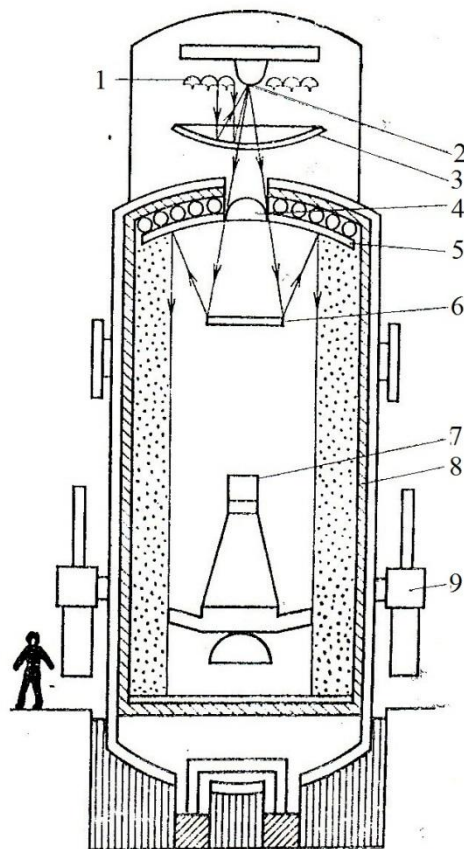


Рис. 5.19. Схема ТВК с осевым имитатором солнечных излучений:

1 – ртутно-ксеноновые лампы; 2 – гиперболическое зеркало; 3 – параболическое зеркало; 4 – линза; 5 – главное коллимирующее параболическое зеркало; 6 – многогранный отражатель; 7 – рабочая зона с испытываемым объектом; 8 – криогенные теплопоглощающие экраны; 9 – диффузионные насосы

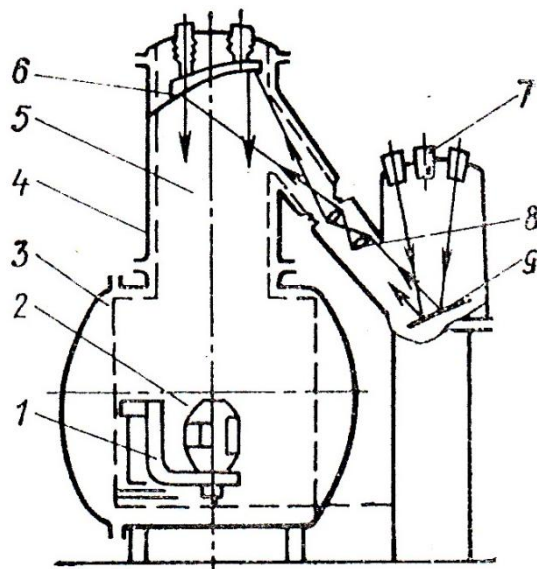


Рис. 5.20. Схема ТВК с ИСИ неосевой оптической схемы:

1 – система вращения объекта испытаний; 2 – объект испытаний; 3 – криоэкраны; 4 – корпус ТВК; 5 – оптический отсек камеры; 6 – параболическое зеркало; 7 – ксеноновая дуговая лампа (19 шт.); 8 – линзовая система; 9 – плоское зеркало

Основные элементы стенда:

- 1) система вакуумирования;
- 2) имитаторы солнечных излучений;
- 3) имитаторы планетных излучений;
- 4) система управления стендом и объектом испытания;
- 5) контрольно - измерительные системы;
- 6) система электропитания;
- 7) системы освещения, вентиляции, обратного водоснабжения, сжатых газов, криогенных жидкостей;
- 8) система водоснабжения;
- 9) подъемно - транспортное оборудование;
- 10) система энергоснабжения.

Система вакуумирования ТВК. Система должна обеспечивать требуемый вакуум и состав остаточного газа, не загрязнять откачиваемый объем камеры за счет миграции паров рабочих жидкостей вакуумных насосов, обеспечивать малую вероятность повторного возврата испарившихся молекул на испытуемый объект, создавать равномерные потоки и обеспечивать большую скорость откачки.

В состав системы входят следующие элементы: вакуумные камеры, вакуумные насосы, ловушки, коммутационная аппаратура, вакуумные вводы и соединения, контрольно-измерительные приборы, смотровые окна.

Вакуум-состояние разреженного газа - это состояние газа, молекулярная концентрация которого ниже его концентрации при нормальных условиях. Молекулярная концентрация газа определяется числом молекул в единице объема. Нормальное состояние газа - это состояние газа при нормальных условиях: давлении 10^5 Па и температуре 0°C . ГОСТ 5197 - 70 устанавливает четыре уровня вакуума:

– низкий вакуум, при котором средняя длина свободного пути частиц во много раз меньше линейного размера сосуда, существенного для рассматриваемого процесса; низкому вакууму соответствует область давлений выше 10^2 Па;

– средний вакуум, при котором средняя длина свободного пути частиц соизмерима с линейным размером, существенным для рассматриваемого процесса; среднему вакууму соответствует область давлений от 10^2 до 10^{-1} Па;

– высокий вакуум, при котором средняя длина свободного пути частиц значительно превышает линейный размер, существенный для рассматриваемого процесса; высокому вакууму соответствует область давлений от 10^{-1} до 10^{-5} Па;

– сверхвысокий вакуум, при котором не происходит заметного изменения свойств поверхности, первоначально свободной от адсорбированного газа, за время, существенное

для рабочего процесса; сверхвысокому вакууму соответствует область давлений ниже 10^{-5} Па.

Выполнение вакуумной системы зависит от объема камер, требуемого вакуума и испытываемого объекта. Наличие газовой выделений со стенок камеры и испытываемого объекта должны учитываться при проектировании вакуумной системы.

Системы вакуумирования разделяются на подсистемы, обеспечивающие различную глубину вакуума и вступающие в работу последовательно: форвакуумную и высоковакуумную. Форвакуумная система понижает давление в ТВК от атмосферного до значений порядка $1,4 \dots 1,3 \cdot 10^{-1}$ Па. Дальнейшее уменьшение давления в ТВК обеспечивается высоковакуумными системами откачки. Каждая из этих систем может включать несколько типов насосных систем. Форвакуумная система обычно использует несколько параллельно работающих механических масляных насосов.

Для откачки газов в рассматриваемых стендах применяются механические и пароструйные вакуум-насосы (до давлений $1,3 \cdot 10^{-7}$ Па), а для получения более низких давлений в области сверхвысокого вакуума (от 10^{-6} до 10^{-14} Па) – сорбционные вакуум-насосы.

Механические насосы по принципу действия делятся на два вида:

1. Объемные насосы, имеющие расширяющуюся и сжимающуюся полость, которая соответственно соединяется то с откачиваемым объектом, то с окружающей атмосферой. Эти насосы могут быть поршневыми с возвратно-поступательным движением, наибольшее распространение получил ротационные насосы, в которых расширение и сжатие рабочего объема достигается при вращении ротора. Масляно-ротационные насосы делятся на три типа: пластинчато-роторные, пластинчато-статорные и золотниковые или плунжерные (до 10^{-1} Па). К объемным относятся также двухроторные насосы (до 10^{-3} Па), водокольцовые, многопластинчатые и т.д.

2. Молекулярные насосы, сообщаемые молекулам газа, соударяющимися с быстро вращающимся ротором, преимущественные скорости, направленные к выходному патрубку. Распространение получили турбомолекулярные насосы (до 10^{-7} Па), сочетающие принцип молекулярного увлечения и осевого компрессора.

Насосы по назначению классифицируются, например, на газобалластные для откачки газов с большим содержанием паров; на герметичные насосы, предназначенные для откачки без потерь ценных или вредных газов и т.д.

Пароструйные насосы работают по принципу увлечения молекул газа быстрой струей паров ртути или масла. По роду рабочей жидкости они делятся на масляные и ртутные. Существует три вида пароструйных насосов: эжекторные - низковакуумные (10^5 - 10 Па); бустерные - средневакуумные (10 - 10^2 Па); диффузионные - высоковакуумные

(10^{-2} - 10^{-5} Па).

Для пароструйных насосов необходимо создание предварительного вакуума (форвакуума) до 10 Па на выходном патрубке.

Сорбционные насосы не перекачивают газ из объема наружу, а поглощают его на своих внутренних поверхностях. Они делятся на три вида.

1. Геттерные насосы с возобновляемой пленкой титана, которые по способу ее осаждения при захвате молекул откачиваемых газов делятся на два типа: геттерно-испарительные и магниторазрядные. В геттерно-испарительных насосах используется нагрев и испарение титана из твердой или жидкой фазы, в соответствии с чем существуют серии твердофазных геттерно-ионных (до 10^{-7} Па) и жидкофазных сорбционно-ионных (до 10^{-1} Па) насосов.

В магниторазрядных насосах (до 10^{-9} Па) используется поглощение газов титаном, распыляемым с катода высоковольтным разрядом в магнитном поле.

2. Адсорбционные насосы (до 10^{-2} Па), использующие в качестве адсорбентов мелкопористые вещества (активированный уголь, силикагель, цеолиты) или легкоконденсируемые газы (CO_2 , NH_4 и др.). В насосах газы откачиваются в результате физической адсорбции газов на охлаждаемых поверхностях.

3. Конденсационные (криогенные) насосы (до 10^{-9} Па), поглощающие газы за счет их конденсации, т.е. перевода в твердую фазу на поверхностях, охлаждаемых до температуры применяемого сжиженного газа. Сконденсированные пары ухудшают работу криогенного насоса. Поэтому производится периодическая “очистка” конденсирующих поверхностей их прогревом.

В зависимости от назначения криогенного насоса в качестве охлаждающей жидкости используют сжиженные кислород, азот, водород или гелий. В целях повышения экономичности криогенной откачки применяют комбинацию из поверхностей (алюминиевых панелей конструкции), охлаждаемых жидким азотом, и поверхностей, охлаждаемых жидким водородом или гелием.

Механические и адсорбционные насосы могут начинать откачку с атмосферного давления, все остальные виды насосов требуют предварительного разряжения на выходе из насоса (форвакуума), создаваемого, как правило, механическими насосами.

Основными параметрами вакуум-насосов являются: предельный вакуум - та максимальная разреженность, которую можно получить при помощи данного насоса, впускной патрубков которого уплотнен заглушкой с манометром; максимальное выпускное давление - предельно большое давление в выходном патрубке насоса, при котором он работает (например, для диффузионных насосов 10 Па); быстрота откачки насоса S_n , $\text{м}^3/\text{с}$; производительность насоса Q , $\text{м}^3 \cdot \text{Па}/\text{с}$.

В характеристиках насоса обычно приводятся зависимости быстроты действия насосов S_n от давления p_n . По этим основным параметрам, определяемым по расчету, и производится подбор вакуум-насосов для определенной установки по каталогам.

При использовании криоконденсационных насосов возникает необходимость оценки скоростей откачки газов, так как эта величина зависит от параметров конструкции насоса, которые в каждой ТВК могут быть различными. Расчет проводится по формулам для газов, давление насыщенного пара которых при температуре криопанелей близко к давлению в ТВК.

Для газов, конденсирующихся при температуре криопанелей насоса, скорость откачки (S_k) может определяться формулой:

$$S_k = \frac{3,638 F_{xp}}{\sum_{i=1}^n \frac{r_{ki}}{\alpha_i} \sqrt{\frac{M_i}{T_i}}}$$

где T_i – температура i -го газа в объеме ТВК; α_i – коэффициент захвата молекул i -го газа решеткой экранов, расположенных между криопанелями насоса и рабочим объемом ТВК; M_i – молекулярная масса i -го газа; r_{ki} – относительное количество i -го газа в смеси конденсирующихся газов в объеме ТВК; F_{xp} – площадь криопанелей насоса.

Ловушки – специальные защитные устройства, предназначенные для надежного улавливания паров рабочих жидкостей (масел) насосов. Они встраиваются в трубопровод между камерой и насосом, либо между высоковакуумным насосом и насосом предварительного разрежения для защиты высоковакуумной системы от попадания паров масла форвакуумного насоса.

Принцип действия ловушек может быть основан на процессах конденсации, адсорбции, хемосорбции, полимеризации, разложения, сжигания в потоке кислорода улавливаемых паров и т.п. Соответственно ловушки можно разделить на конденсационные (охлаждаемые), адсорбционные и ионизационные (неохлаждаемые).

Конденсационные ловушки обеспечивают захват молекул паров за счет снижения их кинетической энергии при охлаждении твердой углекислотой или сжиженными газами (азотом, воздухом, кислородом), помещаемыми в рабочем объеме ловушки.

В адсорбирующих ловушках в качестве поглотителя используются гофрированная фольга, активированные угли, цеолиты и др. Их недостатком является малая пропускная способность.

Ионизационные ловушки в результате электрического разряда обеспечивают осаждение твердых полимеризованных частиц на поверхности катода. Их преимущество в

незначительной потребляемой мощности.

Ловушки обеспечивают поддержание давления в испытательной камере при работающих насосах от $1,3 \cdot 10^{-3}$ до $6,5 \cdot 10^{-7}$ Па.

Коммутационная вакуумная аппаратура предназначена для перераспределения по каналам и регулирования потоков газов в установках. По принципу действия она разделяется на запирающую и дозирующую. Запирающая аппаратура включает краны, затворы, клапаны и вентили. Они могут выполняться как с ручным, так и с автоматизированным приводом.

В качестве *дозировочной аппаратуры* в установках применяются натекатели, порционные краны и дроссели - устройства, служащие для создания дозированного потока газа, поступающего в вакуумную емкость.

Вакуумные вводы движения представляют собой устройства, обеспечивающие передачу усилия и движения от командного органа бортовой системы, находящегося в атмосфере, к исполнительному органу, размещенному в вакууме. Такие вводы позволяют осуществлять передачу в вакуум поступательного, вращательного и комбинированного движения.

Вводы движения могут быть силовыми или кинематическими, с механической и магнитной связями, с неметаллическими и цельнометаллическими уплотнениями через деформируемую (сильфон, мембрана, волновод) или недеформируемую стенки.

Электрические вакуумные вводы предназначены для обеспечения питания и функционирования элементов электрических и радиосистем, испытываемых в условиях вакуума. Электровводы делятся на низковольтные низкочастотные, высоковольтные, низкочастотные и высокочастотные.

Вакуумные соединения установок выполняются конструктивно разборными с различного рода вакуумными уплотнениями и неразборными сварными, паяными или клееными.

Для измерения давлений в вакуумных установках применяют жидкостные, механические и ионизационные манометры. Жидкостные манометры, основанные на применении торричелловой трубки, используются для измерения давлений газов в интервале 10^{-1} – 10 Па. Механические манометры основаны на применении гибких упругих элементов (трубок Бурдона, металлических мембран и сильфонов). Они менее точны, чем жидкостные манометры. Ионизационные манометры основаны на применении электронной техники и применяются для измерений давлений разреженных газов в интервале от 100 до 10^{-14} Па.

Имитаторы солнечного излучения. Имитатор солнечного излучения (ИСИ) предназначен для имитации прямого солнечного излучения, действующего на КА в

космическом пространстве.

К имитаторам излучений Солнца и планет предъявляются жесткие требования по: спектральному составу (для имитаторов Солнца отклонение от кривой Джонсона менее 5 %); интенсивности (до 28 кВт/м²); стабильности (не хуже 1 %); равномерности и однородности в рабочей зоне (не хуже 4 %); непараллельности лучей (не более 1 %); коэффициенту полезного действия; степени влияния на вакуум в камере и надежности.

ИСИ включает в себя: источники света (лампы), формирующие оптические устройства (ФОУ), устройства ввода излучения внутрь ТВК, отражающие зеркальные системы, источники питания ламп, фильтры, устройства измерения и управления имитатором и отдельными его системами.

Спектр излучения Солнца охватывает широкий диапазон длин волн и отличается достаточной сложностью, поэтому технически сложно создать единый источник, который бы обеспечивал возможность полной имитации всего спектра. Каждый источник излучения позволяет с той или иной степенью точности воспроизвести лишь определенную спектральную область.

В спектре солнечного излучения присутствует «мягкое» рентгеновское излучение от 0,01 до 0,02 мкм, для имитации которого применяются рентгеновские трубки.

Пары металлов и некоторые газы в условиях электрического газового разряда интенсивно излучают в вакуумной и ближней ультрафиолетовой областях спектра. Поэтому для имитации солнечного излучения в этих областях используют различные типы газоразрядных источников.

Для имитации ультрафиолетовой области солнечного излучения применяют ртутно-кварцевые дуговые лампы высокого и сверхвысокого давления с мощностью 1000 Вт.

Для имитации излучения в ближней ультрафиолетовой области используют дуговые лампы сверхвысокого давления с ксеноновым наполнением. Баллон лампы наполнен ксеноном под давлением $8 \cdot 10^5$ Па, которое при работе лампы возрастает до $(20 - 25) \cdot 10^5$ Па. Лампы взрывоопасны, поэтому при транспортировке и в нерабочем состоянии они должны закрываться защитными кожухами. Так как напряжение зажигания ксеноновых ламп значительно превышает их рабочее напряжение и составляет 20 – 50 кВ, для зажигания ксеноновых ламп используют пусковые устройства типа искрового генератора.

Наряду с ксеноновыми газоразрядными лампами для имитации солнечного излучения применяют ртутно-ксеноновые дуговые лампы (колба заполнена на 80 % парами ртути). Особенностью ртутно-ксеноновых ламп является наличие мощных пиков излучения в ультрафиолетовой области спектра.

Для улучшения световой отдачи ксеноновой лампы в качестве добавки применяют водород.

Для имитации излучения в ультрафиолетовой области могут применяться дуговые водородные спектральные лампы низкого давления, которые обеспечивают имитацию в области длин волн 0,15 – 0,22 мкм.

Коротковолновое излучение можно имитировать с помощью электродугового плазмотрона, работающего на аргоне. Использование в плазмотроне смеси ксенона и аргона обеспечивает получение излучения с спектральным составом, близко совпадающим с распределением солнечного излучения.

Для создания интенсивного лучистого потока в ближней инфракрасной области используется йодная инфракрасная лампа накаливания. Колба лампы изготовлена из кварцевого стекла, наполнена аргоном до давления $8 \cdot 10^4$ Па и содержит несколько миллиграммов йода. Внутри колбы находится вольфрамовая нить накала. Во время работы у более холодной стенки лампы образуется йодид вольфрама, а вблизи нити происходит его термическая диссоциация с осаждением вольфрама на горячую нить накала. Йодид вольфрама прозрачен и бесцветен.

Имитаторы могут быть полностью встроенными, когда источник излучения находится внутри вакуумной камеры, или вынесенными (в этом случае источник излучения и часть оптической системы находятся вне вакуумной камеры, а лучистый поток вводится с помощью оптических иллюминаторов).

При эксплуатации солнечных имитаторов с внутренним расположением источников усложняется система охлаждения и увеличивается время замены вышедших из строя источников.

В состав оптической системы имитатора могут входить: только рефракторные (преломляющие) элементы; только отражающие (рефлекторные) элементы; как преломляющие, так и отражательные элементы.

В зависимости от оптической схемы имитаторы бывают: осевой (схема Кассегрена), неосевой схемы (схема Гершеля).

Схема осевого рефлекторно-рефракторного оптического имитатора солнечного излучения вакуумной испытательной камеры (см. рис. 5.19) приведена на рис. 5.21. Излучатель состоит из 131 ртутно-ксеноновой лампы. Каждая лампа мощностью 2,5 кВт освещает определенный участок рабочей зоны. Облучаемая площадь в рабочей зоне имеет форму шестиугольника со стороной 3,35 м.

Существенным недостатком рассмотренного имитатора является то, что из-за применения в камере большого параболического зеркала происходит переизлучение с одного участка испытуемого объекта на другой участок. Этот эффект проявляется в том, что объект испытаний как бы «видит» сам себя в зеркало, что приводит к температурным погрешностям.

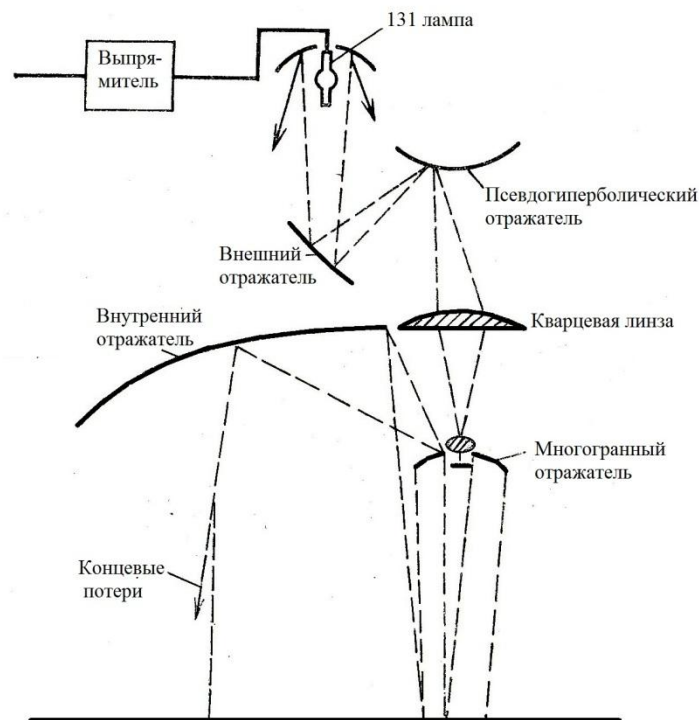


Рис. 5.21. Схема осевого рефлекторно-рефракторного оптического имитатора солнечного излучения

Неосевые имитаторы солнечного излучения применяются на стендах как с небольшими, так и с крупногабаритными вакуумными камерами, предназначенными для испытаний полноразмерных объектов (см. рис. 5.20). Рабочая зона имитатора находится в стороне от оси симметрии главного зеркала (сферического или параболического). Это исключает взаимное переизлучение между зеркалом и объектом.

Имитаторы планетного излучения. На рис. 5.22 показана схема имитатора планетного излучения.

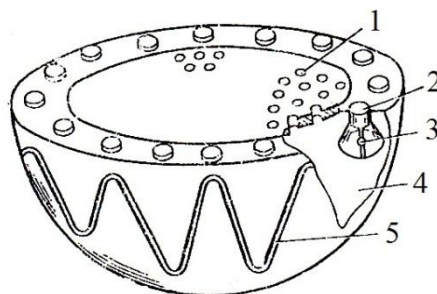


Рис. 5.22. Схема имитатора планетного излучения:

- 1 – направленно-излучающая поверхность (конические отверстия по всей поверхности плиты);
 2 – крепление источника отраженного солнечного излучения; 3 – дуговая лампа высокого давления; 4 – полусферический корпус имитатора, имеющий внутри белое диффузно-отражающее покрытие; 5 – система регулирования температуры корпуса

Поле излучения имитатора создается с помощью большого числа расположенных в плите направленно излучающих конических отверстий, которые имеют форму обратного конуса с зеркальными стенками. Источниками излучения служат дуговые лампы высокого давления (ксеноновые или ртутно-ксеноновые с корректирующими светофильтрами). Источником инфракрасной радиации является полусферический корпус имитатора, температура которого в требуемом диапазоне регулируется с помощью нагревателя.

Поверхности имитатора диффузно отражает видимое излучение, попадающее на нее извне. Собственное инфракрасное и отраженное видимое излучение наружной поверхности имитатора диффузно входят в отверстия перфорации полусферической поверхности имитатора и выходят из них направленно с определенной индикатрисой (рис. 5.23). Регулируя мощность дуговых ксеноновых ламп и температуру наружной оболочки, можно изменять интенсивность излучения обеих составляющих спектра излучения имитатора. Направленность излучения данного имитатора (определенность индикатрисы излучения) определяет одинаковость направлений облучения различных частей объектов испытаний, что имеет место в реальных условиях. Это позволяет с повышенной точностью имитировать взаимное переоблучение планетным излучением различных элементов КА при их ТВИ.

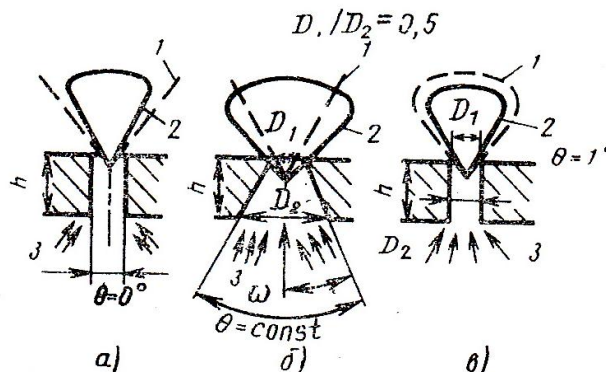


Рис. 5.23. Способы формирования индикатрисы излучения:

a – цилиндр с черными стенками; *б* – прямой конус с черными стенками; *в* – обратный конус с зеркальными стенками; *1*– идеальное излучение; *2* – действительное излучение; *3* – диффузионное излучение

Для моделирования теплообмена в вакуумной камере должен быть вакуум порядка 10^{-3} – 10^{-4} Па. В этом случае единственным механизмом передачи энергии будет лучеиспускание. Однако в отличие от безграничного космического пространства необходимо учесть влияние на лучистый теплообмен стенок вакуумной испытательной камеры: во-первых, стенки камеры обладают собственным тепловым излучением (температура стенок, как правило, выше температуры космического пространства) и, во-

вторых, часть энергии, падающей на стенки, может снова отражаться на летательный аппарат. Поэтому необходимо рассмотреть задачу лучистого теплообмена между двумя поверхностями в замкнутом пространстве, когда одна из поверхностей (вакуумная камера) охватывает другую (испытываемый объект).

Теплопередача излучением между испытываемым объектом и вакуумной камерой:

$$Q_{o,k} = \sigma F_o (T_o^4 - T_k^4) \left[\frac{1}{\varepsilon_o} + \frac{F_o}{F_k} \left(\frac{1}{\varepsilon_k} - 1 \right) \right]^{-1},$$

где σ – константа излучения абсолютно черного тела; F_o, F_k – площади поверхности объекта и стенок камеры; $\varepsilon_o, \varepsilon_k$ – коэффициенты черноты объекта и стенок камеры; T_o, T_k – температуры объекта и стенок камеры.

Для измерения интенсивности излучений применяют калориметрические и термоэлектрические датчики, фотоэлементы и фотоэлектронные умножители, для контроля спектрального состава излучения – спектрофотометры.

5.5.2. Специальные виды космических испытаний

Наибольшее влияние космические условия оказывают на тепловой режим элементов КА.

Целью испытаний элементов КА при отработке теплового режима являются:

- проверка способности КА, его сборочных единиц в условиях реальных нестационарных градиентов температуры;
- исследование фактически формирующегося поля температуры в отсеках и взаимного влияния температурных полей различных приборов на работоспособность КА, выбор оптимальной компоновки приборов и устройств;
- выявление фактических запасов температурных допусков КА;
- проверка эффективности работы систем терморегулирования в условиях, максимально приближающихся к реальным;
- исследование работы систем терморегулирования в аварийных ситуациях;
- определение ресурса КА и его составных частей;
- исследование температурных деформаций конструкций КА.

Для моделирования взаимодействия солнечного ветра и нестационарных потоков плазмы электроносферы и протоносферы Земли с поверхностями материалов при испытаниях в лабораторных условиях используются плазменные ускорители, ускорители заряженных частиц и высокочастотный разряд.

Особенности моделирования корпускулярного излучения и его воздействия на изделие при испытании, в отличие от радиационных испытаний КА, следующие. Ускорители заряженных частиц должны обеспечивать одновременное облучение исследуемых материалов электронами и положительными ионами, причем электронные и протонные пучки должны иметь равномерную плотность и позволять облучать в вакууме поверхности до 100 см^2 . Целесообразно изменять энергию частиц в широком диапазоне и использовать установки с непрерывным циклом ускорения частиц (ускорители высоковольтные, электростатические и т.д.).

Желательно иметь возможность преобразовать моноэнергетические пучки заряженных частиц в пучки со сплошным энергетическим спектром, аналогичным космическому.

Материалы и блоки КА, работающих в космических условиях, желательно подвергать комбинированному воздействию факторов.

На рис. 5.24 приведена схема установки, которая позволяет проводить испытания при комбинированном или раздельном действии факторов космического пространства.

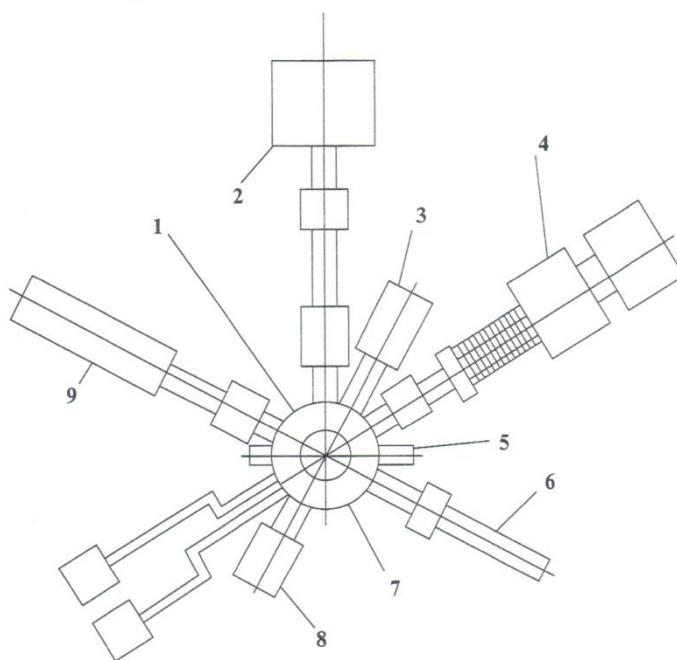


Рис. 5.24. Схема установки для проведения испытаний при совместном или раздельном действии факторов космического пространства:

1 – термовакuumная камера; 2 – ускоритель электронов; 3 – имитатор Солнца; 4 – ускоритель протонов; 5 – масс-спектрометр; 6 – вакуумный фотометр; 7 – криогенный насос; 8 – электроразрядный насос; 9 – вакуумная разрывная машина

В ее состав входят: термовакuumная камера, ускорители электронов и протонов, имитатор Солнца и вакуумная разрывная машина. Объем камеры равен $0,3 \text{ м}^3$, вакуум создается до $2,6 \cdot 10^{-8} \text{ Па}$, температура меняется от -150 до $+200^\circ\text{C}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. При разработке современных ЛА примерно 60 % возникающих проблем конструирования и расчета систем решаются с помощью экспериментальных данных, полученных при испытаниях опытных образцов. Поэтому сокращению сроков и снижению стоимости разработки ракетно-космической техники (двигателей, двигательных установок РБ и РН и космических аппаратов в первую очередь) способствует, в основном, рациональная организация 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. Эффективность наземных испытаний можно повысить путем обеспечения имитации условий эксплуатации на стендах (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 сложной технической системы с учетом затрат на создание 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 экспериментальной отработки, предусматривающей проведение испытаний по этапам: вначале испытания элементов (агрегатов), затем испытания блоков и в итоге испытания системы в целом. Преимуществами испытаний на начальных этапах являются их высокая информативность, простота применяемого оборудования и обнаружения дефекта.

5. 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.

6. 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.

7. Одним из основных перспективных направлений, обеспечивающих развитие испытательной базы для отработки изделий ракетно-космической техники, является разработка и внедрение метода математического моделирования процессов в сложной системе “испытательный стенд–объект испытания– оператор” с использованием высокопроизводительных ЭВМ. Это позволит решать на современном уровне задачи проектирования и экспериментальной отработки ЖРД, ДУ и КА.

8. Для моделирования этапа активного полета объектов РКТ существуют комплексы испытательных стендов:

- центробежные стенды с диаметром бункера до 20 м для испытаний изделий РКТ с массой 10^4 кг на перегрузке 20;

- стенды комбинированных воздействий при длине вращательного звена 18 м: ускорение, шум, пониженное давление и вибрационные нагрузки;

- вибрационные стенды с выталкивающей силой $3 \cdot 10^5$ Н.

9. Термовакuumные испытания проводятся на изделиях диаметром до 6 м в условиях имитации факторов космического пространства: «чернота», холод ($T=100$ К) и вакуум до 10^{-1} Па.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976.
2. **Автоматические** космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. *Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе* – М.: Изд-во МАИ – ПРИНТ, 2010.
3. *Азатян В.В., Галеев А.Г.* Эффективные методы химического управления воспламенением и детонацией газовых смесей водорода с воздухом и кислородом. // Материалы II Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (“II Козловские чтения”), г. Самара, 2011. с. 124–127.
4. *Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С.* Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 2. с. 4...11.
5. *Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П.* Теория ракетных двигателей– М.: Машиностроение, 1989.
6. **Анализ** динамических характеристик стенда для имитации процесса посадки космического аппарата / *В.И. Баженов, Г.В. Голиков, Ю.В. Захаров, Г.А. Самков*// Сборник «Научные чтения по авиации и космонавтике». – М: Наука.1981.
7. *Андрейчук О.Б., Малахов Н.Н.* Тепловые испытания космических аппаратов. –М.: Машиностроение. 1982.
8. *Афанасьев В.А., Захаров Ю.В.* Испытания летательных аппаратов на воздействия вибрационных нагрузок. – М.: Изд-во МАИ, 1985.
9. *Афанасьев В.А., Захаров Ю.В., Барсуков В.С.* Испытания летательных аппаратов при воздействии линейных инерционных нагрузок– М.: Изд-во МАИ, 1989.
10. *Афанасьев В.А., Захаров Ю.В., Тушавина О.В.* Радиационные воздействия и испытания летательных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ – ПРИНТ, 2010.
11. *Баженов В.И., Осин М.И.* Посадка космических аппаратов на планеты. –М.: Машиностроение, 1978.
12. *Баженов В.И., Осин М.И., Захаров Ю.В.* Моделирование основных характеристик и процессов функционирования космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985, 240 с.
13. *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.
14. **Безопасность** России. Правовые, социально-экономические и научно-технические аспекты. Высокотехнологичный комплекс и безопасность России. Часть II. Проблемы обеспечения безопасности оборонно-промышленного комплекса. – М: МГФ «Знание», 2003.
15. *Беляев Н.М.* Расчет пневмогидравлических систем ракет – М.: Машиностроение, 1983.
16. *Бершадский В.А., Галеев А.Г.* Стратегия уменьшения опасности стендовых испытаний ракетных двигательных установок // Авиакосмическая техника и технология, 2004, № 2.
17. *Бирюков А.С., Макаров В.П., Стулов В.А.* Конструкция космического аппарата "Фобос-Грунт". Проект космической экспедиции. Научное издание в двух томах. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011.
18. *Варгафтик Н.Б.* Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. – М.: Наука, 1972.
19. **Вибрации** в технике. Спр. в 6-ти т. / Редсовет: *В.Н. Челомей* (пред.) и др. – М.: Машиностроение, 1981.
20. *Волков В.Т., Ягодников Д.А.* Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей твердого топлива.– М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.

21. *Галеев А.Г.* Методы повышения безопасности испытаний ракетных двигателей, связанные с выбросами водорода // *Альтернативная энергетика и экология*. 2005, №2, (22).
22. *Галеев А.Г.* О проблеме отработки и обеспечения безопасности ракетных двигательных и энергетических установок на водородном топливе // *Полет*. 2009.
23. *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.
24. *Галеев А.Г.* Проектирование стендов и оборудования для испытаний двигательных установок летательных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 1987.
25. *Галеев А.Г.* Проектирование стендов и систем для испытаний двигательных установок ЛА. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 1990.
26. *Галеев А.Г.* Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 2006.
27. *Галеев А.Г.* Эксплуатация стендов для испытаний ракетных двигательных установок. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ. Учебное пособие, 2008.
28. *Гофин М.Я.* Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов.– М.: ТФ “МИР”, 2003.
29. **Двигательные** установки для доставки космического аппарата на поверхность Фобоса /*Ю.Г. Стекольников, С.С. Степанов, Л.Г. Александров, В.П. Макаров.* "Фобос-Грунт"// Проект космической экспедиции. Научное издание в двух томах.– М.: МАИ-ПРИНТ, 2011.
30. *Дрегалин А.Ф., Черенков А.С.* Общие методы теории высокотемпературных процессов в тепловых двигателях. – М.: “Янус-К”, 1997.
31. *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.
32. *Захаров Ю.В.* Моделирование динамических нагрузок космических аппаратов при спуске в атмосфере планеты. Материалы Международной космической конференции, Москва, 2001, с. 145–146.
33. *Захаров Ю.В., Баженов В.И., Леднев М.И.* Экспериментальные исследования с помощью натуральных макетов БКА специфических воздействий при посадке на планету с атмосферой. // Труды II НТС "Проблемы экспериментальной отработки ЛА" – М.: Изд-во МАИ. 1979, с. 39–45.
34. *Захаров Ю.В., Гришко Н.К., Мукаев Т.Т.* Моделирование в наземных условиях активного этапа полета летательных аппаратов// Конструирование и технология изготовления космических приборов– М.: Наука. 1988, с. 8–13.
35. *Захаров Ю.В., Леднев М.И.* О наземных испытаниях летательного аппарата на случай посадки с имитацией внешних факторов // Сборник научных трудов МАИ под ред. д. т. н. проф. *Абрамова А.П.* "Проблемы экспериментальной отработки летательных аппаратов", вып.408. М.: 1977, с. 29–31.
36. *Захаров Ю.В., Петросян Л.В.* Моделирование температурных режимов ЛА на этапе посадки при наземных испытаниях// Тезисы докладов межвузовского научно-технического семинара по проектированию систем. МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1982. с. 151–158.
37. *Захаров Ю.В., Баженов В.И., Мельников В.Н.* Гидравлический амортизатор. Авторское свидетельство № 806925, Бюлл. №3. 1983.
38. *Идельчик И.Е.* Справочник по гидравлическим сопротивлениям. – М.: ГЭИ, 1960.
39. **Инженерные** методы исследования ударных процессов/ *Г.С. Батыев, Ю.В. Голубков, А.К. Ефремов, А.А. Федосов.* – М.: Машиностроение, 1977.

40. **Испытания** жидкостных ракетных двигателей / *А.Е. Жуковский, В.С. Кондрусев, В.Я. Левин, В.В. Левченко.* – М.: Машиностроение, 1992.
41. **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. Мусеева.* – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2012.
42. **Испытания** летательных аппаратов при воздействии ударных нагрузок / *В.А. Афанасьев, Ю.В. Захаров, М.Я. Гофин.* – М.: Изд-во МАИ, 1990.
43. **Испытания** радиоэлектронной, электронно-вычислительной аппаратуры и испытательное оборудование / *О.П. Глудкин, А.Н. Енгальчев, А.И. Коробов, Ю.В. Трегубов;* Под редакцией *А.И. Коробова.* – М.: Радио и связь, 1987. 272 с.
44. **Испытательная** техника: Спр. в 2-х кн. / под ред. *В.В. Клюева.* – М.: Машиностроение, 1982. кн.1 – 528 с., кн. 2 – 560 с.
45. *Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В.* Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. – М.: Машиностроение, 1988.
46. **Конструкция** и прочность. Межорбитальный космический буксир “Фрегат” / *А.С. Бирюков, В.П., Макаров, Н.А. Маркачев, М.И. Леднев, А.В. Викуленков.* – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ. 2012.
47. **Космонавтика:** энциклопедия / *Гл. ред. В. П. Глушко.* – М.: Сов.энциклопедия, 1985.
48. *Ленк А., Ренитц Ю.* Механические испытания приборов и аппаратов.– М.: Мир, 1976.
49. *Луарсабов К.А., Пронь Л.В., Сердюк А.В.* Летные испытания жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1978.
50. *Маркачев Н.А, Захаров Ю.В., Гришин С.А.*/Опыт использования центробежных установок для наземной отработки автоматических космических аппаратов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 2. с. 44–51.
51. **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.
52. *Микишев Г.Н.* Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов.– М.: Машиностроение, 1978.
53. **Надежность** и эффективность в технике: Спр. в 10 т./ Ред. совет: *В.С. Авдудевский* (пред.) и др. – М.: Машиностроение, 1989, 1990.
54. *Недайвода А.К., Шолом А.М.* Факторы и условия полета ракетной и космической техники. – М.: МГАТУ, 1995.
55. **Новые** направления криогенной техники / Под ред. *М.П. Малкова.* – М.: Мир. 1966.
56. **Обоснование** выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многофазовой 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.
57. *Овсянников Б.В., Боровский Б.И.* Теория и расчет агрегатов питания ЖРД. – М.: Машиностроение, 1986.
58. **Определение** нагрузок на конструкцию РКТ при переходных режимах эксплуатации / *Н.Ю. Веденский, Ю.В.Захаров, А.И. Лиходед, В.П. Викуленков* // Сб. научных трудов. Проблемы проектирования подвижных работотехнических комплексов – М.: ИФТП. 1991. с. 42–53.
59. **Основы** испытаний летательных аппаратов: Учебник для втузов / *Е.И. Кринецкий, Л.Н. Александровская, В.С. Мельников, Н.А. Максимов;* Под ред. *Е.И. Кринецкого.* – М.: Машиностроение, 1989.
60. **Основы** отработки прочности ракетно-космических конструкций / *А.В. Кармишин, А.И. Лиходед, Н.Г. Паничкин, С.Н. Сухинин.* – М.: Машиностроение, 2007.

61. **Основы** теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / Под ред. *В.М. Кудрявцева*. – М.: Машиностроение, 1983.
62. **Оценка** физико-механических характеристик грунта Венеры по измерениям ударных перегрузок при посадке АМС "Венера-13", "Венера-14" / *В.С. Авдудевский, Годнев, Ю.В. Захаров, Л.В. Петросян* // Космические исследования, т. XXI, вып. 3, –М.: Наука, 1983. с. 331–339.
63. *Петров В.И., Чебаевский В.Ф.* Кавитация в высокооборотных лопастных насосах. – М.: Машиностроение, 1982.
64. *Пирумов У.Г.* Математическое моделирование в проблемах охраны воздушного бассейна. – М.: Изд-во МАИ, 2001.
65. **Планетоходы** / *А.Л. Кемурджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало, М.И. Маленков*; Под ред. *А.Л. Кемурджиана*. – М.: Машиностроение, 1993. – 400 с.
66. **Проблемы** посадки космических аппаратов на планеты с атмосферой / *В.И. Баженов, Ю.В. Захаров, М.И. Осин, О.А. Чембровский*// Труды XV чтений К.Э. Циолковского – М.: Институт истории естествознания АН СССР. 1981. с. 69– 83.
67. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / *В.В. Ефанов, И.Л. Шевалев, В.А. Воронцов, А.А. Мошнеев*; Под ред. *В.В. Ефанова, К.М. Пичхаде*.– М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ. Т. 1, 2013, 492 с.
68. **Прочностные** и кинематические испытания космического аппарата / *Г.В. Голиков, М.И. Леднев, В.А. Лошаков, В.П. Макаров, Н.А. Маркачев, Г.А. Самков, А.С. Сельков* // "Фобос-Грунт". Проект космической экспедиции. Научное издание в 2 томах.– М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011.
69. **Рабочие** процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / *Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов, Ю.Л. Бернс, А.И. Бессонов и др.*; под ред. академика РАН *А.С. Коротева*. – М.: Машиностроение, 2008.
70. **Расчет** и проектирование систем разделения ступеней ракет / *К.С. Колесников, В.В. Кокушкин, С.В. Борзых, Н.В. Панкова*. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006.
71. **Результаты** экспериментальной отработки спускаемой капсулы КА "Фобос-Грунт" для доставки образцов грунта Фобоса на Землю / *С.Н. Алексашкин, М.Б. Мартынов, К.М. Пичхадзе, В.С. Финченко* // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 5. с. 3...10.
72. *Родченко В.В.* Методы проектирования средств строительства стартовых комплексов. – М.: Изд-во МАИ. 1992.
73. *Родченко В.В.* Методы проектирования грунтовых реактивных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ. 1994.
74. *Родченко В.В.* Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте.– М.:Изд-во МАИ-ПРИНТ. 2009.
75. **Родченко В.В.** Основы устройства систем обеспечения ЛА– М.: Изд-во МАИ. 1985.
76. *Родченко В.В.* Экспериментальная отработка грунтовых реактивных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ. 1995.
77. **Ротационные** методы испытаний приборных устройств / *Л.М. Самсонов, А.К. Каляев и др.* – М.: Машиностроение, 1981.
78. *Седов Л.И.* Методы подобия и размерностей в механике. – М.: Наука, 1987.
79. **Создание** и развитие стенда бросковых испытаний автоматических космических аппаратов /*В.П. Макаров, Н.А. Маркачев, Ю.В. Захаров, С.А. Гришин, Г.В.Голиков* // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. №5. с. 22–31.
80. Сыромятников В.С. Стыковочные устройства космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1984.
81. **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.

82. *Ткаченко С.И., Ткаченко О.А., Самсонов В.Н.* Методы экспериментальной отработки прочности конструкций летательных аппаратов – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007.
83. *Федоров В.К., Сергеев Н.П., Кондрашин А.А.* Контроль и испытания в проектировании и производстве радиоэлектронных средств.– М.: Техносфера, 2005.
84. *Уманский С.П.* Ракеты-носители, космодромы. – М.: Изд-во “Рестарт+”, 2001.
85. *Чернышев А.В.* Проектирование стендов для испытаний и контроля бортовых систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1983.
86. *Чумаков А.И.* Действие космической радиации на интегральные схемы. – М.: Радио и связь, 2004.
87. *Шишов А.А., Силин Б.М.* Высотные испытания реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1985.
88. **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.
89. **Экспериментальная** отработка космических летательных аппаратов / *В.А. Афанасьев, В.С. Барсуков, М.Я. Гофин, Ю.В. Захаров, А.Н. Стрельченко, Н.П. Шалунов;* Под ред. *Н.В. Холодкова.* – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 412 с.
90. **Экспериментальные** исследования динамики посадки АКА на планету с атмосферой / *Ю.В. Захаров, В.И. Баженов, Л.В. Петросян и др.* // Сб. III НТС. Труды МАИ, – М.: Изд-во МАИ. 1981.
91. **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.
92. **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.
93. *Яковлев И.А.* Испытания космических электроракетных двигательных установок. – М.: Машиностроение, 1981.

СПИСОК ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АКА	– автоматический космический аппарат
АК	– азотная кислота
АТ	– азотный тетроксид
АСУ ТП	– автоматизированная система управления технологическими процессами
ВБР	– вероятность безотказной работы
ВВФ	– внешний воздействующий фактор
ВО, НО	– внутренний, наружный осмотр
ВРБ	– возвращаемый ракетный блок
ГБО	– гипербарическая оксигенация
ГГ	– газогенератор
ГО	– головной обтекатель
ГРАП	– грунтовый реактивный аппарат
ДВГГ	– дожиганиевосстановительного генераторного газа
ДОГГ	– дожигание окислительного генераторного газа
ДИ, ЗДИ	– доводочные испытания, завершающие доводочные испытания
ДУ	– двигательная установка
ДПМ	– динамически подобная модель
ЖРД	– жидкостный ракетный двигатель
ЖРДМТ	– жидкостный ракетный двигатель малой тяги
ЖРДУ	– жидкостная ракетная двигательная установка
ЗЭК	– защищаемый элемент конструкции
ИИУС	– информационно-измерительная и управляющая система
ИО	– испытательное оборудование
ИСЗ	– искусственный спутник Земли
ИСИ	– имитатор солнечного излучения
ИУС	– информационно-управляющие системы
ИК, ИС	– испытательный комплекс, испытательный стенд
КА	– космический аппарат
КВИ, КТИ	– контрольно-выборочное, контрольно-технологическое испытание
КД	– конструкторская документация
КИА	– контрольно-измерительная аппаратура
КПД	– коэффициент полезного действия
КПЭО	– комплексная программа экспериментальной отработки
КРТ	– компоненты ракетного топлива
КС	– камера сгорания
ЛА	– летательный аппарат
ЛИ, ЛКИ	– летные, летно-конструкторские испытания
МААРТ	– модельный аппарат активно-реактивного типа
МВИ	– межведомственные испытания
МИК	– монтажно-испытательный корпус
МКС	– многоразовая космическая система, многоразовая космическая станция
МРКС	– многоразовая ракетно-космическая система
МТКС	– многоразовая транспортно-космическая система
НДМГ	– несимметричный диметилгидразин
НИ, НАИ и НКИ	– наземные, наземные автономные и наземные комплексные испытания
НТД	– нормативно-техническая документация
НТУ	– наддувное тормозное устройство
НШС	– нештатные ситуации
ОИ	– объект испытаний

ОО	– опытный образец
ОСИ	– огневое стендовое испытание
ПА	– посадочный аппарат
ПБ	– пароблок
ПГС	– пневмогидросистема
ПГСП	– пневмогидравлическая система питания
ПДК	– предельно-допустимая концентрация
ПН	– полезная нагрузка, пенетратор
ПОН	– программа обеспечения надежности
ППР	– планово-предупредительный ремонт
ПС	– парашютная система
ПУ	– поджигающее устройство, посадочное устройство
РБ	– разгонный блок
РД	– ракетный двигатель
РДТТ	– ракетный двигатель твердого топлива
РКК	– ракетно-космический комплекс
РКС	– ракетно-космическая система, регулирование кажущейся скорости
РКТ	– ракетно-космическая техника
РН	– ракета-носитель
РСК	– регулирование соотношения компонентов
РСУ	– реактивная система управления
РТД	– ракетный тормозной двигатель
СА	– спускаемый аппарат
САЗ	– система аварийной защиты
СД	– сигнализатор давления
СИ	– система измерения
СИС	– система измерения скорости
СК	– стартовый комплекс
СНиП	– строительные нормы и правила
СО	– система отделения
СОБ	– синхронное опорожнение бака
СП	– система проектирования
СПВП	– система пожаровзрывопреждения
СПГ	– сжиженный природный газ
СР	– система разделения
СТА	– стыковочный агрегат
СТМ	– стыковочный механизм
СТС	– сложная техническая система
СТУ	– стыковочное устройство
СУ	– система управления
СУАУ	– система управления автоматическим устройством
ТВК	– термовакуумная камера
ТВИ	– термовакуумные испытания
ТЗ	– техническое задание
ТЗЧ	–тяжелые заряженные частицы
ТНА	– турбонасосный агрегат
ТНТ	– тринитротолуол
ТО	– техническое обслуживание
ТТТ	– тактико-технические требования
ТТУ	– твердотопливный ускоритель
ТЭН	– трубчатый электронагреватель
УКСС	– универсальный комплекс стенд-старт
ФКП	– факторы космического пространства, федеральное казенное предприятие

ФОУ	– формирующее оптическое устройство
ХСИ	– “холодные” стендовые испытания
ЦБ	– центральный блок
ЭДУ	– экспериментальная двигательная установка
ЭО	–экспериментальная отработка, экспериментальный образец
ЭРД	– электроракетный двигатель
ЭП	– эскизный проект
ЭПК	– электропневмоклапан
ЭУ	– экспериментальная установка
ЯРД	– ядерный ракетный двигатель

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
Глава 1. ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ.....	11
1.1. Принципы системного подхода к проектированию испытательных стендов.....	11
1.2. Факторы и нагрузки, действующие на этапах эксплуатации.....	16
1.3. Основные требования к стендам и испытуемым аппаратам.....	33
1.4. Структура и элементы испытательных стендов.....	36
1.5. Прочность и надежность испытательных стендов.....	38
1.6. Правила эксплуатации, диагностика и аттестация испытательных стендов.....	45
Глава 2. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ.....	51
2.1. Принципы и особенности экспериментальной отработки ЖРД и ДУ.....	51
2.2. Основы устройства испытательных комплексов для отработки ЖРД и ДУ.....	61
2.2.1. Основные системы обеспечения испытаний.....	63
2.2.2. Системы имитации условий эксплуатации.....	82
Глава 3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЖРД И ДУ.....	92
3.1. Основы проектирования и безопасной эксплуатации испытательных комплексов ЖРД и ДУ.....	92
3.2. Экологическая безопасность при отработке ракетных двигателей.....	99
3.3. Экологические нормы и технология испытаний ЖРД и ДУ при использовании различных компонентов ракетного топлива.....	105
Глава 4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДОВ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА АКТИВНОМ ЭТАПЕ ПОЛЕТА ОБЪЕКТОВ РКТ.....	120
4.1. Стенды для моделирования вибрационных нагрузок. Расчет основных параметров вибрационного стенда.....	120
4.2. Стенды для моделирования акустических воздействий.....	145
4.3. Экспериментальная база для квазистатических испытаний объектов РКТ.....	153
4.4. Стенды для отработки системы отделения головных обтекателей.....	168
4.5. Стенды для экспериментальной отработки динамики систем разделения элементов РКТ.....	169
Глава 5. ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДОВ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭТАПОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КА НА ОРБИТЕ ИСЗ И ПЕРЕЛЕТА НА ДРУГИЕ ПЛАНЕТЫ.....	172
5.1. Стенды для моделирования радиационных воздействий.....	172
5.2. Стенды для моделирования невесомости.....	179
5.3. Стенды для моделирования удара метеорных частей.....	187
5.4. Стенды для отработки систем стыковки.....	190
5.5. Стенды для комбинированных воздействий факторов космического пространства.....	194
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	273
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	275
СПИСОК ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ.....	280

Научное издание

Галеев Айвенго Гадыевич
Захаров Юрий Васильевич
Макаров Вячеслав Петрович
Родченко Владимир Викторович

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ
ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ
ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ
ОТРАБОТКИ ОБЪЕКТОВ
РАКЕТНО_КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

Редактор Е.Л. Мочина
Компьютерная верстка Т.С Емельяновой

Дано в набор 26.05.14. Подписано в печать 12.11.14.
Усл. печ. Л.19,06; Уч.изд. л.20,5. Тираж 600 экз.
Зак. 490/254

Изд-во МАИ
(МАИ), Волоколамское шоссе, д.4
Москва, А-80, ГСП-8 125993