



**А.Г. Галеев**

**ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА  
ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ ДЛЯ ОТРАБОТКИ  
ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И  
ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК**



**г. Пересвет  
Московская область  
2010**



### **Галеев Айвенго Гадыевич**

доктор техн. наук, профессор, главный научный сотрудник ФКП «НИЦ РКП». Специализируется в области теории и практики испытаний, процессов тепло - и массообмена в энергетических и двигательных системах, эксплуатации испытательных и стартовых комплексов ракетно-космических систем, безопасности водородного транспорта.

Основные научные труды:

- Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей. - М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 2006
- Эксплуатация испытательных комплексов ракетно-космических систем. - М.: Изд-во МАИ. Монография, 2007
- Эксплуатация стартовых комплексов ракетно-космических систем. - М.: Изд-во МАИ. Монография, 2008

**А.Г. Галеев**

**ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА  
ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ ДЛЯ ОТРАБОТКИ  
ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И  
ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК**

**Руководство для инженеров-испытателей**

Рекомендовано к изданию решением  
Президиума Научно-технического совета  
ФКП “НИЦ РКП” от 12 июля 2010 г.

**г. Пересвет, Московская область**

**Изд-во ФКП “НИЦ РКП”**

**2010**

**Галеев А. Г.**

**Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок.**

Руководство для инженеров-испытателей – г. Пересвет, Московской области: Изд-во ФКП “НИЦ РКП”, 2010. - 178 с.: ил.

Даны общие принципы проведения испытаний ЖРД и двигательных установок, основы устройства и расчетов испытательных стендов и их систем, отработки ракетных двигателей и применяемых измерительных средств для определения основных параметров и оценки характеристик объектов испытаний. Приведены схемы двигательных установок ракетно-космических систем, функционирующих на различных компонентах ракетных топлив, а также существующих испытательных стендов для их отработки. Рассмотрены экологические проблемы энергетических установок ракетных и транспортных систем, предусматривающие замену органического горючего (природного топлива) в энергетических циклах на сжиженные газы (метан и водород). Показаны перспективы развития и создания средств выведения ракетно-космической техники.

Издание предназначено для специалистов, занятых созданием и эксплуатацией испытательных стендов и испытаниями двигательных установок ракетно-космических систем, а также может быть полезным для аспирантов и студентов высших учебных заведений аэрокосмического направления по специальностям “Испытания” и “Экология”.

Рецензент:

Руководитель отдела ФГУП “Центральный научно-исследовательский институт машиностроения” доктор техн. наук, профессор В.И. Петров

© А.Г. Галеев, 2010

## ПОСВЯЩАЕТСЯ 50-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА Ю.А. ГАГАРИНА

### Уважаемые коллеги!

Вашему вниманию представляется монография “Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок”. Автор издания доктор техн. наук, профессор А.Г. Галеев работает главным научным сотрудником в головном НИИ - Научно-испытательном центре ракетно-космической промышленности, на уникальных стендах которого отработаны все созданные в отрасли жидкостные баллистические ракеты, ракеты-носители, ряд ЖРД ракетных комплексов и более 140 космических аппаратов. Автор участвовал в выполнении ряда ракетно-космических программ (Космос-1, Космос-3, Н1, Энергия-Буран, Ангара и др.), является известным специалистом, имеет публикации по рассматриваемой тематике и более 27 лет занимается преподавательской деятельностью в Московском авиационном институте. В книге представлены обобщения автора, основанные на многолетнем опыте проведения испытаний образцов ракетно-космической техники (РКТ), и по решению актуальных проблем:

- основ устройства испытательных стендов, проектирования и расчета систем наземной космической инфраструктуры;
- методологии и принципов экспериментальной отработки ракетных двигателей и ДУ ракетно-космических комплексов;
- технологии испытаний ЖРД и ДУ с имитацией полетных условий эксплуатации и обеспечением их безопасности.

Мировой опыт показывает, что создание конкурентоспособной ракетно-космической техники невозможно без развитой экспериментальной базы и квалифицированного персонала, владеющего передовыми технологиями испытаний.

Книга актуальна и адресована, в первую очередь, молодому поколению испытателей и проектантов РКТ, может быть также полезной специалистам отрасли, аспирантам и студентам высших учебных заведений аэрокосмического профиля.

Генеральный директор ФКП “НИЦ РКП”  
кандидат техн. наук

Г.Г. Сайдов

## Введение

Создание двигательных установок (ДУ) ракетно-космических комплексов (РКК) требует проведения как расчетно-проектных работ, так и большого объема испытаний двигателей, ДУ и их систем в стендовых и летных условиях. Поэтому успех создания ДУ 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.

Многие компоненты ракетного топлива (КРТ) отличаются высокой химической активностью, токсичностью, взрыво- и пожароопасностью. Продукты полного и частичного окисления КРТ содержат вредные соединения: окись углерода, углекислый газ, окислы азота ( $\text{NO}_x$ ) и др.

Выбросы продуктов сгорания из камер сгорания и выхлопных трактов турбины и остатки КРТ из баков ракет попадают в атмосферу Земли и литосферу при падениях отработанных ступеней, а также при аварийных ситуациях. Для уменьшения вредного влияния указанных факторов на окружающую среду и обеспечения экологической безопасности на испытательных стендах и стартовых комплексах применяют специальное технологическое оборудование, обеспечивающее нейтрализацию, улавливание и дожигание вредных выбросов (проливов КРТ, выбросов продуктов сгорания, токсичных и взрывоопасных газов).

В представленной монографии сделана попытка обобщения материалов из отечественной и зарубежной литературы по методам отработки ЖРД и ДУ ракетно-космических систем (РКС), основам устройства испытательных комплексов и экологической безопасности испытаний, охватывающие следующие вопросы:

- методологии и принципов экспериментальной отработки ДУ с применением различных КРТ;
- основ устройства ДУ и испытательных комплексов и их совершенствования на базе применения современных методов имитационного моделирования процессов в сложных технических системах “испытательный стенд-объект испытания”;
- технологии испытаний ЖРД и ДУ с имитацией полетных условий эксплуатации;
- основ проектирования и расчета систем обеспечения испытаний и испытательных стендов;

- актуальных экологических проблем создания современных средств выведения ракетно-космической техники и перевода энергетических систем на экологически чистые компоненты с применением метанового и водородного горючего.

Руководство для испытателей подготовлено на основе обобщений автора и материалов лекционных курсов “Испытания сложных технических систем” и “Экология испытаний ракетных двигателей”, читаемых автором на аэрокосмическом факультете Московского авиационного института (государственного технического университета).

Автор выражает искреннюю благодарность кандидату техн. наук, доценту В.Н. Кучкину за полезные советы, способствовавшие улучшению содержания монографии, и помощь в подготовке книги к изданию; а также рецензенту, руководителю отдела ФГУП “ЦНИИмаш”, доктору техн. наук, профессору В.И. Петрову за указанные замечания и ценные советы по написанию книги.

## **1. Схемы двигателей, принципы и особенности экспериментальной отработки двигательных установок ракетно-космических систем**

### **1.1. Основные требования, предъявляемые к двигателям, и схемы двигателей**

Под сложной технической системой понимается комплекс взаимодействующих элементов, которые находятся в функциональной взаимосвязи и рассматриваются как простейшие звенья в структурной схеме летательного аппарата (ЛА). Летательный аппарат представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов (систем), в которых происходят разнообразные процессы гидро – газодинамики, тепломассообмена и термомеханики. Основной системой ЛА, определяющей экологию испытаний, является двигательная установка, которая состоит из следующих подсистем (рис. 1.1):

- баки горючего и окислителя с магистралями питания и заправки;

- система наддува, в частности, горячим газом, отбираемым из двигателя;
- бустерный насосный агрегат;
- двигатель с турбонасосным агрегатом (ТНА).

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

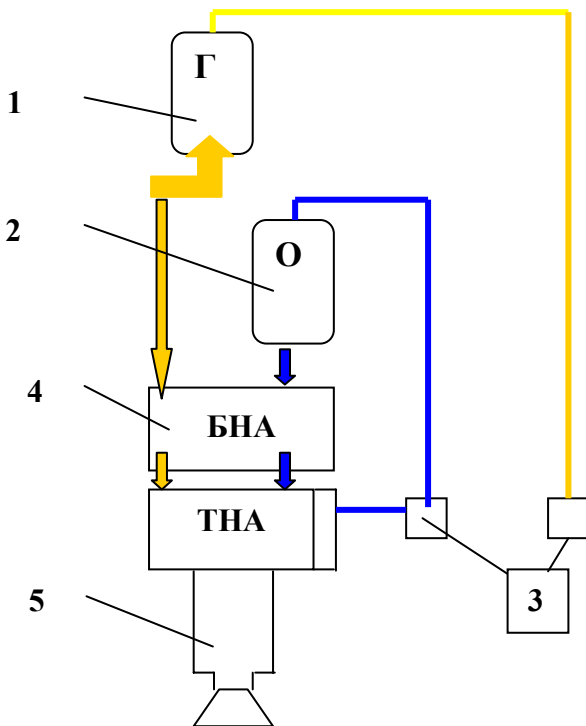


Рис. 1.1. Принципиальная схема двигательной установки:

- 1 – бак “Г” с магистралями питания;
- 2 – бак “О” с магистралями питания;
- 3 – блок наддува баков;
- 4 – бустерный насосный агрегат;
- 5 – двигатель с ТНА

Разновидности ракетных двигателей определяются используемой в них энергией: химической (жидкостные ракетные



двигатели, ракетные двигатели твердого топлива - РДТТ), электрической (электроракетные двигатели) и ядерной (ядерные ракетные двигатели). Наибольшее распространение в РКС получили ЖРД и РДТТ.

В представленной монографии будут рассмотрены в основном вопросы, связанные с испытаниями маршевых ЖРД и ДУ. Указанные ЖРД и ДУ могут работать не только в атмосферных условиях, но и в условиях вакуума в составе первых и верхних ступеней ракет-носителей и ракетных (разгонных) блоков.

ЖРД многообразны и классифицируются по различным признакам.

1. По назначению: двигатели ЛА и двигатели ракетно-космических комплексов (маршевые, вспомогательные, корректирующие, тормозные и др.). В качестве корректирующих в основном применяют ЖРД малой тяги (ЖРДМТ) с тягой до 300 Н.

2. По применяемому топливу: двигатели, работающие на высококипящих (температура кипения  $T_{\text{кип}} > 300 \text{ К}$ ), низкокипящих ( $T_{\text{кип}} < 300 \text{ К}$ ), криогенных ( $T_{\text{кип}} < 120 \text{ К}$ ) и тиксотропных (с добавками металлов в виде мелкодисперсного порошка, например, алюминия в гидразине – продукт “Люминал”) компонентах топлива.

3. По типу системы подачи топлива: двигатели с вытеснительной и двигатели с насосной подачей топлива.

4. По числу возможных включений: двигатели одноразового включения и многократного включения.

5. По числу использования: двигатели однократного и многократного применения.

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

Общими требованиями, предъявляемыми к двигателям, являются следующие.

Двигатель должен развивать возможно больший удельный импульс тяги, что подтверждается формулой К. Э. Циолковского, согласно которой скорость ЛА в конце активного участка траектории составляет (без учета силы тяжести и сопротивления воздуха)

$$v_a = J_{уд} \cdot \ln G_0 / G_k, \quad (1.1)$$

где  $J_{уд}$  – удельный импульс тяги, отношение тяги двигателя к суммарному массовому секунднему расходу топлива;  
 $G_0$ ,  $G_k$  – масса ЛА в момент старта и в конце активного участка траектории.

Двигатель должен обладать высокой надежностью работы. Надежность двигателя в значительной мере определяет надежность ЛА, поэтому при создании ЛА необходимо предусматривать резервирование критичных с точки зрения работоспособности систем (узлов) двигателя.

Собственная масса двигателя должна быть возможно меньшей при данной тяге, что равнозначно требованию минимальной удельной массы двигателя ( $\gamma_{об}$ ). С этой точки зрения стремятся к повышению давления в камере сгорания, что способствует снижению  $\gamma_{об}$ .

Эксплуатация двигателя должна быть безопасной и по возможности несложной, а его конструкция – простой по технологии изготовления и дешевой.

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

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

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

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

качествами, трудно обеспечить высокую надежность и простую эксплуатацию двигателя.

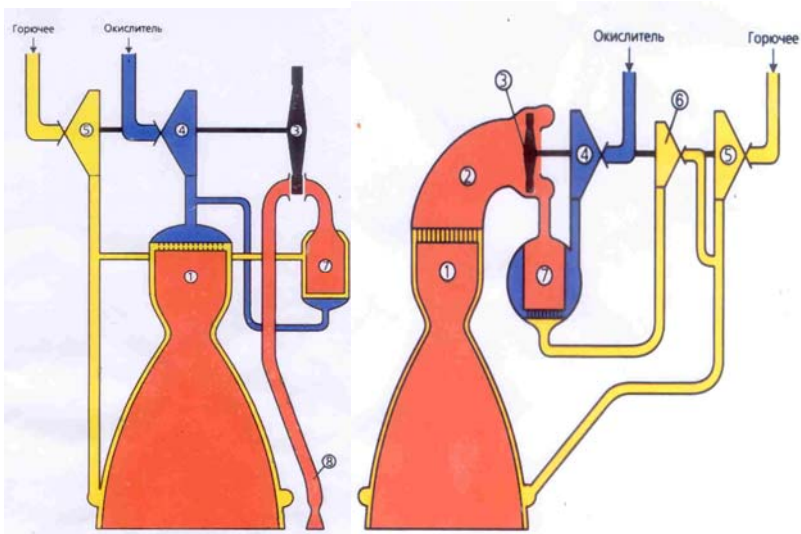
В зависимости от назначения двигателя и условий его работы в каждом конкретном случае определяются наиболее важные требования, которые и выполняются в первую очередь.

Схемы двигателей отличаются в первую очередь системой подачи компонентов топлива. Системы подачи компонентов топлива разделяются на вытеснительные и насосные [14].

При вытеснительной системе подачи топлива баки во время работы двигателя постоянно находятся под давлением, превышающим давление в камере сгорания. Поэтому ДУ с вытеснительной системой используется при невысоких давлениях в камере. Наиболее распространенной является насосная система подачи топлива. Эта система с разгруженными баками, т. е. баками, находящимися под невысоким давлением. Повышение давления компонентов обеспечивается работой насосов, приводимых газовой турбиной. Рабочим телом для газовой турбины турбонасосного агрегата служит газ повышенного давления и умеренной температуры, который вырабатывается в газогенераторе либо в тракте охлаждения камеры.

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

В зависимости от дальнейшего использования рабочего тела турбины двигателя разделяют на работающие без дожигания или с дожиганием генераторного газа. На рис. 1.2 представлены соответствующие схемы двигателей [1, 9, 26].



а)

б)

Рис. 1.2. Схемы ЖРД с насосной системой подачи без дожигания (а) и с дожиганием (б) продуктов газогенерации:

1 – камера сгорания; 2 – газовод; 3 – турбина; 4 – насос окислителя; 5 – насос горючего; 6 – генераторный насос горючего;

7 – газогенератор; 8 – газовод рулевых агрегатов

В двигателях (рис. 1.2,а), работающих по схеме без дожигания, продукты газогенерации после их срабатывания в газовой турбине направляются на выхлоп в атмосферу, или в какое-либо устройство, расположенное вне камеры сгорания и предназначенное для использования запаса энергии, заключенного в газе (рулевые сопла, в топливные баки для наддува и др.). При выбросе этого газа имеют место существенные потери из-за нестехиометрического сжигания топлива. С ростом давления в камере сгорания растут и относительные потери энергии с газами после турбины, поскольку возрастает необходимое давление подачи, необходимая мощность ТНА и расход рабочего тела для привода турбины.

В двигателях (рис. 1.2,б), работающих по схеме с дожиганием, продукты газогенерации после их срабатывания в газовой турбине ТНА поступают в камеру сгорания, где происходит их догорание при оптимальном соотношении компонентов топлива. При этом все гидравлические и механические потери на турбине и ТНА в конечном счете превращаются в тепловую энергию в камере, т. е. в этом случае отсутствуют характерные для ДУ без дожигания потери тяги за счет нерационального расходования компонентов на привод турбины.

Различают два типа схем с дожиганием генераторного газа: “газ-жидкость” и “газ-газ”. Схема “газ-жидкость” была показана на рис. 1.2,б, где газогенератор работает при  $\alpha_{гг} \gg 1$  и газ после турбины поступает в камеру. Второй компонент - горючее в этом случае поступает в камеру в жидком виде.

Логическим развитием схемы с дожиганием является схема с использованием всего расхода компонентов топлива для генерации рабочего тела, схема “газ-газ”. Это схема с двумя газогенераторами, один из которых выполнен с избытком горючего ( $\alpha_{гг} \ll 1$ ), второй с избытком окислителя ( $\alpha_{гг} \gg 1$ ) и соответственно с двумя турбинами. Камера сгорания двигателей такой схемы работает на полностью газифицированных компонентах. Так называемая схема двигателя “газ-газ” показана на рис. 1.3, которая позволяет достигнуть максимальных значений давления в камере сгорания или при заданном уровне давления в камере предельно уменьшить давление в газогенераторе, следовательно, и потребные напоры насосов [14, 22].

Запуском ДУ называют режимы работы двигателя от первой команды на его включение до выхода на основной режим работы. При запуске в камере и газогенераторе ДУ возникают нестационарные процессы, от параметров которых зависят эксплуатационные характеристики и надежность ДУ. Наибольшее количество отказов ДУ (по зарубежным данным до 86 %) происходят на режимах запуска. Поэтому обеспечение надежного запуска является сложным и ответственным этапом проектирования и доводки двигателя [14, 15, 31].

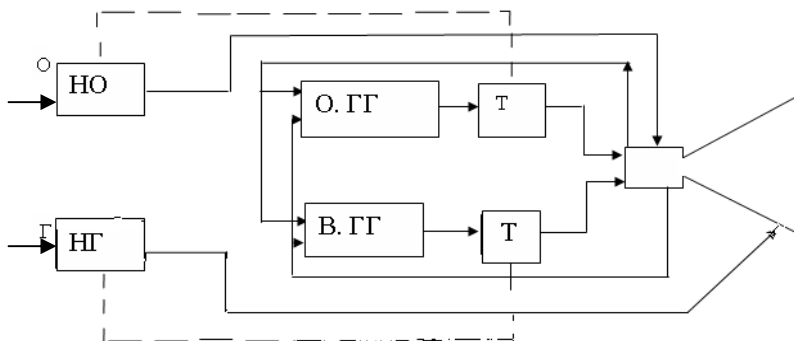


Рис. 1.3. Структурная схема ЖРД с дожиганием газифицированных компонентов топлива в камере:

НО – насос окислителя; НГ – насос горючего; О.ГГ – окислительный газогенератор; В.ГГ – восстановительный газогенератор; Т – турбина;

----- - роторная связь НО и НГ с соответствующей турбиной

Во время запуска ДУ выполняются следующие операции:

- наддув топливных баков и захолаживание топливных магистралей и полостей насосов ЖРД, использующих криогенные компоненты топлива;

- вывод систем подачи топлива на заданный режим;

- создание начального очага горения в камере и газогенераторе ЖРД;

- открытие топливных клапанов, обеспечивающих поступление компонентов топлива в камеру и газогенератор.

Одной из важнейших характеристик топлива является период задержки воспламенения, который для самовоспламеняющихся компонентов топлива определяется временем от соприкосновения их до момента появления пламени ( $\tau_3$ ). Время  $\tau_3$  самовоспламеняющихся компонентов топлива зависит от природы топлива, соотношения компонентов топлива,

начальной температуры, последовательности поступления компонентов топлива с заданным коэффициентом избытка окислителя  $\alpha$ .

На рис. 1.4 и 1.5 представлены экспериментальные зависимости  $\tau_3$  от ряда указанных факторов [12, 14], где точками указаны данные, полученные опытным путем.

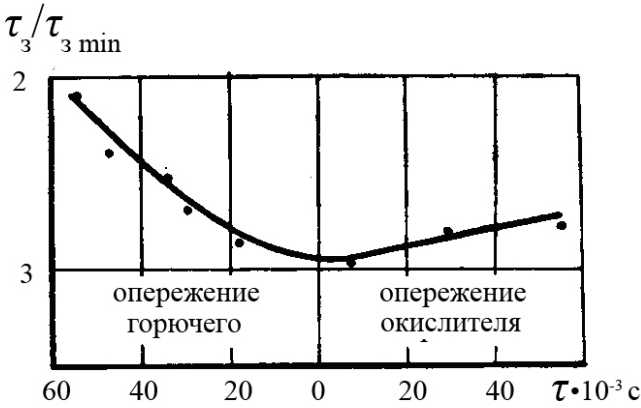


Рис. 1.4. Влияние опережения подачи компонентов топлива на  $\tau_3 / \tau_{3 min}$

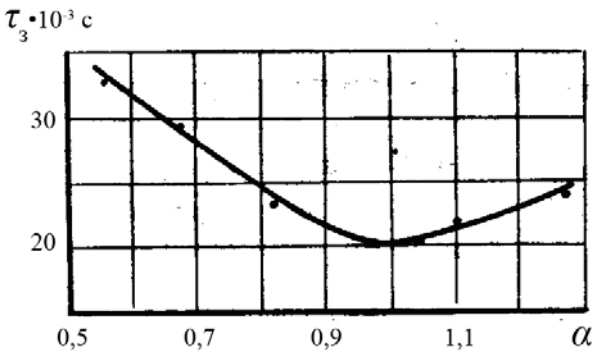


Рис. 1.5. Зависимость  $\tau_3$  от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$

При увеличении периода задержки воспламенения может накопиться такое количество топлива, которое после сгорания разовьет в камере сгорания столь высокое давление (рис. 1.6), что возможно ее разрушение.

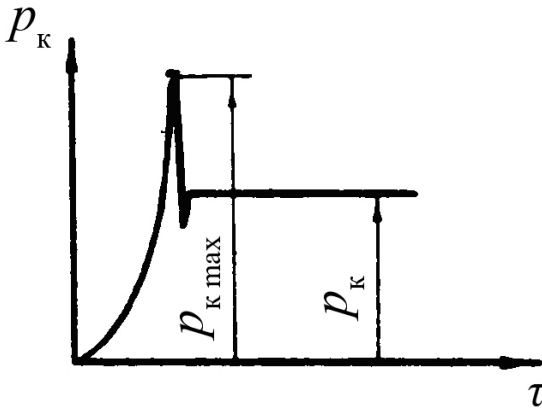


Рис.1.6. Изменение  $p_k$  от начала запуска до выхода на режим

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



Определим максимальное значение давления  $p_{кmax}$  в зависимости от  $\tau_{п}$  на установившемся режиме в камере:

$$p_{к} = \tau_{п} \cdot m \frac{R_{к} T_{к}}{V_{к}}, \quad (1.2)$$

где  $\tau_{п}$  – время пребывания продуктов сгорания в камере;  $V_{к}$  – объем камеры сгорания;  $p_{к}$ ,  $T_{к}$  – давление и температура в камере сгорания,  $m$  – массовый секундный расход топлива;  $R_{к}$  – газовая постоянная.

В камеру сгорания за период  $\tau_3$ , поступит топливо в количестве

$$\int_0^{\tau_3} m_{пУСК}(\tau) d\tau = m_{пУСК} \tau_3, \quad (1.3)$$

где  $m_{пУСК}$  – среднее значение массового секундного расхода топлива на пусковом режиме за время  $\tau_3$ .

Предполагая, что топливо сгорает мгновенно, можно определить максимальное давление во время запуска:

$$p_{к \max} = \tau_3 \cdot m_{пУСК} \frac{R_{к} T_{к}}{V_{к}}. \quad (1.4)$$

Из (1.3) и (1.4) получим:

$$\frac{p_{к \max}}{p_{к}} = \frac{\tau_3}{\tau_{п}} \cdot \frac{m_{пУСК}}{m}. \quad (1.5)$$

Поскольку для испытываемой камеры  $m$ ,  $p_{к}$  и  $\tau_{п}$  задаются, снизить давление в камере во время пуска можно лишь за счет уменьшения  $\tau_3$  и  $m_{пУСК}$ . Например, можно снизить  $\tau_3$  за счет подачи топлива в камеру с опережением подачи окислителя (см. рис. 1.4).

Для большинства топливных пар  $\tau_{\Pi}$  составляет несколько миллисекунд. Мгновенное воспламенение топлива - крайне редкое событие, поэтому  $\tau_3 > \tau_{\Pi}$ . Если  $\tau_3 > \tau_{\Pi}$ , то для плавного запуска  $m_{\text{ПУСК}}$  - должен быть меньше номинального значения  $m$ , что достигается так называемым программированием запуска. Оно может быть плавным или ступенчатым (рис. 1.7).

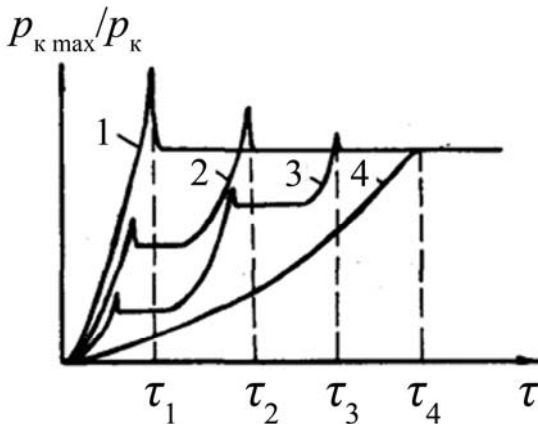


Рис. 1.7. Изменение  $\frac{P_{к \max}}{P_{к}}$  при различных методах регулирования запуска:

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

Регулирование режимов запуска является сложным процессом, так как расходы компонентов при этом изменяются от нуля до номинального значения за короткий промежуток времени. Наиболее часто при запуске камеры сгорания или газогенератора в процессе автономных стендовых испытаний ограничиваются регулированием  $p_{к}$ , а  $k_m$  задают в определенном диапазоне, например для камеры сгорания с кислородно-

водородным топливом -  $k_{\text{мзап}} \leq 4$  при  $k_{\text{тнном}} = 6 \dots 6,5$ . Этим исключаются забросы температуры газа, которые могут привести к возможным прогарам или пролизам форсуночных полостей и стенок камеры.

Так ступенчатое изменение  $p_k$  при вытеснительной системе подачи компонентов топлива можно обеспечить:

- питанием камеры компонентами топлива через пусковые клапаны по байпасным магистралям окислителя и горючего, настроенным на 40...50 % - ный расход компонента;
- применением регуляторов расхода в магистралях окислителя и горючего, обеспечивающих изменение расхода компонентов при запуске.

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

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

Для зажигания несамовоспламеняющихся компонентов топлива в схеме ДУ вводят различные устройства зажигания: пиротехнические, химические, каталитические, электрические, термоакустические и др. [14].

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

Поэтому запуск камеры сгорания и газогенератора кислородно-водородного двигателя, как правило, при автономных испытаниях проводится с опережением подачи водорода и сопровождается выбросами и образованием взрывоопасных смесей водорода с воздухом и кислородом.

Поэтому для обеспечения безопасности испытаний на стенде необходимо:

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

В процессе комплексных испытаний ДУ и автономных испытаний двигателей и их основных узлов (например, камеры сгорания) изменяются параметры систем подачи по командам систем регулирования кажущейся скорости (РКС) и синхронного опорожнения баков (СОБ), которые подаются на регулирующие органы двигателя или стенда [9, 31].

## **1.2. Принципы и особенности экспериментальной отработки двигательных установок**

*Испытание* - это экспериментальное определение количественных и качественных свойств объекта испытаний как результата воздействия на него различных факторов при его функционировании.

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 ракетно-космической техники (двигателей и двигательных установок в первую очередь) сводятся, в основном, к рациональной организации процесса экспериментальной отработки.

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, предназначенные для выявления основных качеств машин перед запуском их в серийное производство;

- испытания машин серийного производства, которые проводятся для проверки качества выпускаемой продукции и их соответствия техническим требованиям;

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

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

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

Основными условиями испытаний РКК являются:

- рациональное сочетание объемов наземных и летных испытаний;

- последовательность испытаний;

- полнота испытаний.

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

Последовательность испытаний предполагает переход к отработке и испытаниям от элементов к блокам (системам) и от блоков (систем) к комплексу в целом.

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

На практике поиск оптимального варианта конструкции 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 направления проведения экспериментальной отработки РКК.

Первый путь 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 ракетно-космической техники (двигателей, двигательных установок и ступеней ракет-носителей). В результате при летной отработке ракет “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 программы полета (семь экспедиций 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 многоразовой 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.

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

Первым этапом испытаний является конструкторская отработка опытных образцов, имеющая целью уточнить проектные данные и выбрать штатный вариант конструкции. Этот этап включает, как правило, предварительные испытания опытных образцов, занимающих 15...20 % от общего объема испытаний. Затем следует доводка штатного варианта изделия и оценка его 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, к которым относятся двигательные установки и летательные аппараты, завершаются, как правило, государственными (межведомственными или сертификационными) испытаниями [9, 18].

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 решения этой задачи заключается в использовании методов физического моделирования, при котором реальный процесс исследуется с помощью физических моделей (полное, неполное или приближенное моделирование).

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 (при полном моделировании):

- 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.

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, в

гидродинамических процессах необходимо обеспечить равенство критериев Рейнольдса и Маха, в теплообменных процессах - равенство критериев Нуссельта и Прандтля. Модельные испытания не исключают натурные, но позволяют решить ряд задач, в результате которых можно значительно сократить экономические затраты на экспериментальную отработку и создание экспериментальной базы [25, 27, 31].

При этом различают одно- и многофакторные испытания. Однако влияние отдельных факторов последовательно при испытаниях не одинаково по сравнению с комплексным воздействием различных факторов. При создании стендов решают вопрос о рациональном количестве и одновременном воздействии различных факторов при испытаниях, т. к. сложность и стоимость стендов и испытаний существенно возрастают. Но проведение многофакторных испытаний окупаются в итоге за три - пять лет за счет существенного сокращения времени на подготовку испытания.

Если всю иерархию испытаний разделить на два уровня: наземной и летной отработки, то зависимость эффективности испытаний ( $W$ ) от продолжительности отработки на каждом уровне подчиняется экспоненциальному закону (рис. 1.8). 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  $T_{ли}$ .

При наземной отработке скорость роста эффективности в соответствии со спецификой этих испытаний выше (более высокая информативность и дешевле), однако предельное значение эффективности  $W_{ни}$  меньше заданного значения  $W_3$  из-за различия условий испытаний. Поэтому для сокращения общего времени и стоимости испытаний, отработку ЛА до определенного значения эффективности, соответствующего точке А, необходимо проводить в земных условиях, а окончательную отработку до  $W_3$  осуществлять в летном эксперименте [21].



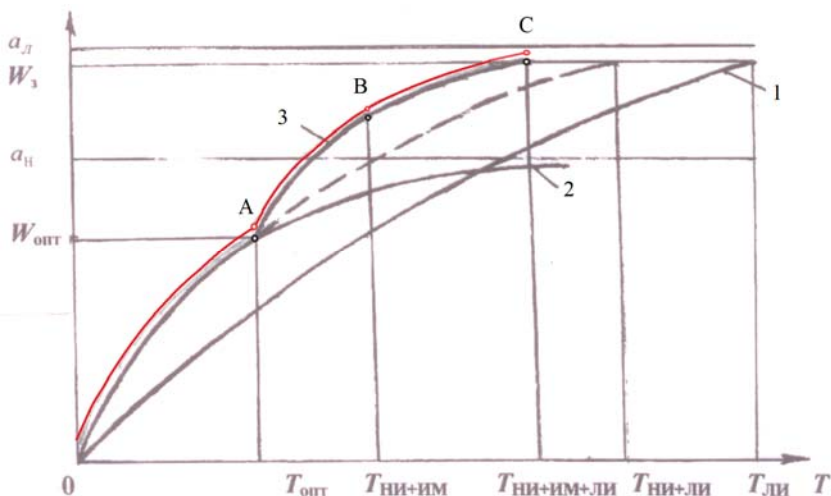


Рис. 1.8. Изменение эффективности испытаний ( $W$ ) в зависимости от времени ( $T$ ):

1 – при ЛИ; 2 – при НИ; 3 – участок АВ при НИ с имитацией штатных (полетных) условий; ОА – отработка при НИ; ВС – отработка при ЛИ

Планку эффективности наземных испытаний можно поднять выше (кривая 3 - участок АВ, см рис. 1.8) путем обеспечения имитации полетных условий эксплуатации на стенде (высотных условий, условий на входе в двигатель по давлению и температуре в магистралях окислителя и горючего и т. д.). Это позволяет уменьшить количество дорогостоящих летных испытаний до одного-двух. В этом случае отработку проводят в три этапа: ОА – отработка при наземных испытаниях, АВ – отработка при наземных испытаниях с имитацией полетных условий и ВС отработка при ЛИ, при этом общая длительность отработки  $T_{ни+им+ли}$  будет наименьшей. Указанное распределение наземных и летных испытаний в большей степени применимо для сложных технических систем (двигатель, ДУ и космический аппарат), где основной является наземная отработка [9].

Если рассматривать расходы для проведения одной доработки на стадии проектирования, наземной отработки и летных испытаний, то они распределяются в соотношении 1:10:100. Это также подтверждает целесообразность иерархического построения программ испытаний, предусматривающих проведение испы-

таний по этапам: вначале - испытания элементов, затем - испытания блоков и в итоге - испытания системы в целом.

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

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

- испытания элементов, агрегатов (узлы уплотнения и опоры насосов, насос, газогенератор, камера сгорания, клапан и др.);

- испытания отдельных систем (ТНА с ГГ, ГГ с КС и др.);

- испытания группы систем (имитатора двигателя);

- испытания двигателя;

- испытания двигателя в составе ДУ;

- летные испытания РКС.

В практике создания двигателей известны два метода стендовой доводки, которые можно кратко характеризовать как последовательный (консервативный) и параллельный (ускоренный) 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 [8, 31].

В табл. 1.1 представлены основные характеристики двигателей F-1, J-2 (США) и РД0120 (Россия), при создании которых в основном был применен параллельный метод, и двигателя SSME (США) с применением последовательного метода отработки. В таблице приведены: общее количество двигателей ( $N$ ), затраченных на доводку, количество испытаний, суммарная наработка двигателей и средняя наработка одиночного двигателя к времени проведения 1-го летного испытания. Для доводки двигателя SSME было затрачено 13 двигателей (по другим источникам 20) и 20 комплектов ТНА для замены дефектных.

Таблица 1.1

## Основные характеристики отработки двигателей

Двигатель	Характеристики двигателя (тяга, топливо, давление в камере), кол. вкл.	Количество затраченных двигателей ( $N$ )	Количество испытаний к 1-му полету, $n_{исп}$	Суммарная наработка к 1-му полету, с	Наработка одиночного двигателя к 1-му полету, с
F-1	$R=6770$ кН; керосин+O <sub>2</sub> ; $p_k=7,0$ МПа; $n=1$ ; $\tau_n=150$ с	59	600	127000	2100
J-2	$R=1020$ кН; H <sub>2</sub> +O <sub>2</sub> ; $p_k=5$ МПа; $n=2$ ; $\tau_n=370$ с	43	1428	153200	3560
РД 0120	$R=1960$ кН H <sub>2</sub> +O <sub>2</sub> ; $p_k=21,8$ МПа; $n=1$ ; $\tau_n=500$ с	93	689	133900	4072
SSME	$R=2090$ кН; H <sub>2</sub> +O <sub>2</sub> ; $p_k=23$ МПа; $n=55$ ; $\tau_n=500$ с	13 (20) + 20 ТНА	910	80000	8000

Такое малое количество двигателей, затраченных на доводку SSME фирмой «Рокетдайн», можно объяснить следующими факторами:

- использованием накопленного опыта при отработке экспериментального кислородно-водородного двигателя с тягой 2090 кН ( $p_k = 23$  МПа);
- применением последовательного метода доводки двигателя;
- применением испытательных стендов для испытаний двигателя и ДУ на номинальном режиме;
- повышенным значением средней наработки одиночного двигателя (8000с), полученным к 1-му полету и обеспечиваемым за счет ремонтпригодности и восстанавливаемости конструкции и применения эффективных систем диагностики и аварийной защиты двигателя при испытаниях.

Следует также отметить, что двигатель РД0120 на начальном этапе отработки из-за отсутствия полноразмерного стен-

да испытывался последовательно на 20, 50, 75 и 100 % режимах по тяге. Кроме того, автономная отработка основных систем двигателя РД0120 (ГГ, КС и ТНА) проводилась при доводочных испытаниях стендового варианта двигателя. Указанные факторы потребовали большего количества двигателей для его отработки.

После завершения отработки двигателя и пневмогидросистем ДУ на стенде проводятся комплексные испытания ДУ, включающие холодные и огневые стендовые испытания (ХСИ и ОСИ) ДУ [9].

Комплексные стендовые испытания ДУ являются завершающими в наземной отработке ступени РН и ракетных (разгонных) блоков. При этом следует отметить, что комплексные испытания ДУ РН среднего и тяжелого классов типов “Энергия” и др., включающие ХСИ и ОСИ, как правило, проводятся перед летными испытаниями на универсальном комплексе стенд-старт (УКСС).

## **2. Основы проектирования испытательных стендов для отработки ЖРД и ДУ**

### **2.1. Правила устройства и безопасной эксплуатации испытательных комплексов ЖРД и ДУ**

Правила устройства и безопасной эксплуатации испытательных комплексов ЖРД устанавливают требования к устройству и безопасной эксплуатации ИК, обеспечению пожарной безопасности, гигиене и безопасности труда и к охране окружающей среды. Правила распространяются на все эксплуатируемые, реконструируемые, строящиеся и проектируемые испытательные стенды ЖРД, хранилища ракетного топлива и экспериментальные лаборатории, в которых проводятся огневые и холодные 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;
- 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 их 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 (резервуаров и трубопроводов) под давлением выше атмосферного;
- наличие в продуктах сгорания КРТ вредных веществ;
- аэродинамический шум от истекающей струи работающего объекта испытания (двигателя);
- тепловое и силовое воздействие выхлопной струи объекта испытания на газоотражатель и другие устройства 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.

С учетом токсичности и предельно допустимых концентраций компонента в воздухе рабочей зоны, атмосферы и в воде водоемов КРТ делятся на четыре класса опасности (по мере убывания опасности):

- *первый класс*: горючие гидразинового ряда (гидразин и НДМГ);

- *второй класс*: некоторые углеводородные горючие (модификации керосина и синтетические горючие) и окислитель перекись водорода;

- *третий класс*: окислители азотный тетроксид (АТ) и АК-27И (смесь  $\text{HNO}_3$  – 69,8 %,  $\text{N}_2\text{O}_4$  - 28 %,  $\text{J} - 0,12 \dots 0,16$  %);

- *четвертый класс*: углеводородное горючее РГ-1 (керосин), спирт этиловый и бензин авиационный.

Водород жидкий, СПГ (метан  $\text{CH}_4$ ) 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).

Санитарно-гигиенические нормы КРТ приведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1

**Санитарно-гигиенические нормы КРТ**

Наименование КРТ, химическая формула	Плотность при 0 <sup>0</sup> С и 760 мм рт. ст., г/см <sup>3</sup>	Класс опасности по ГОСТ12.1.007-76	Предельно допустимая концентрация (ПДК)		
			в воздухе рабочей зоны, мг/м <sup>3</sup>	в атмосфере воздуха, мг/м <sup>3</sup>	В воде водоема, мг/м <sup>3</sup>
1	2	3	4	5	6
Гидразин ( $\text{N}_2\text{H}_4$ )	1,025	1	0,1	0,001	0,01
НДМГ ( $\text{C}_2\text{H}_8\text{N}_2$ )	0,811	1	0,1	0,001	0,01
Продукт Люминал	1,35	1	0,1	0,001	0,01

1	2	3	4	5	6
Спирт этиловый C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> O	0,806	4	1000	5,0	
Керосин РГ-1	0,847	4	300	1,2	
Водород жидкий (H <sub>2</sub> )	0,071 при T=20 К	-	-	-	-
СПГ, метан (CH <sub>4</sub> )	0,424 при T=111,5К	-	-	-	
Окислитель АТ (N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> )	1,49	3	2,0	0,085	45,0
Перекись водорода	1,37	2	0,3	0,02	0,1
Кислород жидкий	1,142 при T=90 К				

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. 2.2 [9, 14].

Таблица 2.2

**Пределы воспламенения и детонации топливных пар**

Смесь	Нижний предел, % H <sub>2</sub> по объему		Верхний предел, % H <sub>2</sub> по объему	
	Воспламенения	Детонации	Воспламенения	Детонации
H <sub>2</sub> -O <sub>2</sub>	4,6	15	94	90
H <sub>2</sub> -воздух	4,1	18,3	74,2	59
Метан-O <sub>2</sub>	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) [9].

Ширина санитарно-защитной зоны зависит от мощности ЖРД, продолжительности испытания, эффективности применяемых газоочистных устройств, а также от местных условий.

Так для стендов ЖРД и ДУ, использующих КРТ 4-го класса опасности (РГ-1, спирт, бензины), а также водород, СПГ и кислород, устанавливается минимальная ширина санитарной зоны 300 м.

Ширина санитарно-защитной зоны испытательного стенда и их систем во многом определяются назначением стенда и применяемыми КРТ, которая должна быть не менее указанной в табл. 2.3.

*Таблица 2.3*

**Ширина санитарно-защитной дозы 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 C <sub>10</sub> H <sub>16</sub> )	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

Испытательные стенды по назначению делятся на огневые (испытания камер сгорания, двигателей и ДУ) и холодные (испытания насосов, клапанов и систем ДУ). Стенды для испытаний ЖРД и ДУ могут быть выполнены вертикальными, наклонными и горизонтальными, которые различаются направлением выхлопной струи факела двигателя (расположением оси камеры



сгорания двигателя). Вертикальные стенды наиболее предпочтительны для испытания мощных двигателей и ДУ, так как при этом полнее имитируются условия запуска.

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

- *категория I* - стенды холодных и огневых испытаний ДУ блоков ракет-носителей с массой кислородно-водородного топлива в баках ДУ свыше 7 т (с массой жидкого водорода в баке ДУ свыше 1 т);

- *категория II* – стенды холодных и огневых испытаний двигателей (ЖРД) тягой более 1000 кН и их агрегатов и систем;

- *категория III* – стенды холодных и огневых испытаний двигателей (ЖРД) тягой от 50 до 1000 кН и их систем;

- *категория IV* - стенды холодных и огневых испытаний двигателей (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 м<sup>3</sup>.

При этом следует отметить, что с учетом взрывоопасности 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).

Применяемые на испытательном стенде КРТ и их токсичность определяют состав систем хранения, заправки и нейтрализации (улавливания) проливов и выбросов компонентов.

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

Для примера на рис. 2.1 и 2.2 приведены фотографии вертикальных и наклонных испытательных стендов для испытаний ДУ ракетных блоков (ступеней РН) и двигателей [37, 38].



а)



б)

Рис. 2.1. Вертикальные стенды НИЦ РКП для испытаний ДУ ракетных блоков тягой до 2450 кН на высококипящих (а) и тягой до 490 кН на криогенных компонентах топлива (б)



Рис. 2.2. Наклонный стенд для испытания ЖРД на испытательном комплексе КБХА (стенд показан на переднем плане)

Наиболее опасные работы по подготовке и проведению операций с КРТ (заправка и испытание), которые, как правило, приравниваются к взрывным работам, 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 испытаны на герметичность и проведены автономные и комплексные испытания систем автоматики и управления.

## **2.2. 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. Если каждому человеку в день необходимо потреблять 2 – 2,5 л воды, то мировая промышленность за год “выпивает” огромную массу воды – 1300 км<sup>3</sup>.

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<sup>3</sup> в год. Если ее не очищать, то всех рек мира (а их годовой суммарный сток составляет около 40 тыс. км<sup>3</sup>) не хватит, чтобы восстановить загрязненные воды до качества, близкого к естественному, так как их потребуется забавить 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 промышленных системах во многих 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 *нормально очищенной*, однако, чтобы она приблизилась к естественной норме, ее необходимо разбавлять в пять – десять раз.

Если рассматривать промышленное загрязнение природных вод, то оно 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. В-третьих, 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.

Принципиальная схема промышленных систем обеззараживания сточных вод перед их сбросом в водоемы показана на рис. 2.3.

В системе используют осаждение взвесей, фильтрацию, аэрацию (обогащение кислородом), биохимические процессы и хлорирование. Кроме того, во многих системах для очистки воды вместо хлорирования используют озонирование. Указанные выше принципы очистки используются и 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 (термических, абсорбционных, биологических и др.).



Рис. 2.3. Принципиальная схема промышленной системы очистки сточных вод

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 интенсификации процессов за счет, например, турбулизации потоков, применения более активных соединений и других эффектов [8, 9].

## 2.3. Устройство испытательного стенда и его основные системы

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

Испытательные стенды обычно состоят из двух частей:

- исполнительной, состоящей из объекта испытания и систем, обеспечивающих воздействие различных эксплуатационных факторов;

- командной в виде пульта управления и систем информационного обеспечения о параметрах объекта испытания и стенда.

Сложность испытательных стендов постоянно возрастает. Это объясняется многими причинами:

- увеличением сложности ЛА, что приводит к необходимости контроля все большего числа параметров;

- увеличением уровня, длительности приложения и усложнением спектра нагрузок, действующих на ЛА в полете, которые необходимо имитировать в процессе наземных испытаний;

- стремлением к одновременному воспроизведению нагрузок различной физической природы с целью приближения условий наземных испытаний к полетным;

- ужесточением экологических требований к испытательным стендам, исключающих техногенное воздействие на окружающую среду и обеспечивающих безопасность испытаний.

Все чаще встречаются случаи, когда сложность стендов сопоставима со сложностью испытываемых систем.

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 исходят в основном из частных задач 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 вновь создаваемого ЛА на всех стадиях его жизненного цикла: проектирования, производства и эксплуатации.

Комплексный подход проектирования испытательных стендов можно продемонстрировать на примере создания испытательного комплекса ОАО "Энергомаш" им. В.П. Глушко, включающего стенды №1 и №2 для огневых испытаний мощных ЖРД типов РД170, РД180 и РД191. Указанные стенды оснащены общей системой шумоглушения и нейтрализации продуктов сгорания с газодинамическим трактом, дожигательным и гидрогасительным устройствами и трубой рассеивания (рис.2.4), схема которой будет рассмотрена ниже. Разработка схем и расчеты систем нейтрализации и шумоглушения ИК выполнены ОАО "Энергомаш" им. В.П. Глушко, а конструктивное исполнение сооружений ИК – ОАО "Ипромашпром".

### **2.3.1. Основные системы испытательного стенда**

Принципиальная схема стенда для испытаний двигателя и ДУ представлена на рис. 2.5.

К основным системам обеспечения испытаний стенда можно отнести следующие.

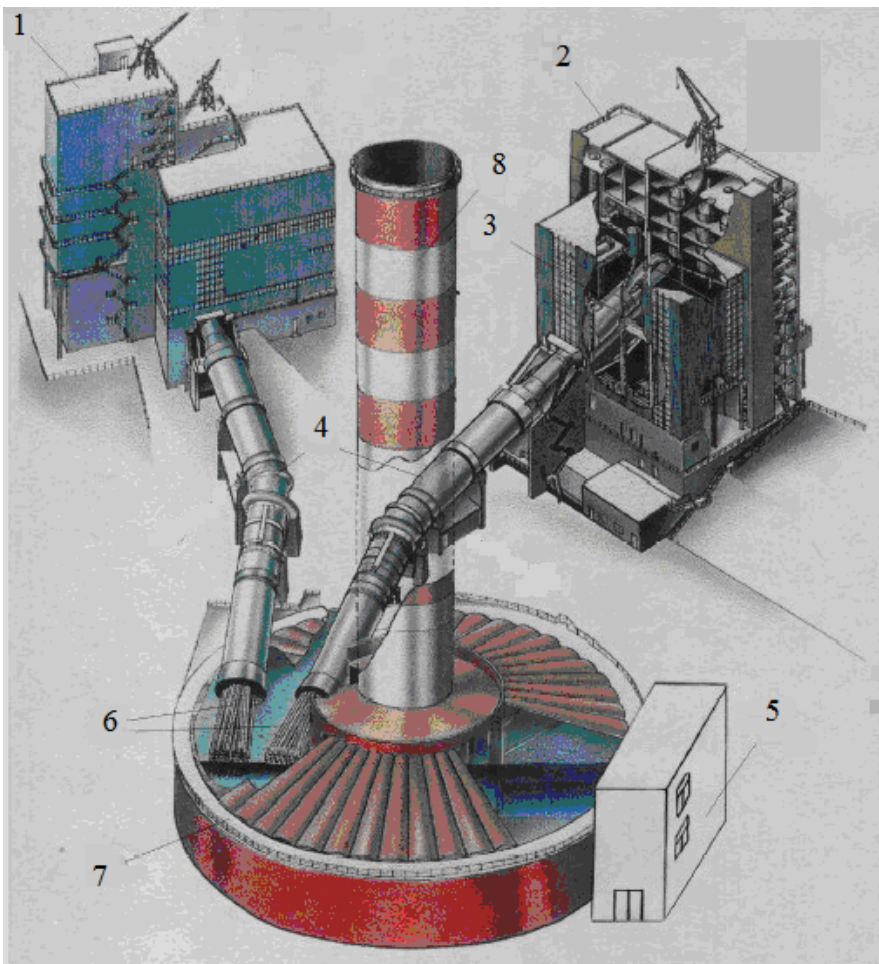


Рис. 2.4. ИК ОАО “Энергомаш” для огневых испытаний мощных ЖРД:  
 1 - стенд №1; 2 – стенд №2; 3 – бронекamera; 4 – газодинамический тракт с системой дожигания продуктов сгорания; 5 – насосная системы шумоглушения; 6 - узлы ввода; 7 - гидrogаситель; 8 – труба рассеивания

**1. Системы топливоподачи**, которые включают: подсистемы хранения, заправки и питания (расходные подсистемы). Системы топливоподачи можно классифицировать на насосные, вытеснительные и газобаллонные.



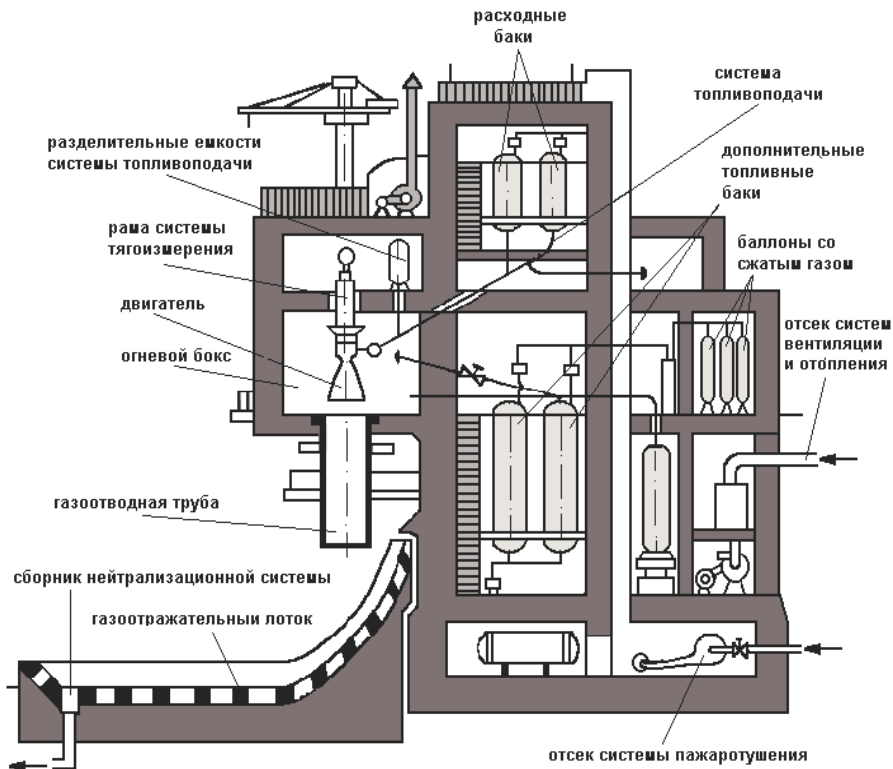


Рис. 2.5. Принципиальная схема стенда для испытаний ДУ

Системы топливоподачи предназначены для хранения и подачи различных компонентов топлива (криогенных, высококипящих, низкокипящих, металлизированных и других). В качестве теплоизоляции систем с криогенными компонентами топлива (например, водород и кислород) могут применяться различные виды теплоизоляции: вакуумная, пористая и экранно-вакуумная. На рис. 2.6 представлена стендовая система подачи криогенного компонента (жидкого водорода) с основным и разделительным (пусковым) топливным баком для испытания ЖРД. Показаны различные подсистемы, обеспечивающие переохлаждение крио-

генного топлива: эжектированием газовой подушки, барботированием неконденсирующимся газом (гелием) через слой жидкости и с использованием теплообменных устройств с вторичным теплоносителем (жидким азотом или паром) и циркуляцией компонента.

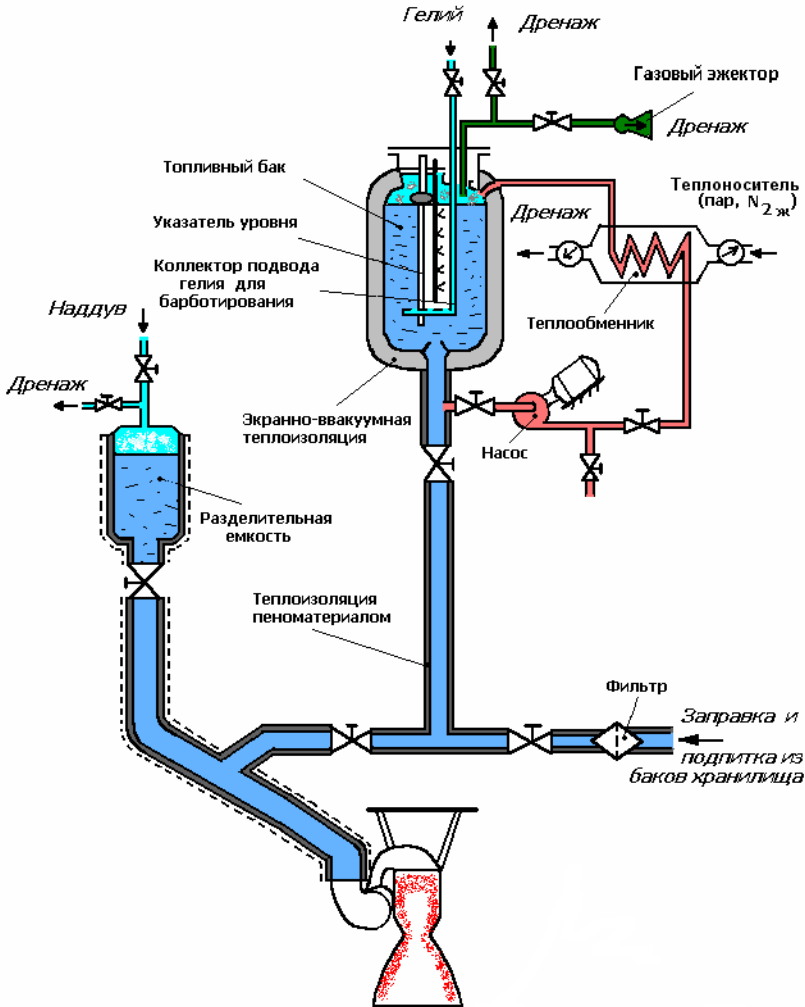


Рис. 2.6. Стендовая система подачи криогенного компонента (жидкого водорода) для испытания ЖРД

Для проведения длительных по продолжительности испытаний питание двигателя осуществляется из стендового топливного бака водорода с подпиткой из баков хранилища. Показана также пусковая подсистема подачи с разделительной емкостью жидкого водорода для обеспечения гидродинамического подобия систем подачи стенда и ракеты на переходных режимах работы (запуске).

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

$$d = \sqrt{\frac{4m}{\pi\rho\mathcal{G}}}, \quad (2.1)$$

где  $\mathcal{G}$  - допустимая скорость движения жидкости;  $\rho$  - плотность жидкости;  $m$  - массовый секундный расход жидкости.

Скорость движения жидкости и газов в стендовых трубопроводах питания может достигать следующих значений:

- для жидкостей типа керосин, кислород и другие - 5...7 м/с, типа водород - до 25 м/с;
- для газов типа воздух и азот - не более 40 м/с и типа водород и гелий - не более 120 м/с [7].

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

$$p_{\text{б}} = p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{ф}} + \Delta p_{\text{маг}} - \Delta p_{\text{н}}, \quad (2.2)$$

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

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

В системе с низким давлением подачи

$$p_6 = p_{\text{вх}} + \Delta p_{\text{маг}} - \Delta p_{\text{н}}, \quad (2.3)$$

где  $p_{\text{вх}}$  - давление на входе в насос.

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

$$\Delta p_{\text{вх}} = \Delta p_{\text{с}} + \Delta p_{\text{м}} + \Delta p_{\text{тр}}. \quad (2.4)$$

Потери давления на создание скорости определяются формулой:

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

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  $\lambda$  - коэффициент трения;  $l$  - длина трубопровода, м;  $d$  - диаметр трубопровода, м.

Для наиболее распространенного турбулентного течения  $\lambda$  может быть найдена по формуле:

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

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

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

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

где  $\xi$  - коэффициент местного сопротивления.

Коэффициенты местных сопротивлений определяются в зависимости от рода преграды (повороты, сужения, расширения, сужения, клапаны, фильтры, расходомеры, сильфоны и др.) на пути движения жидкости (газа) [2, 4, 12].

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.

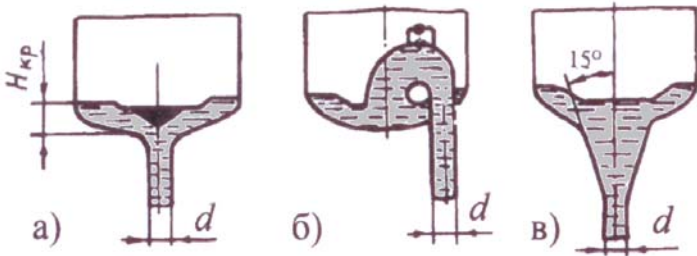


Рис. 2.7. Схемы заборных устройств:

- а - центральный отбор с тарелью; б - сифонное заборное устройство;
- в - отбор с коническим переходом от дна 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:

$$H_{кр} = \frac{H_{кр}}{d} = 0,42 \left(1 + \frac{64}{Re}\right) Fr, \quad (2.8)$$

где  $d$  - диаметр сливного отверстия;  $Fr = \frac{g^2}{g\delta_{II}}$  - число Фруда;

$\delta_{II}$  - толщина пленки жидкости.

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

Потребный объем топливного бака определяется по формуле:

$$V_6 = \frac{\dot{m} \tau}{\rho} + V_{заб} + V_{гар} + V_{зап} + \frac{\dot{m}_{зах} \tau_{зах}}{\rho} + V_{исп}, \quad (2.9)$$

где  $\dot{m}$ ,  $\tau$  - массовый секундный расход компонента топлива и максимальное время испытания;  $V_{заб}$  - объем жидкости, оставшейся в баке, который зависит от типа устройства и режима слива;  $V_{гар}$  - гарантированный остаток компонента в баке, принимают 10...20 % от  $V_6$ ;  $V_{зап}$  - объем, потребный для заполнения магистралей стенда;  $\dot{m}_{зах}$ ,  $\tau_{зах}$  - массовый секундный расход и время, потребные для захлаживания магистралей питания, которые определяются экспериментально и зависят от типа изоляции, массы топливных магистралей питания (трубопроводов и арматуры) и режимов захлаживания;  $V_{исп}$  - объем на испарение, определяется типом изоляции и временем нахождения компонента в баке.

Трубопроводы систем питания подвергаются действию различных статических и динамических нагрузок. К статическим нагрузкам относятся собственная масса трубы, масса транспортируемой среды и внутреннее давление. Динамические нагрузки возникают от пульсации внутреннего давления, вибраций и гидродаров.

Термические напряжения в трубопроводе возникают из-за колебаний температуры окружающей среды и транспортируемой по трубопроводу жидкости.

При изменении температуры на  $\Delta T$  длина трубопровода  $l$  изменяется на  $\Delta l$ :

$$\Delta l = \alpha \Delta T, \quad (2.10)$$

где  $\alpha$  - коэффициент линейного расширения материала трубопровода. Для компенсации температурных деформаций трубопроводов применяются специальные компенсаторные устройства (сильфоны и др.).

Толщина стенки трубопровода определяется с учетом предельной нагрузки, в качестве которой принято предельное значение внутреннего давления  $p_{пр}$ . В большинстве случаев  $p_{пр} = 1,5p_{раб}$ .

Толщина стенки бесшовной (цельнотянутой) трубы, которая в основном применяется для стандовых магистралей, определяется по формуле:

$$\delta = \frac{p_{пр} d_c}{2\sigma_{\delta} + p_{пр}} + c, \quad (2.11)$$

где  $\sigma_{\delta}$  - допускаемое напряжение с учетом коэффициента запаса прочности;

$c$  - коэффициент, зависящий от предполагаемого коррозионного износа стенки трубы, а также минусового допуска на толщину стенки.

**Основы расчета характеристик насосной системы подачи.** При насосной системе подачи внутри топливных баков станда 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.

Лопаточные насосы нашли наиболее широкое применение в системах питания двигателей ЛА и стандов, так как обладают высокими антикавитационными и напорными качествами [6, 20]. При этом наибольшее распространение

получило сочетание шнековой ступени с центробежной, установленных на одном валу. Такой насос, схема которого представлена на рис. 2.8, называется шнекоцентробежным.

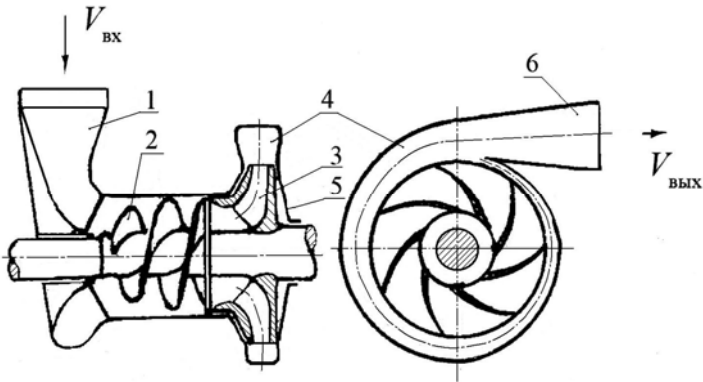


Рис. 2.8. Схема шнекоцентробежного насоса:  
1 – подвод; 2 – шнек; 3 – центробежное колесо (крыльчатка);  
4 – отвод; 5 – корпус; 6 – конический диффузор

При разработке стендовых систем для испытания агрегатов изделий, захлаживания систем и для решения других задач может оказаться необходимым использование центробежного насоса для подачи рабочей жидкости. 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  $\rho$ , давление упругости пара  $p_{\text{упр}}$ ;
- б) массовый  $\dot{m}$  или объемный расхода топлива  $\dot{V}$ ;
- в) потребное давление на выходе из насоса  $p_{\text{вых}}$ ;
- г) номинальное  $p_{\text{вх}}$ , и минимальное  $p_{\text{вх min}}$  давления на входе в насос.

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

Значение массового расхода топлива определяется тягой и удельным импульсом тяги двигателя:

$$\dot{m} = \frac{P}{J},$$

где  $P$  - тяга, Н;  $J$  - удельный импульс тяги,  $\frac{Н}{кг/с}$ .

Массовый расход каждого из компонентов топлива можно определить по суммарному расходу топлива и выбранному значению соотношения компонентов топлива  $k_m$ :

$$k_m = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_Г}.$$

Тогда получим:

$$\dot{m}_O = \frac{k_m}{k_m + 1} \dot{m}; \quad \dot{m}_Г = \frac{\dot{m}}{k_m + 1}.$$

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

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

$$H = \frac{p_{\text{Вых}} - p_{\text{Вх}}}{\rho}. \quad (2.12)$$

Зависимость (2.12) показывает, что чем больше давление на входе, тем меньше потребный напор насоса, а это ведет к уменьшению его мощности и размеров.

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

Однако выбор больших оборотов усложняет конструкцию насоса, затрудняет обеспечение прочности насоса, его работоспособности.

Угловая скорость определяет такую важную характеристику насоса, как коэффициент быстроходности:

$$n_s = 193,3 \frac{\omega \sqrt{\dot{V}}}{H^{3/4}}, \quad (2.13)$$

где  $\dot{V}$  - объемный расход жидкости через насос, м<sup>3</sup>/с;  $\omega$  - угловая скорость вала, рад/с;  $H$  - напор насоса, Дж/кг.

Коэффициент быстроходности, в частности, определяет тип насосе (рис. 2.9). Если  $n_s = 40...300$ , то насос будет центробежного типа. Значения  $n_s = 300...600$  соответствуют диагональным насосам, а  $n_s = 600$  - осевым насосам [6].

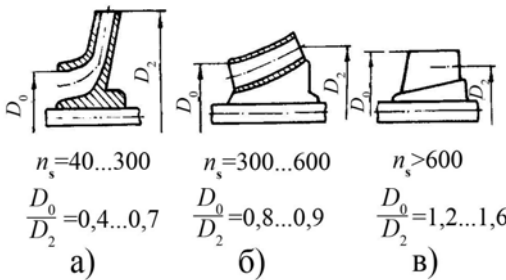


Рис. 2.9. Типы насосов:

а - центробежный;

б - диагональный;

в - осевой

При использовании для привода насоса электродвигателя обороты насоса будут равны оборотам ротора электродвигателя:

$$\omega_{ДВ} = 140...300 \text{ рад/с.}$$

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

$$n_{с\text{ступ}} = 193,3 \frac{\omega \sqrt{V}}{(H/Z)^{3/4}}, \quad (2.14)$$

где  $H/Z = H_{с\text{т}}$  - напор ступени насоса.

Выбор значения  $n_{с\text{ступ}} = 50...70$  объясняется тем, что при меньших  $n_{с\text{ступ}}$  значительно падает КПД насоса ( $\eta_n$ ) 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. 2.10.

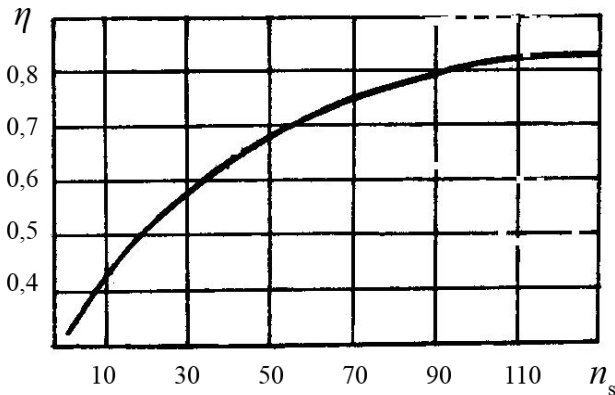


Рис. 2.10. Зависимость КПД насоса от коэффициента быстроходности

При использовании электродвигателя в качестве привода обороты насоса можно увеличить применением шестеренчатого мультипликатора. Мультипликатор является устройством, слож-

ным 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  $\omega = 1500 \dots 2000$  рад/с). Это позволяет в случае высоких напоров сделать насос одноступенчатым с  $n_s > 50 \dots 70$  и с малым диаметром. Однако турбинный привод трудно создать, а его применение значительно усложняет стендовые системы: нужны дополнительные источники газа (пара) на стенде, магистрали подвода газа, системы регулирования и управления турбиной.

Если обороты насоса выбраны, то следует определить, достаточно ли заданного минимального давления на входе для работы насоса без кавитационного срыва. Можно для этого воспользоваться выражением кавитационного коэффициента быстроходности:

$$C_{\text{СРВ}} = 298 \frac{\omega \sqrt{\dot{V}}}{\left( \frac{P_{\text{ВХ min}} - P_{\text{УПР}}}{\rho} \right)^{3/4}}. \quad (2.15)$$

Из выражения (2.15) находим

$$P_{\text{ВХ min}}^{\text{ДОП}} = P_{\text{УПР}} + \rho \left( \frac{298 \omega \sqrt{\dot{V}}}{C_{\text{СРВ}}} \right)^{4/3}. \quad (2.16)$$

Для центробежных и диагональных насосов без шнеков можно получить  $C_{\text{срв}} = 800 \dots 1500$ . Если при этих значениях минимальное давление меньше или равно заданному ( $P_{\text{вх min}}^{\text{ДОП}} \leq P_{\text{ВХ min}}$ ), то насос будет работать без кавитационного срыва. В противном случае насос не будет выдавать нужного напора и расхода. Для обеспечения бескавитационной работы насоса надо увеличить давление на входе  $p_{\text{вх min}}$ , уменьшить темпера-

туру перекачиваемой жидкости, что вызовет уменьшение  $p_{\text{упр}}$  или использовать в насосе шнековое колесо, расположенное перед основным центробежным или диагональным колесом. Применение шнекового колеса позволяет увеличить  $C_{\text{срв}}$  до 3000...5000 [6, 7, 20].

Следует, однако, иметь в виду, что постановка шнека помимо усложнения конструкции имеет недостаток, который заключается в необходимости замены шнека через определенное время. Дело в том, что он подвергается кавитационной эрозии, разрушающей лопатки шнека. Эрозия вызвана кавитацией в шнеке, которая имеет место даже при устойчивой работе насоса с входным давлением, большим  $P_{\text{ВХ min}}^{\text{доп}}$ , или равным ему, и выдачи необходимого напора и расхода.

Рассмотрев выражение (2.15), можно отметить, что при прочих равных условиях увеличение давления на входе позволяет повысить обороты насоса и, следовательно, уменьшить его размеры. Последнее особенно важно при проектировании высоконапорных насосов.

Кроме того, следует учесть, что при заданном давлении на входе в насос из выражения (2.15) можно однозначно определить угловую скорость ротора:

$$\omega = \frac{C_{\text{срв}} (p_{\text{ex min}} - p_{\text{упр}})^{0,75}}{\rho^{0,75} 298 \sqrt{V}}. \quad (2.17)$$

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

$$D_{\text{ВХ}} = \sqrt{\frac{4\dot{V}}{\pi g_{\text{ВХ}}}} \text{ м};$$

$$D_{\text{ВыХ}} = \sqrt{\frac{4\dot{V}}{\pi g_{\text{ВыХ}}}} \text{ м}.$$

Скорость потока на входе и выходе насоса выбирается сравнительно небольшой для исключения значительных гидроударов при закрытии клапанов в магистральных линиях питания. При выборе входной скорости также учитывается то, что умеренная ско-

рость способствует повышению антикавитационных свойств насоса (увеличению  $C_{срв}$ ). Обычно  $\mathcal{G}_{вх} = 5 \dots 10$  м/с;  $\mathcal{G}_{вых} = 10 \dots 20$  м/с.

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

$$u_k = \omega \frac{D_k}{2} \text{ м/с.} \quad (2.18)$$

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 (2.12) можно определить необходимую окружную скорость и затем его диаметр:

$$D_k = \frac{2}{\omega} \sqrt{\frac{H}{K_H}} \text{ м,} \quad (2.19)$$

где  $K_H = 0,6 - 0,65$  – коэффициент напора.

Диаметр насоса  $D_H$  больше диаметра колеса. По статистическим данным:

$$D_H = (1,3 \dots 1,6) D_k; \quad (2.20)$$

$$L_H = (1,5 \dots 1,7) D_k, \quad (2.21)$$

где  $L_H$  – длина насоса (или ступени насоса).

При этом меньшие значения коэффициентов в формулах (2.20) и (2.21) соответствуют коэффициенту быстроходности  $n_s = 30 \dots 60$ , а большие значения –  $n_s = 130 \dots 150$ .

Массу насоса можно определить по его условному объёму:

$$V_H = \frac{\pi D_H^2}{4} L_H; \quad (2.22)$$

$$m_H = K \rho_{\text{МАТ}} \cdot V_H,$$

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

Если детали в основном предполагается выполнять из стали, то  $\rho_{\text{мат}} \sim 7800 \text{ кг/м}^3$ , если из алюминиевых сплавов, то  $\rho_{\text{мат}} \sim 2700 \text{ кг/м}^3$ .

При использовании стальных и алюминиевых сплавов следует принимать промежуточные значения плотности материалов.

Мощность насоса определяется формулой

$$N_{\text{н}} = \frac{\dot{m}H}{\eta_{\text{н}}} \text{ Вт.} \quad (2.23)$$

Как уже отмечалось, КПД насоса находятся по значению коэффициента быстроходности  $n_s$  на графике (см. рис. 2.10), построенном с использованием имеющихся экспериментальных данных.

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

$$N_{\text{пр}} = \sum N_{\text{н}} .$$

В качестве привода насоса электродвигатель выбирают по параметрам  $N_{\text{пр}}$  и  $\omega$  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:

$$L_{\text{т}} = \frac{N_{\text{т}}}{\dot{m}_{\text{т}}},$$

где  $L_{\text{т}}$  - удельная работа турбины;  $\dot{m}_{\text{т}}$  - расход рабочего тела, кг/с.

При  $\dot{m}_{\text{т}} \rightarrow \min$  имеем  $L_{\text{т}} \rightarrow \max$ ,

$$L_{\text{т}} = L_{0\text{ад}} \cdot \eta_{\text{т}}, \quad (2.24)$$

где  $\eta_{\text{т}}$  - КПД турбины;  $L_{0\text{ад}}$  - адиабатная работа расширения газа,

$$L_{0\text{ад}} = \frac{k}{k-1} RT_0 \left( 1 - \frac{1}{\delta^{\frac{k-1}{k}}} \right), \quad (2.25)$$

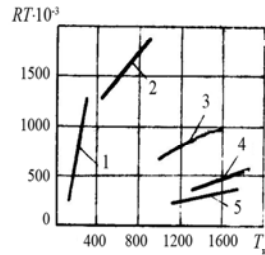
где  $\delta = \frac{P_0}{P_2}$  - степень понижения давления в турбине;  $k$  - показатель адиабаты.

Из формулы (2.25) следует, что при выбранном рабочем теле ( $k$  и  $R$ ) большие значения  $L_{0\text{ад}}$  можно получить при высоких температурах рабочего тела и больших отношениях давления.

Для привода турбины применяются различные рабочие тела и газы, получаемые в газогенераторах или других устройствах (в рубашке охлаждения камеры, теплообменнике и др.) [20, 34], классификация которых приведена на рис. 2.11, а.



а)



б)

Рис. 2.11. Классификация некоторых способов газогенерации (а) и их термодинамическая эффективность (б):

- 1 - нагрев и испарение водорода в тракте охлаждения камеры сгорания или в теплообменнике; 2 - горение кислорода и водорода при  $\alpha = 0,05 \dots 0,1$ ; 3 - горение кислорода и керосина при  $\alpha = 0,05 \dots 0,3$ ;  
 4 - горение кислорода и водорода при  $\alpha = 19 \dots 12,0$ ;  
 5 - горение кислорода и керосина при  $\alpha = 10 \dots 6$



В качестве унитарного топлива в системах газогенерации могут использоваться перекись водорода ( $H_2O_2$ ), гидразин, несимметричный диметилгидразин, которые разлагаются при присутствии различных катализаторов. В двухкомпонентных газогенераторах могут применяться различные топливные пары: керосин – кислород, водород – кислород и другие.

В турбинных приводах чаще применяется восстановительный газ, получаемый в газогенераторе, работающем на избытке горючего ( $\alpha < 1$ ), так как произведение  $RT_0$  для такого газа больше, чем соответствующая величина для окислительного газа. Значение  $RT_0$  для различных топливных пар и нагретого водорода можно получить из зависимости, приведенной на рис. 2.11,б. При этом следует отметить, что в кислородно-керосиновых двигателях большее применение получила схема с окислительным газогенераторным приводом (для исключения сажеобразования). Температура перед неохлаждаемой турбиной ограничивается 1000...1200 К. В автономных турбинах КПД не превышает значений  $\eta_T = 0,6...0,7$  и удельная работа  $L_T = 400...800$  кДж/кг.

Большие отношения давления достигаются при увеличенных значениях начального давления  $p_0$ , так как противодавление  $p_2$  выбирается в зависимости от давления той среды, куда выбрасывается газ. В случае турбинного привода стендового ТНА 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  $p_{атм}$ :

$$p_2 \geq \delta_{кр} p_{атм}, \quad (2.26)$$

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  $\delta_{кр} = 0,528$ .

Возможно использование различных газов для привода турбины на стенде. При этом предпочтительнее использовать газообразный водород, так как его термодинамическая эффективность  $(RT)_{H_2}$  выше в четыре раза, чем у таких газов, как, например, азот и воздух [22, 31].

**2. Системы наддува.** Как и в ДУ, они могут быть непрерывного и дискретного действия. В качестве регулирующих органов используются газовые редукторы, дроссели при непрерыв-

ном действии и отсечные клапаны или электропневмоклапаны, открываемые по командам систем регулирования от сигнализаторов давления (СД) или датчиков давления.

Управляющее воздействие системы наддува передается на топливо через газовую подушку. Объем газовой подушки желательно иметь минимальным, чтобы полнее использовать объем бака для заправки топливом. Вместе с тем большой объем газовой подушки менее чувствителен к переходным процессам системы регулирования наддува и позволяет получать меньшие колебания давления топлива в баке и магистрали. Объем газовой подушки обычно выбирается равным 1-5 % полного объема топливного бака.

Системы наддува непрерывного и пульсирующего действия представлены на рис. 2.12.

В схеме наддува, в которой благодаря непрерывной работе регулирующих устройств (регуляторов) 10, достигается плавное изменение давления в топливных баках (рис. 2.12,а). После открытия вентиля и пневмоклапанов 7 из рампы баллонов высокого давления 9 газ поступает к регуляторы 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. 2.12,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.

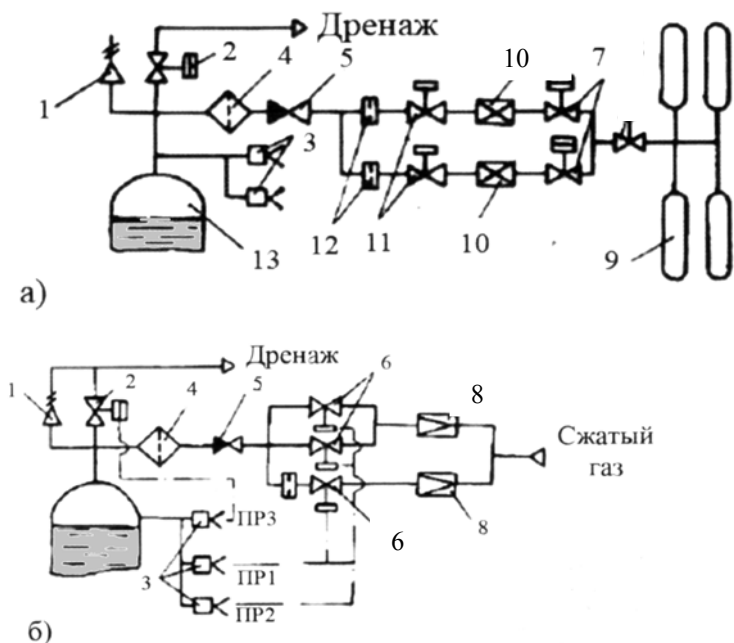


Рис. 2.12. Схемы систем наддува непрерывного (а) и пульсирующего действия (б):

- 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

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 газообразной фазе при температуре 20 К. Азот может конденсироваться в жидком кислороде. Конденсация и растворение газа в топливе создают ряд дополнительных трудностей. Так, при растворении в кислороде 10 % азота удельная тяга двигателя может уменьшиться на 2,5 % [13, 14].

Для уменьшения конденсации и растворения газа наддува в топливе важным является выбор и конструктивное исполнение газоваода (узла ввода газа), которое, как правило, выполняется с боковым подводом (исключение прямого вдува газа на зеркало жидкости).

В пневмогидравлических схемах стенда газ высокого давления используется также для продувок различных стендовых магистралей и полостей двигателя. При продувках осуществляются следующие операции:

- удаляются пары компонентов топлива из внутренних полостей стендовых магистралей и двигателя;
- предотвращается попадание атмосферного воздуха во внутренние полости стендовых магистралей и двигателя;
- обеспечивается постоянство запуска камеры сгорания и газогенератора двигателя;
- удаляются остатки продуктов сгорания и паров топлива из камеры при выключении двигателя для уменьшения времени догорания топлива.

В стендовых системах для наддува, в зависимости от применяемых топлив, используются воздух, азот, гелий или водород. Давление в газовой подушке может быть определено по формуле:

$$p_{\Pi} = p_{\text{вх}} + \Delta p_{\text{маг}} - \Delta p_H, \quad (2.27)$$

где  $\Delta p_H$  - пьезометрическое давление столба жидкости на входе в двигатель, определяемое разностью высот уровней топлива в баке и на входе в двигатель.

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  $V_{\Pi}$ , но и объема бака  $V'_o$ , освободившегося в результате выработки топлива:

$$V_{\text{ГАЗ}} = V_{\Pi} + V'_o = V_{\Pi} + \frac{\dot{m} \tau}{\rho} + \frac{\dot{m}_{\text{ЗАХ}} \tau_{\text{ЗАХ}}}{\rho}.$$

Из уравнения состояния можно определить объем баллонов со сжатым газом, необходимый для проведения испытания:

$$V_{\text{БАЛ}} = V_{\text{ГАЗ}} \frac{1}{K_{\text{и}}} \cdot \frac{P_{\text{П}}}{P_{\text{БАЛ}}} \cdot \frac{T_{\text{БАЛ}}}{T_{\text{П}}}, \quad (2.28)$$

где  $K_{\text{и}}$  - коэффициент использования газа;  $P_{\text{бал}}$ ,  $T_{\text{бал}}$ ,  $T_{\text{П}}$  - давление и температура газа в баллонах наддува и в подушке бака.

Минимальное конечное давление в баллонах определяется по формуле:

$$p_{\text{бал}\cdot\text{min}} = p_{\text{П}} + \Delta p_{\text{ред}} + \Delta p_{\text{маг.над}}, \quad (2.29)$$

где  $\Delta p_{\text{ред}}$  - перепад давления 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:

$$K_{\text{и}} = 1 - \frac{P_{\text{бал}\cdot\text{min}} - P_{\text{П}}}{P_{\text{бал}}}. \quad (2.30)$$

В лучшем случае  $K_{\text{и}}$  составляет 0,8 - 0,9. Из выражения (2.30) определим начальное давление в баллонах наддува:

$$p_{\text{бал}} = \frac{P_{\text{бал}\cdot\text{min}} - P_{\text{П}}}{1 - K_{\text{и}}}. \quad (2.31)$$

Зная объем баллонов (2.28), после выбора типа баллонов для газа наддува можно определить их количество, которое необходимо для компоновки отсеков и системы наддува [7, 31].

**3. Системы газоснабжения.** Включают газификационные (рис. 2.13) или компрессорные установки (рис. 2.14) для заправки газов, баллоны для хранения газов, устройства очистки, осушки и маслоотделения, а также устройства для отбора и анализа состава и состояния газов (например, содержание  $O_2$  в  $N_2$  не должно превышать 1 %, содержание  $O_2$  в  $H_2$  не более  $10^{-4}$  % по

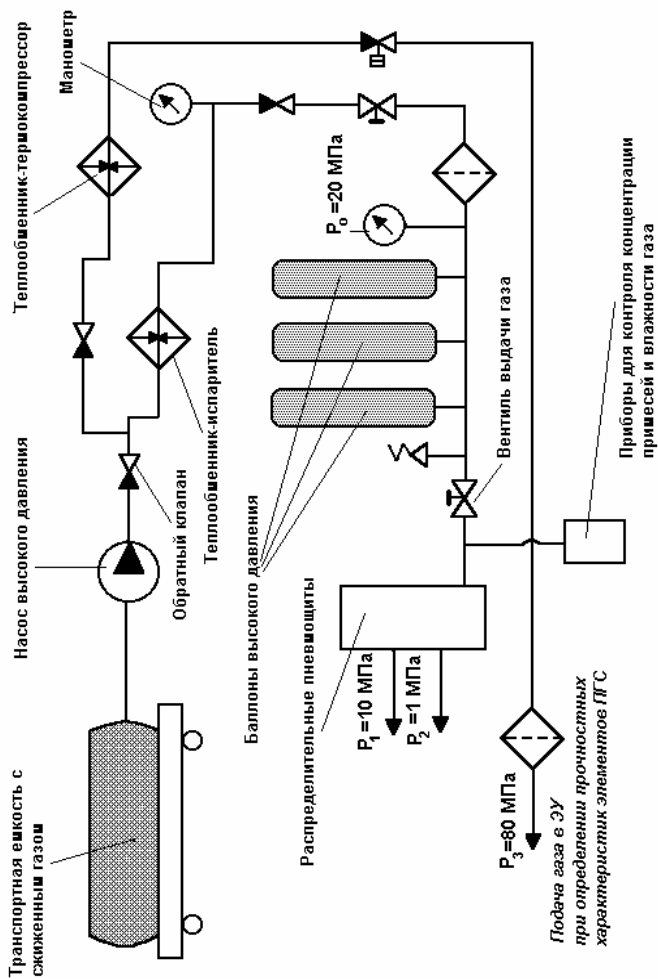


Рис. 2.13. Система газоснабжения с газификацией криогенного компонента

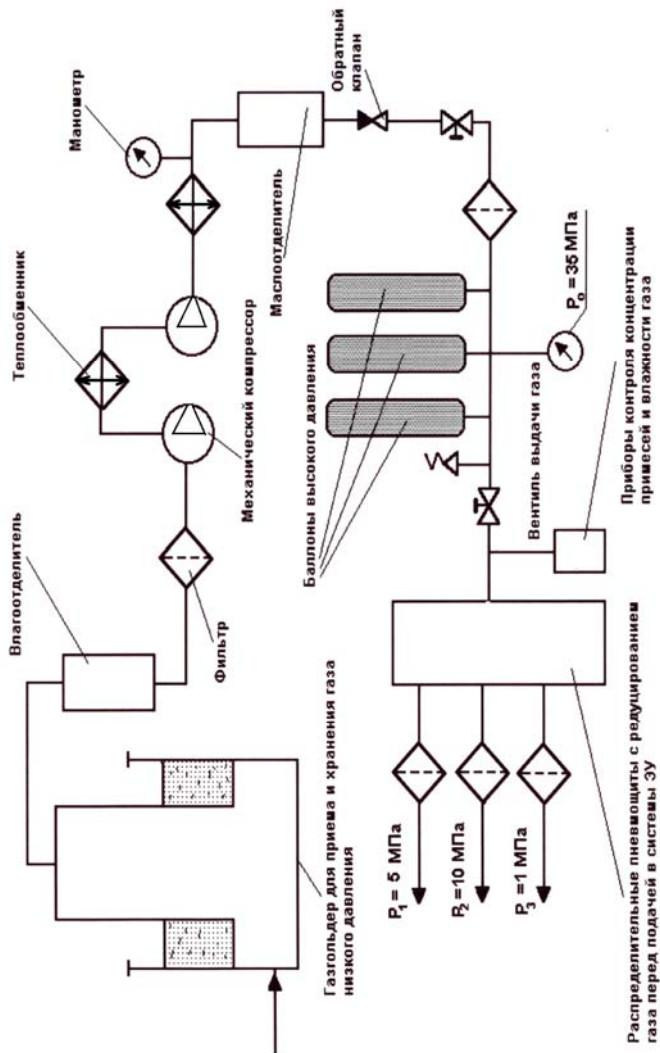


Рис. 2.14. Система газоснабжения с компрессорной установкой

объему; точка росы должна быть ниже - 55 °С и т. д.), распределительные щиты для выдачи газов потребителю с различными параметрами расхода и давления [31].

На испытательных комплексах большее распространение получила система газоснабжения с компрессорными установками, а на стартовых комплексах – с газификационными установками.

**4. Система отвода продуктов сгорания из двигателя** – газоотражательные устройства могут быть выполнены в открытом (см. рис. 2.5) и закрытом исполнении (рис. 2.17,в) в зависимости от продолжительности испытания, параметров и характеристик двигателя.

Газоотражательные устройства стендов могут быть охлаждаемыми и неохлаждаемыми.

Наибольшее распространение получили системы защиты газоотражателя с охлаждением выхлопной струи двигателя, представленные на рис. 2.15. 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. 2.15,а);

- насадки, введенные в струю, в которых  $p_{п.в} < p_0^*$  (см. рис. 2.15,б);

- воздушно-водяные эжекторы (см. рис. 2.15, в).

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

Устройства, представленные на рис. 2.15,а и 2.15,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



$p_{п.в} = 0,4...0,8$  МПа, что позволяет значительно упростить систему за счет использования серийных малонапорных насосов большой производительности (см. рис. 2.15,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 лотка).

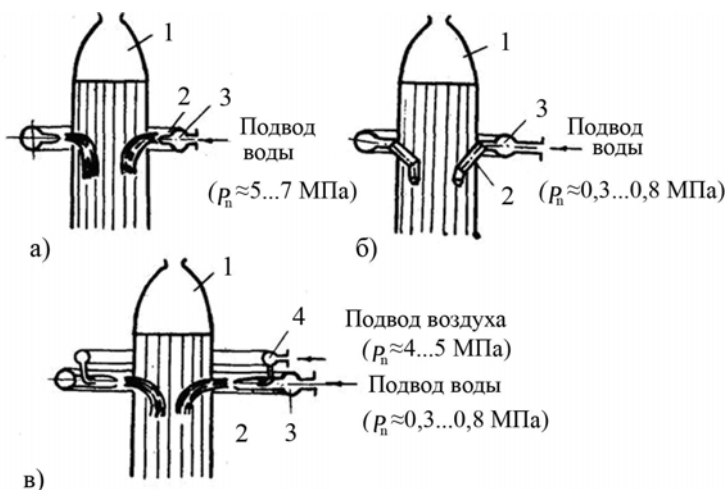


Рис. 2.15. Система охлаждения струи:

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

Предложенная К.П. Денисовым методика расчета необходимого количества воды для охлаждения струи основана на рассмотрении уравнения сохранения энтальпии в струе, подробно см. [8, 31].

### 5. Система охлаждения – замкнутая или разомкнутая.

При этом предпочтительнее замкнутые системы охлаждения, так как расходы охлаждающей воды очень большие ( $\dot{m}_e \approx 2,5 \cdot \dot{m}_T$ ) и достигают десятков тонн в секунду, что требует при больших временах испытания двигателя на стенде больших запасов воды, насосов большой производительности для подачи воды на охлаждение элементов стенда. Здесь массовый секундный расход то-

$$m_m = m_o + m_c.$$

Для работы систем охлаждения элементов стенда и пожаротушения применяются различные технологические системы. Вытеснительная система подачи воды может быть использована для охлаждения некоторых элементов стенда (например, рам, державок и других конструкций) при относительно небольших расходах охлаждающей воды и продолжительности испытания. В основном используется насосная система подачи, которая включает резервуары для хранения достаточных объемов воды, магистрали заправки, группу перекачивающих насосов с электроприводами, всасывающие и напорные магистрали питания, регулируемую, контрольную и запорную арматуру. Для экономии воды строят замкнутые системы водоснабжения, в которых нагретая в тракте элемента стенда (выхлопной диффузор, газоотводящее устройство) вода охлаждается в градирнях или брызгательных бассейнах. Для замкнутой системы водоснабжения требуется восстановление только испарившейся в процессе охлаждения воды. Брызгательные бассейны дешевле, но для них требуется большая площадь. Градирни могут быть размещены на меньшей площади, но строительство их связано со значительными капитальными затратами. Поэтому вопрос о выборе и строительстве того или другого охладительного устройства решается с учетом конкретных особенностей каждого испытательного комплекса.

Принципиальная схема подачи воды для охлаждения выхлопного диффузора и пожаротушения представлена на рис. 2.16.

В системах охлаждения газоотражательных устройств стенда и пожаротушения используется, как правило, разомкнутая система подачи воды. В указанных системах с учетом расположения резервуаров и насосных станций на значительном расстоянии от стенда, особенно при испытаниях двигателей больших тяг,

необходимо выполнять линии закольцовки, которые позволяют уменьшить время поступления воды, в процессе испытания. Работа системы осуществляется следующим образом. Резервуар 10 через магистраль заправки 12 с вентилем заполняется водой, при этом уровень контролируется указателем уровня 11. После заполнения полостей насосов водой включением электроприводов

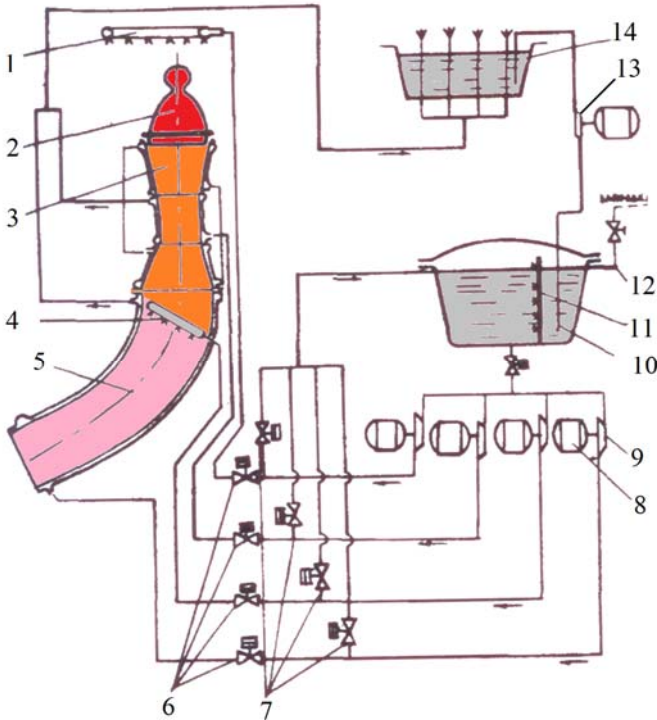


Рис. 2.16. Принципиальная схема подачи воды для пожаротушения и выхлопного диффузора с газоотводящим устройством:

1 – коллектор подачи воды для пожаротушения; 2 – испытуемый двигатель; 3 – выхлопной диффузор; 4 – коллектор подачи воды для охлаждения струи; 5 – газоотводящее устройство; 6, 7 – задвижки с электроприводом для подачи воды к потребителю и обеспечения циркуляции; 8 – электродвигатель; 9, 13 – насос; 10 – резервуар; 11 – указатель уровня; 12 – магистраль заправки; 14 – брызгательный бассейн

8 запускаются насосы 9 и система работает по линии циркуляции через открытые задвижки 7 (проводится слив воды во входной коллектор питания насосов). Затем по определенной команде с

пульта управления производится переключение насосов на питание потребителя путем открытия задвижек 6 и закрытия задвижек 7, в результате чего подается вода на охлаждение выхлопного диффузора 3, газоотводящего устройства 5, а также в коллектор охлаждения струи двигателя 4 и коллектор водяного пожаротушения 1. Вода из выходных коллекторов выхлопного диффузора и газоотводящего устройства по магистрали поступает для последующего охлаждения в брызгательный бассейн 14, откуда насосом 13 перекачивается в резервуар 10 для повторного использования.

**6. Система обеспечения безопасных условий.** 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, показанные на рис. 2.17. Это в основном дренажные выбросы из баков при заправке, сливе, а также выбросы газов из камер сгорания двигателей.

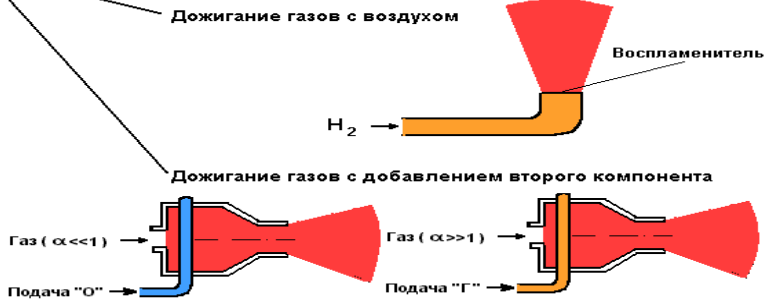
В указанных системах применяются абсорбционный метод (рис. 2.17,а), основанный на поглощении вредных выбросов (газов) химическими соединениями, и термический метод (рис. 2.17,б), основанный на дожигании газов с добавлением окислителя или горючего [8]. В качестве абсорбента применяют: для горючего – кислоты, воду и для окислителей – щелочные растворы. Для дренажных выбросов устройства простые и нашли широкое применение, а устройства для улавливания выбросов из камер в процессе запуска и работы очень громоздки, эффективность их мала и вопрос их применения решается в комплексе с учетом необходимости обеспечения глушения шума и светомаскировки. Для примера на рис. 2.17,в приведена 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.

а) *Абсорбционный метод* :



б) *Термический метод*



в)

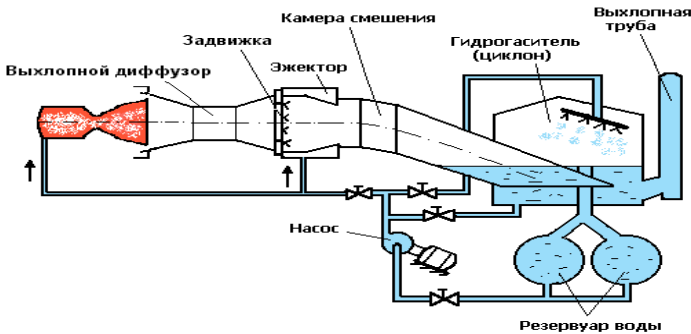


Рис. 2.17. Системы нейтрализации и дожигания выбросов КРТ:

а – абсорбционный; б – термический; в - система отвода продуктов сгорания

Расход воды на охлаждение системы и нейтрализацию выбросов в установке составляет 600 кг/с. Эффективность ней-

трализации 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, например, геометрические размеры гидрогасительной камеры составляют до 30 м в диаметре, выхлопной шахты (трубы) в диаметре до 20 м и по высоте более 100 м.

При этом следует отметить, что термохимические методы нейтрализации окиси углерода CO и окиси азота NO значительно проще и эффективнее, чем методы нейтрализации CO 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 и попутно обеспечивают дожигание других веществ: взрывоопасную примесь  $H_2$  и токсичные продукты неполного сгорания углеводородов (сажу и др.).

Как уже упоминалось выше, в ЖРД максимальный удельный импульс тяги достигается при процессах горения с недостатком окислителя, обычно в диапазоне коэффициента избытка окислителя  $\alpha_{об} = 0,75-0,85$ . Поэтому в двигателях, работающих на керосине и кислороде при  $\alpha_{об} < 1$ , образуется большое количество окиси углерода CO и свободного водорода  $H_2$ . Так, в выхлопных струях указанного ЖРД содержится до 32 % CO и до 8 %  $H_2$ . Применение специальных дожигателей за выхлопным диффузором стенда обеспечивает эффективное дожигание газов за счет подачи в них кислорода и воды.

Принципиальная схема газодинамического тракта с системой дожигания окиси углерода представлена на рис. 2.18 и включает бронекамеру, диффузор, дожигатель и выхлопную трубу. Бронекамера 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  $\sim 5000$  кг/с. В первой зоне дожигателя расход воды равен 800 кг/с и протекает интенсивная реакция дожигания окиси углерода за счет активных

радикалов  $\text{OH}$ , образующихся вместе с атомами  $\text{H}$  при диссоциации воды, и содержание  $\text{CO}$  в продуктах сгорания при этом уменьшается до значения  $m_{\text{CO}} = 7,5\%$ .

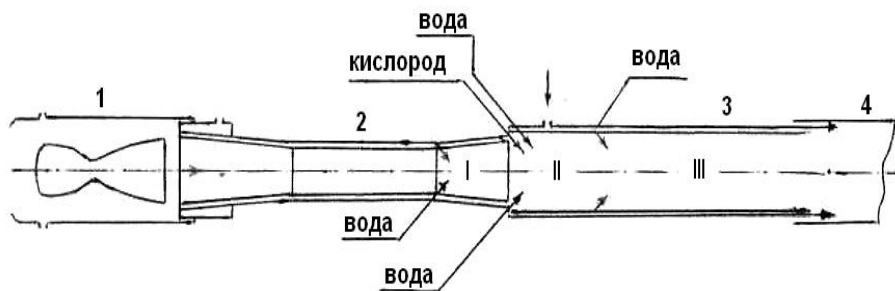


Рис. 2.18. Принципиальная схема газодинамического тракта с системой дожигания окиси углерода:

1 – бронекамера; 2 – диффузор; 3 – дожигатель;  
4 – выхлопная труба;

I – первая зона дожигания; II – вторая зона дожигания;

III – третья зона дожигания

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  $\alpha_{\text{дож}} \approx 1,1$  и сохранить температуру смеси  $T = 1800 \text{ K}$ , необходимую для предотвращения образования окислов азота при подсосывании воздуха в дожигатель. Во второй зоне дожигателя расход  $\text{CO}$  за счет реакции с водой и кислородом уменьшается до значения  $m_{\text{CO}} \approx 2\%$ , определяемого равновесными условиями при  $T = 1800 \text{ K}$ .

В третьей зоне примерно через 6 м подается около 500 кг воды, обеспечивающей охлаждение потока до  $T \approx 1200 \text{ K}$  и практически полное подавление  $\text{CO}$  и равновесное дожигание  $\text{H}_2$ . За дожигателем расположена выхлопная труба 4, в которую 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. Указанная схема дожигания реализована на испытательном комплексе ОАО “Энергомаш” (см. рис. 2.4).

В процессе испытания 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 % [9, 24, 31].

Таким образом, при оснащении испытательного стенда системами дожигания выбросов обеспечиваются безопасные условия испытаний: снижаются токсичность газовых выбросов, воздействие шума и светового излучения.

**Устройства для глушения шума.** Шум - это слышимый звук, характеризуемый звуковым давлением. Величина звукового давления в звуковой волне, или интенсивность звука, выражается в децибелах (дБ). Источниками шума при испытаниях ДУ и ЛА являются: выходное устройство, камера сгорания, турбина, реактивная струя выхлопных газов.

По санитарным нормам уровень шума при испытаниях ДУ не должен превышать:

- в помещениях испытательного комплекса и в административных зданиях 80...130 дБ;
- в населенных пунктах 80...100 дБ.

Шумоглушение на испытательных комплексах обеспечивается следующим образом:

- испытательный комплекс располагается в зоне лесных массивов на определенном (безопасном) расстоянии от населенных пунктов;
- используются звукоизоляционные и звукопоглощающие материалы при сооружении зданий и бункера управления;
- применяются системы и устройства шумоглушения.

Исследованиями установлено, что деление струи выхлопных газов в эжекторе испытательного стенда позволяет заметно снизить уровень шума. Так, деление струи на 6-8 секторов снижает уровень шума примерно на 8 дБ при скорости истечения из реактивного сопла около 550 м/с. Сам эжектор стенда также снижает интенсивность шума. Например, при длине эжектора 5 метров выхлопного сопла двигателя можно достичь снижения



уровня шума на 5...6 дБ. Для снижения уровня шума на стендах применяются различные виды шумоглушителей, такие, как камерные, пластинчатые, глушители активного типа, экранные, реактивные и др.

В стендовых системах шумоглушения при испытании ДУ возможно применение указанных элементов, но для этого необходимо обеспечить торможение потока и его охлаждение.

Применение охлаждающих устройств выхлопной струи ДУ обеспечивает уменьшение интенсивности шума на 15...40 дБ, но это оказывается недостаточным при испытании двигателей больших тяг. В этом случае применяют выхлопные системы в виде диффузоров, эжекторных установок и поворотных устройств струи. Все эти устройства являются громоздкими сооружениями, имеют большую протяженность выхлопного тракта, требуют больших расходов газа и воды для эжектирования струи (восстановления давления) и охлаждения конструкции.

На рис. 2.19 показано устройство шумоглушения с закрытым выхлопом – истечением струи ЖРД в газоотводной канал, включающий диффузор для восстановления давления и водяные рассекатели выхлопной струи. В газоотводной канал подавалась вода в процессе испытания в течение 120 с при расходе до 2 м<sup>3</sup>/с. Указанное устройство применялось при испытаниях кислородно-водородного двигателя РД0120 блока “Ц” РН “Энергия” на испытательном стенде НИЦ РКП и обеспечивало уменьшение интенсивности шума на испытательном комплексе до допустимых по санитарным нормам значений 90-120 Дб [9].



Рис. 2.19. Испытание ЖРД РД0120 на стенде с устройством глушения шума в газоотводной трубе с рассекателями струи

**7. Системы управления (СУ), регулирования процессом испытания и диагностики параметров стенда и испытываемого изделия (двигателя, ДУ).** В системах управления в последнее время используются ЭВМ для автоматизированного управления технологическими процессами (АСУ ТП). Системы диагностики и аварийной защиты (САЗ) испытаний обеспечивают контроль параметров двигателя и ДУ (например, давления, температуры, расходов и сплошности потока на входе в насосы, оборотов ротора ТНА для исключения кавитационного срыва насосов, давления и температуры в теплонапряженных узлах камеры, газогенератора и турбины, пульсации давления, вибраций и др.), формирование и выдачу команд на аварийное выключение двигателя или перевода двигателя на “щадящий” режим испытания при отклонениях параметров (группы параметров) от заданных величин.

Для автоматизации работы испытательных стендов необходимо решить следующие основные задачи:

- задание информации для получения стимулирующих воздействий различной физической природы (механических, тепловых, гидравлических, газовых, электрических и т. д.), постоянных или изменяющихся по требуемым законам;

- задание информации для получения номинальных (эталонных) значений контролируемых параметров - постоянных или изменяющихся во времени по определенным законам;

- задание командных сигналов, измерение и преобразование информации;

- коммутацию контролируемых параметров;

- оценку результатов контроля;

- отыскание неисправных элементов в случае обнаружения дефектов;

- прогнозирование технического состояния объекта испытания;

- индикацию и регистрацию результатов контроля с помощью средств отображения информации.

Задание управляющей информации осуществляется с помощью специальных устройств двух групп:

- устройств для задания управляющей информации, определяющей закон изменения физических величин;

- устройств для задания управляющей информации, состоящей из последовательности командных сигналов (необходимых для управления различными устройствами стенда и объекта испытания в требуемые моменты времени) и обеспечивающей координацию всей системы испытания согласно заранее составленной программе.

К первой группе устройств, обеспечивающих контурное управление, относятся:

- специальные устройства и механизмы, служащие для передачи объекту испытания как управляющей информации, так и энергии;

- системы программного управления с жесткими физическими носителями информации;

- системы гибкого программного управления, в которых программа не изменяется в процессе испытания;

- системы автоматического управления, основанные на применении ЭВМ, в которых программа управления может

изменяться в зависимости от результатов контроля параметров в процессе испытания.

Ко второй группе устройств относятся электронные распределительные устройства и командоаппараты, обеспечивающие цикловое программное управление испытательными стендами.

Автоматизация испытательных стендов включает автоматизацию операций по подготовке и проведению испытаний и рассматривается в специальной литературе.

Регулирование параметров в процессе испытаний рассмотрим на примере автономных испытаний камеры сгорания на стенде с вытеснительной системой подачи компонентов топлива. Регулирование тяги или эквивалентной величины давления в камере  $p_k$  обеспечивается изменением массовых расходов компонентов топлива при  $F_{кр} = \text{const}$ :

$$p_k = \frac{\dot{m}\beta}{F_{кр}}, \quad (2.32)$$

где  $\beta$  - удельный импульс давления в камере сгорания.

При известных гидравлических сопротивлениях трактов питания путем регулирования давления на входе в магистрали окислителя и горючего камеры можно обеспечить соответствующие изменения расхода компонентов топлива и режима работы камеры по  $p_k$  и  $k_m$ .

Давление компонентов топлива на входе в камеру можно изменять следующими способами:

- регулированием давления в топливных баках при вытеснительной системе подачи или на выходе из насосов при насосной системе подачи при постоянных гидравлических сопротивлениях трактов подачи;

- введением регулируемых гидравлических сопротивлений в топливных магистралях подачи в виде регуляторов расхода при постоянных давлениях в топливных баках или на выходе из питающего насоса.

В общем случае система автоматического контроля и управления с ЭВМ является замкнутой (рис. 2.20). На вход ЭВМ от соответствующих датчиков (Д) поступает измерительная информация о параметрах  $X_i$ , которую машина обрабатывает в

соответствии с принятым законом управления, определяет параметры управляющих воздействий  $U_j$ , которые необходимо приложить к исполнительным механизмам (ИМ) для изменения корректируемых параметров  $X_i$ . С целью уменьшения объема оборудования применяют коммутаторы (К) измерительных и выходных цепей системы. Для совмещения непрерывно протекающих процессов в объекте испытания (давления, температуры, расходов и др.) и дискретных (цифровых) процессов в вычислительной машине на входе в систему вводят аналого-дискретные преобразователи (АДП) и дискретно-аналоговые преобразователи (ДАП) - на выходе. Синхронизация работы ЭВМ с объектом достигается тактированием ее работы с использованием службы времени (СВ) и обеспечением соответствующих реакций через схему прерывания (СП) по сигналам от датчиков прерывания (ДП), установленных на объекте испытания.

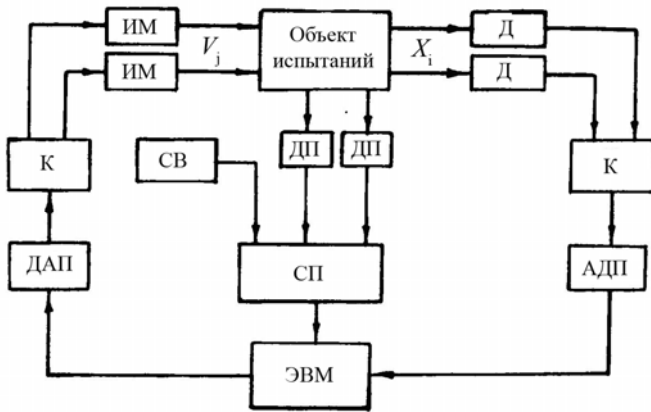


Рис. 2.20. Структурная схема автоматического контроля и регулирования с ЭВМ объекта испытания

На рис. 2.21 для примера представлены структурные схемы регулирования параметров  $p_k$  и  $k_m$  при автономных испытаниях камеры сгорания на стенде с вытеснительной системой подачи компонентов топлива. Регулирование  $p_k$  обеспечивается изменением расхода горючего газовым редуктором 7 по сигналам датчика давления 2 системы обратной

связи (рис. 2.21,а) или изменением настройки регулятора 15 (рис. 2.21,б).

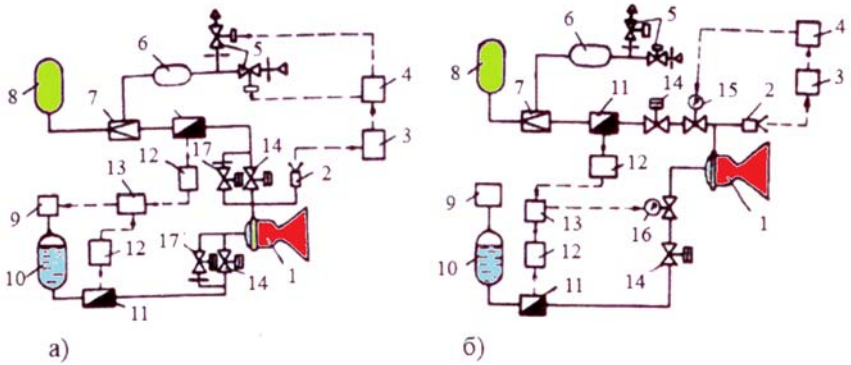


Рис. 2.21. Схемы регулирования  $p_k$  и  $k_m$  при испытаниях камеры на стенде с вытеснительной системой подачи:  
 а - изменением давления в баке окислителя и за редуктором подачи горючего; б - изменением гидравлического сопротивления магистралей питания регуляторами расхода «О» и «Г»;  
 1 - камера сгорания; 2 - датчик давления системы регулирования; 3, 12 - усилитель-преобразователь измерительных сигналов; 4, 13 - блоки управления; 5 - электропневмоклапан; 6 - ресивер; 7 - газовый редуктор; 8 - баллоны с газообразным горючим; 9 - система наддува; 10 - баллон с окислителем; 11 - датчик расхода; 14, 17 - пусковые клапаны подачи окислителя и горючего; 15, 16 - регуляторы расхода «Г» и «О»;  
 ————— магистрали пневмогидросистем;  
 - - - - - линии подачи электрических сигналов систем регулирования

Регулирование коэффициента соотношения компонентов топлива  $k_m$  обеспечивается блоком регулирования 13 по сигналам датчиков расхода 11 окислителя и горючего воздействием на наддув баллонов 10 (рис. 2.21,а) или на регулятор расхода окислителя 16 (рис. 2.21,б) [8, 31].

Наряду с прямым цифровым управлением объектом, когда ЭВМ через исполнительные механизмы воздействует на его параметры, применяют системы управления, в которых объект испытания управляется автономными регуляторами, а ЭВМ, обрабатывая измерительную информацию, рассчитывает и устанавливает оптимальные режимы настройки этих регуляторов.

При этом если нет связи ЭВМ с регулирующими органами, то система работает в разомкнутом цикле и ЭВМ выполняет функции советчика оператора.

Эффективность функционирования систем диагностики и САЗ по предотвращению аварийных ситуаций определяется быстродействием аппаратуры систем и средств контроля, совершенством алгоритмов и программного обеспечения.

**8. Стендовая информационно-измерительная система (ИИС)** 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.

Из информационно-измерительных систем испытательного стенда рассмотрим подсистемы измерения основных параметров двигателя, которые используются для оценки режимов функционирования двигателя (запуск, маршевый режим и останов) и определения характеристик ДУ – удельного импульса тяги  $J$  двигателя и удельного комплекса давления в камере сгорания  $\beta_{кс}$ .

Большинство задач, решаемых при испытаниях ЖРД и ДУ, требуют измерения до 700 и 1200 параметров соответственно: давлений, температур, тяги (усилия), расходов компонентов топлива, пульсаций давления и вибраций в узлах и магистралях двигательной установки. Это, 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.

Большое распространение в практике испытаний ЖРД нашли потенциометрические преобразователи давления типа ДТ,

МД, МДД, ДТМ и другие, которые наиболее просты по своей электрической схеме, не требуют последующего усиления сигнала или его преобразования [13]. Выходной сигнал потенциометрического датчика, изменяющийся в соответствии с изменением относительного сопротивления  $dR/R$  при перемещении ползунка реостата представляет собой изменение напряжения постоянного тока от  $U_{\min} = 0$  до  $U_{\max} = 6 \dots 15$  В в зависимости от подведенного к реостату напряжения питания  $U_{\text{пит}}$ . Диапазоны измерения охватывают давления от долей Паскаля (преобразователь типа МДД) до десятков МПа (преобразователи типа МД, ДТ). Потенциометрические преобразователи обеспечивают сравнительно высокую точность измерения установившихся процессов с погрешностью  $\pm 0,8\% p_{\text{ном}}$  (преобразователи типа ДТМ и ДТ);  $\pm 1,5 \dots 3\% p_{\text{ном}}$  (преобразователи типа МДД и МД).

Для оценки удельного импульса тяги двигателя и удельного комплекса  $\beta_{\text{кс}}$  давление в камере сгорания двигателя определяется вибрационно-частотным преобразователем давления типа ДДВ, обладающим высокой чувствительностью к изменениям внешних факторов (температуры, вибрационного нагружения и т.п.), поэтому их установка на стендах должна выполняться по таким же схемам, как и для манометров. Учитывая высокую статическую точность вибрационно-частотных преобразователей ( $\pm 0,25\% p_{\text{ном}}$ ) и возможность включения их в систему автоматической обработки результатов испытаний, им часто отдают предпочтение перед механическими системами.

Наличие протяженной трубопроводной системы подвода давления к вибрационно-частотным преобразователям, включающей в себя разделительные устройства и демпферы, затрудняет использование получаемой информации для анализа переходных процессов в двигателе.

Для получения информации о переходных процессах в двигателе используются индуктивные преобразователи давления (типов ДД-10, ДДИ-20 и ДДИ-21) и тензометрические преобразователи давления, основанные на преобразовании механической деформации растяжения или сжатия упругих элементов в изменение омического сопротивления проволочных тензометров, ус-



тановленных на них. Погрешность измерения давления составляет  $\pm 0,8\%$ , пульсаций  $\pm 10\%$ . Температурный диапазон преобразователя от  $+50$  до  $-196^{\circ}\text{C}$ , максимальная частота пульсаций  $10$  кГц. Пределы измерения давления определяются геометрической формой и размерами стакана и мембраны и составляют до  $10 - 50$  МПа.

При проведении испытаний ЖРД возникает необходимость измерения температур компонентов в баках, магистралях стенда и двигателя, в газогенераторах и газовадах, в узле турбины ТНА, на поверхности элементов конструкции двигателя, окружающей среды. Эти измерения необходимы для оценки энергетического состояния двигателя, учета действия внешних факторов при определении точности его настройки на заданный режим, оценки надежности элементов конструкции.

При отработке нового двигателя иногда приходится измерять температуры газов в камере сгорания и в истекающей из сопла струе, для чего могут применяться оптические пирометры.

В практике испытаний ЖРД повсеместное применение находят термопары и термометры сопротивления. Принцип работы термопары основан на возникновении в цепи, составленной из двух разнородных проводников  $A$  и  $B$  электрического тока, если места соединения этих проводников имеют разную температуру. Если один спай термопары, так называемый рабочий (горячий спай), поместить в измеряемую среду, а другой, называемый свободным (холодный спай), поместить в среду с температурой тающего льда ( $0^{\circ}\text{C}$ ), то можно, в принципе, определить абсолютную температуру среды, в которой находится рабочий спай.

Наиболее часто используемые термопары имеют следующую область применения:

- вольфрам-молибден.....до  $2600^{\circ}\text{C}$ ;
- иридий-иридиевый.....до  $2000^{\circ}\text{C}$ ;
- платина-платинородий..... $0 \dots 1600^{\circ}\text{C}$ ;
- хромель-алюмель..... $200 \dots 1300^{\circ}\text{C}$ ;
- медь-константан..... $200 \dots 350^{\circ}\text{C}$ .

Тяга, развиваемая ЖРД на установившемся режиме работы, является важнейшим параметром двигателя, определяющим его основные характеристики. В связи с этим к точности ее измерения предъявляются высокие требования – допустимая предельная погрешность в большинстве случаев не должна превышать

0,3 - 0,5% от номинального значения. Реализация этих требований обеспечивается:

- применением измерительных систем высокого класса точности;

- установкой их на стендах в местах, защищенных от действия вибраций, переменных температур и других дестабилизирующих факторов;

- тарировкой измерительной системы непосредственно до и после проведения огневого испытания;

- периодической проверкой (аттестацией) измерительной системы с использованием эталонных устройств на подтверждение класса точности.

Однако необходимость достоверного знания тяги не ограничивается только определением ее значений на установившихся режимах. Измерение тяги на переходных режимах затруднено. Это объясняется, главным образом, участием в процессе динамической передачи усилия на измеритель силовой схемы крепления двигателя, параметры которой, прежде всего жесткость, не обладают высокой стабильностью. Сама силовая схема характеризуется высокой динамической добротностью, что приводит к проявлению на фоне полезного сигнала значительных по амплитуде свободных колебаний системы с периодом, близким к характерным временам исследуемых динамических процессов.

Эти обстоятельства приводят к необходимости применения для определения тяги в переходных процессах специальных измерительных устройств, включающих звенья с высокой собственной частотой. В этой связи в большинстве случаев целесообразно определение тяги косвенными методами по результатам измерения, например, давления в камере сгорания.

Устройства для измерения медленноменяющихся усилий можно разделить на три группы: механические, гидравлические и электрические.

На рис. 2.22 приведена принципиальная схема наиболее распространенного вибрационно-частотного силоизмерителя. Действие датчика основано на преобразовании усилия, приложенного к упругому кольцу 1, в изменение частоты поперечных колебаний перемычки 2. Упругое кольцо и перемычка выполнены за одно целое. Для возбуждения и съема колебаний служит система, состоящая из двух электромагнитов 6 и 7, включенных

на вход и выход усилителя. Стержень 3 служит для температурной компенсации и имеет аналогичную систему возбуждения и съема сигнала (электромагниты 5 и 4). Схема измерений предусматривает получение выходной величины, пропорциональной отношению частот. Вибрационно-частотные преобразователи усилия обладают высокой статической точностью, погрешность измерений не превышает  $\pm 0,2\%$ .

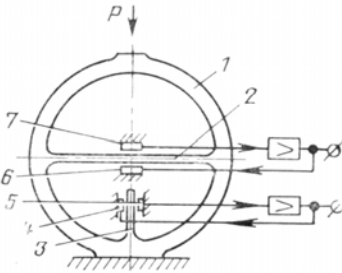


Рис. 2.22. Принципиальная схема вибрационно-частотного силоизмерителя:

- 1 – упругое кольцо; 2 – перемычка;
- 3 – стержень; 4, 5, 6 и
- 7 – электромагниты

Статические значения тяги, развиваемые ЖРД, и значения массовых расходов компонентов топлива на установившихся режимах используются для расчета основных характеристик двигателя. Важное значение также имеет определение характера изменения расходов компонентов в магистралях ДУ на переходных режимах работы ЖРД.

Для измерения статических значений расходов компонентов применяют дроссельные расходомеры, принцип действия которых основан на измерении перепада давления на сужающемся устройстве (калиброванная диафрагма или сопло), установленном в расходной магистрали двигателя или стенда (рис. 2.23).

Объемный или массовый расходы определяются при этом из соотношений:

$$\dot{V} = \mu F \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_1 - p_2)} ;$$

$$\dot{m} = \mu F \sqrt{2\rho (p_1 - p_2)} , \quad (2.33)$$

где  $F$  – площадь сечения дроссельного устройства;  $\mu$  – коэффициент расхода.

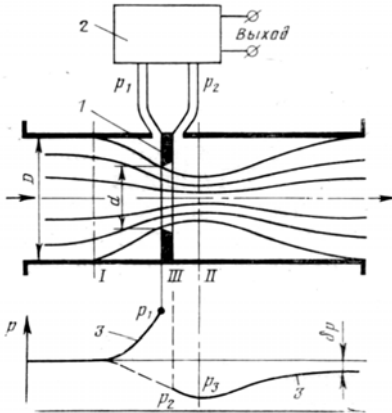


Рис. 2.23. Схема дроссельного расходомера:

- 1 – сужающее устройство (диафрагма); 2 – датчик перепада давления;
- 3 – кривая изменения давления  
(---- - вдоль стенки канала;  
———— - вдоль оси канала)

Плотность компонента  $\rho$  определяется методом косвенных измерений, для большинства криогенных жидкостей  $\rho = \rho(p, T)$ , коэффициент расхода  $\mu$ , как правило, определяется экспериментальным путем при лабораторных проливках дроссельных устройств. В качестве дроссельных устройств могут применяться диафрагмы различной конструкции, сопла Вентури и т. д. Для обеспечения высоких метрологических характеристик метода рекомендуется руководствоваться комплексом методических приемов, изложенных в “Правилах 28-64 измерения расхода жидкости, газов и паров стандартными диафрагмами и соплами” [13]. К недостатком описанного метода измерения следует отнести сравнительно невысокую точность статических измерений расхода (погрешность 1-3 %), нелинейность градуировочной характеристики, а также необходимость установки в магистраль двигателя дополнительного гидравлического сопротивления.

Наиболее распространен метод измерения расходов турбинными преобразователями расхода, принцип работы которых

основан на зависимости частоты импульсов, возникающих в индукционной схеме приемника от скорости вращения крыльчатки (рис. 2.24).

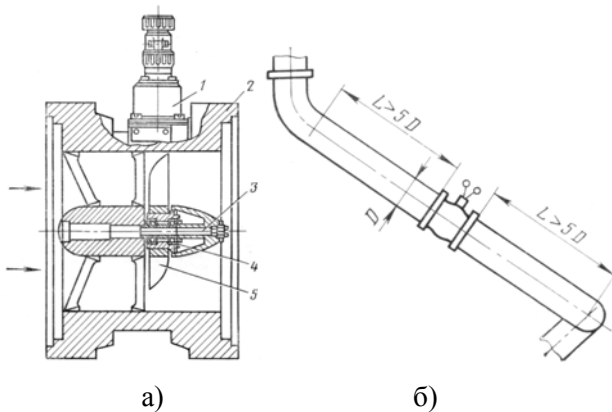


Рис. 2.24. Схема турбинного расходомера (а) и схема установки расходомера в топливной магистрали двигателя (б):

1 – магнитоиндукционный узел; 2 – корпус; 3 – ось крыльчатки; 4 – подшипник; 5 - крыльчатка

Частота вращения связана с объемным расходом линейной зависимостью  $V = cvF$ , где  $c$  – коэффициент, зависящий от конструкции крыльчатки (числа лопастей, силы трения в опорах и т. д.),  $v$  – скорость движения жидкости и  $F$  – площадь поперечного сечения преобразователя в месте установки крыльчатки. Погрешность измерения расхода такими преобразователями в зоне устойчивой работы не превышает  $\pm 0,25 \dots 1,0 \%$ .

Для повышения метрологических свойств турбинных преобразователей принимаются меры по обеспечению стабильности, выражающиеся, например, в установке преобразователей в прямолинейных участках расходного трубопровода; периодической аттестации преобразователей при контрольных проливках для коррекции коэффициента  $c$  в вышеприведенной зависимости. В качестве образцовых расходомеров при периодической аттестации турбинных расходомеров применяют высокоточные карилолисовые расходомеры (класса точности до  $0,1 \%$ ), в итоге из-

мерение расходов с применением турбинных расходомеров обеспечивает погрешность измерения расходов криогенных жидкостей (кислорода и водорода) в пределах  $\pm 0,2 - 0,3 \%$ .

Для определения предельной погрешности измерительной цепи при оценке косвенного измерения удельного импульса тяги  $J$  и удельного комплекса давления  $\beta_{kc}$  с учетом погрешности градуировки можно использовать формулу:

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

где  $\Delta_i$  - предельные погрешности отдельных звеньев цепи измерения (тяги, давления в камере сгорания и расходов компонентов топлива);  $\Delta_c$  - погрешность градуировки [13].

Погрешность оценки основных параметров двигателя: удельного импульса тяги  $J$  и удельного комплекса давления  $\beta_{kc}$  с применением указанных средств и методов измерений составляет 0,5-0,6 %.

**9. Система электроснабжения ИИС, СУ и вспомогательных систем** (грузоподъемных устройств, оборудования и др.) **и системы приточной и вытяжной вентиляции.** Системы энергоснабжения ИК должны иметь два независимых ввода напряжения с автономными буферными источниками электропитания (дизельными станциями и аккумуляторными батареями).

### 2.3.2. Системы имитации условий эксплуатации

**1. Системы имитации высотных условий.** Их 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 150...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.

К *первой группе* относятся системы, представленные на рис. 2.25 и 2.26. На рис. 2.25 показана система имитации высотных условий на стенде при испытаниях ЖРД с использованием барокамеры, выхлопного диффузора (газодинамической трубы) и эжекторного устройства, которые могут применяться как по отдельности, так и совместно.

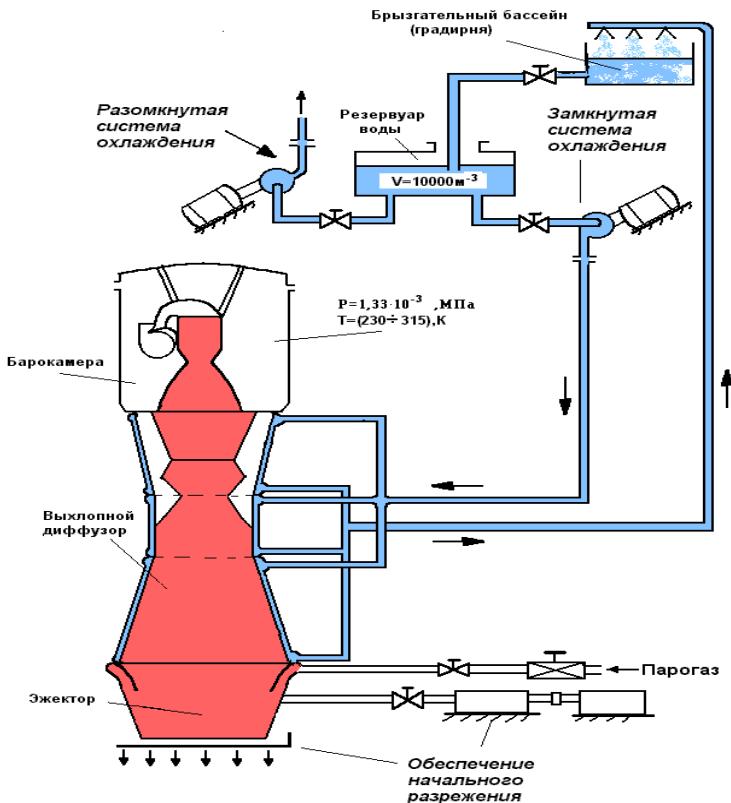


Рис. 2.25. Основные системы испытательного стенда для имитации высотных условий и охлаждения газоотражателя

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 [8].

В частности, на одном из стендов США при испытании второй ступени ракеты “Сатурн-5”, в состав двигательной установки которой входило пять двигателей J-2 с суммарной тягой 5115 кН, использовалась система имитации давления, соответствующего высоте 18 км. Установка состояла из сверхзвукового диффузора длиной 22,8 м и диаметром выходного сечения – 4,2 м и встроенного кольцевого парогазового эжектора. Эжектор включался только перед запуском и остановом двигателя. Расход пара-газа через эжекторное устройство составлял 407 кг/с.

На стенде фирмы “Мицубиси” (Япония) при испытании двигателя Le-5A с тягой 122 кН для создания высотных условий на срезе сопла использовалась система откачки с барокамерой, выхлопным диффузором и двухступенчатой эжекторной установкой. Схема системы показана на рис. 2.26.

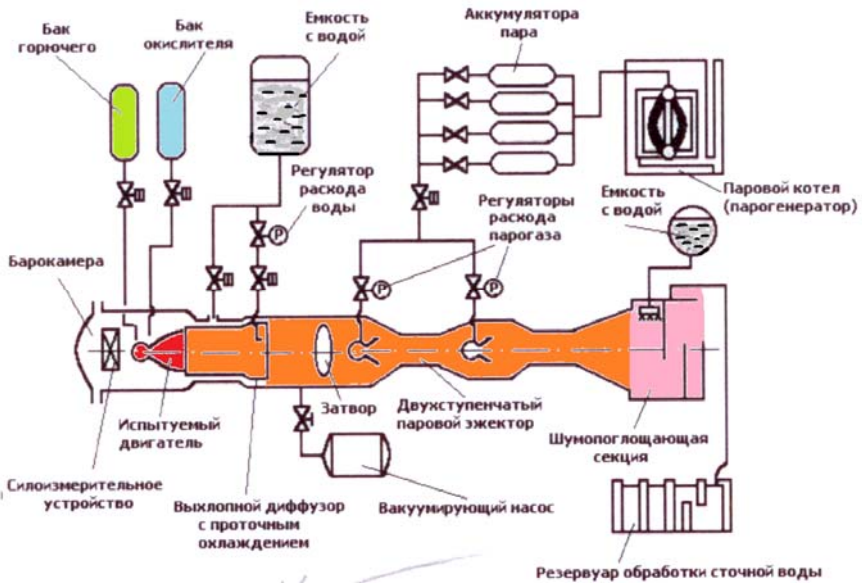


Рис. 2.26. Схема высотного стенда для испытаний ДУ с двухступенчатой эжекторной системой откачки газов

Ко *второй группе* систем имитации высотных (космических) условий (разрежение меньше  $10^{-2}$  Па) можно отнести систему конденсационного типа, в которой могут применяться откачные и теплообменные устройства с уровнем охлаждения до



температуры 77 К (для вымораживания водяного пара и двуокиси углерода) и 20 К (для вымораживания газов - азота и кислорода) с применением воды, жидких азота и водорода. На рис. 2.27 показана комбинированная схема системы для имитации высотных условий, применяемая в испытательном центре им. Арнольда (США). В данной схеме используется комбинация систем: барокамера с откачивающими устройствами и теплообменные устройства с криогенной откачкой газов.

В системах имитации высотных условий, показанных на рис. 2.25 и 2.26, применяются громоздкие и энергоемкие оборудования, например, выхлопной тракт стенда для испытаний двигателя Le-5A имеет длину более 100 м и баллонные батареи с регулирующей арматурой для обеспечения расхода парагаза 270 кг/с, подаваемого в эжекторные установки в течение 600 с.

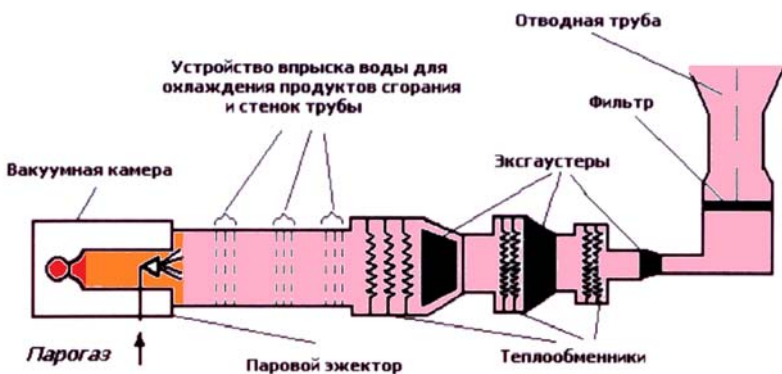


Рис. 2.27. Схема системы имитации высотных условий с конденсационными устройствами в центре им. Арнольда

В отечественной практике большее распространение получило применение выхлопного диффузора для имитации высотных условий при испытаниях на стенде для испытаний двигателей 11Д49 (РН “Космос-3”), 11Д56 и 11Д57 (РН “Н1Л3”), КВД1 (разгонного блока РН “GSLV”) и двигателя 11Д58М (разгонного блока “DM-SL” РН “Зенит-3SL”). Отличительной особенностью этого устройства, как будет показано ниже, является имитация вы-

сотных условий только на маршевом режиме после запуска диффузора.

Основным элементом имитирующих систем является выхлопной диффузор. Выхлопной диффузор представляет собой обратное сопло Лавала, в котором происходит восстановление давления посредством системы последовательных ударных волн и постепенного, но не обязательно плавного замедления скорости потока до звуковой. Изменение параметров потока в тракте диффузора показано на рис. 2.28, где цифрами обозначены характерные сечения [8, 17, 28].

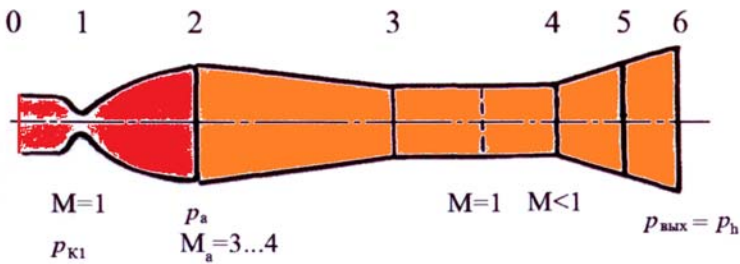


Рис. 2.28. Изменение параметров газа в выхлопном диффузоре

Простейшим выхлопным диффузором может быть прямая цилиндрическая труба, присоединенная либо к выходному сечению сопла двигателя, либо к камере. Зависимость геометрических характеристик диффузора типа цилиндрической трубы от параметров испытываемого двигателя, полученная экспериментально, представлена на рис. 2.29.

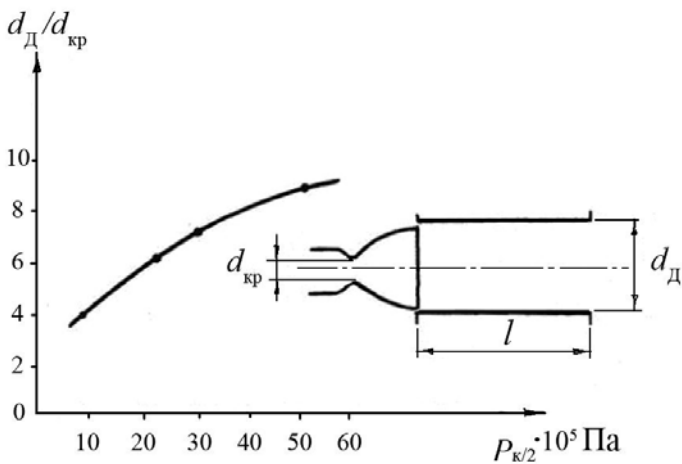


Рис. 2.29. Зависимость геометрических характеристик диффузора

В зависимости от диаметра критического сечения камеры  $d_{кр}$  выбирается диаметр диффузора  $d_D$ , а длина диффузора  $l$  на основании опыта выбирается из условия  $\frac{l}{d_D} = 6 \dots 10$ .

Несколько более эффективным является диффузор с переменной площадью поперечного сечения (рис. 2.30). Диффузор состоит из сужающегося входного участка 1, цилиндрической горловины 2 и расширяющегося выходного участка 3 (индекс “Г” соответствует параметрам горловины).

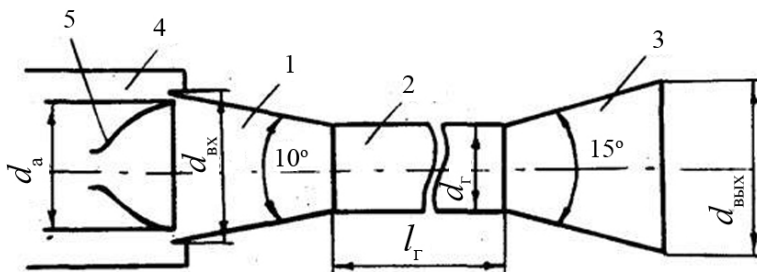


Рис. 2.30. Схема выхлопного диффузора с переменной площадью поперечного сечения:

1 - сужающийся входной участок; 2 - цилиндрическая горловина; 3 - расширяющийся выходной участок;

4 - барокамера; 5 - сопло двигателя

Для обеспечения измерения тяги двигателя с приемлемой точностью обычно сопло двигателя в сужающейся части входного участка диффузора устанавливается с небольшим кольцевым зазором (20-30 мм), через которое обеспечивается подсос воздуха в полость диффузора,  $d_{\text{вх}} = d_a + (40-60 \text{ мм})$ , см. рис. 2.30.

Диффузоры со второй горловиной (первой горловиной является критическое сечение сопла двигателя) могут иметь более низкое, чем у цилиндрических труб, рабочее полное давление на входе в диффузор, значение которого можно приблизительно определить, предположив, что прямой скачок уплотнения расположен в критическом сечении (горле) диффузора. При этом полное давление перед скачком вычисляется по статическому давлению за ним, принимаемому равным атмосферному. Исходя из этого условия, определяется максимальная геометрическая степень сужения диффузора  $\frac{F_a}{F}$ . Анализ конструкции диффузора со

второй горловиной показал, что его характеристики в значительной степени зависят от конструкции входной части и улучшаются, если  $\frac{l}{d_2} > 8$ , (см. рис. 2.30).

Полное давление на входе в диффузор, необходимое для его запуска ( $p_{кз}$ ), можно определить исходя из того, что при запуске прямой скачок уплотнения должен находиться в выходном сечении сопла.

Расчетная схема диффузора представлена на рис. 2.28.

В процессе запуска происходит непрерывное изменение расхода газа через камеру сгорания, и скорость газа в различных сечениях камеры и диффузора можно определить из уравнения расхода с использованием газодинамических функций

$$\dot{m}_2 = m_6 \frac{p_6^* q(\lambda_6) F_6}{\sqrt{T_6^*}} = m_i \frac{p_i^* q(\lambda_i) F_i}{\sqrt{T_i^*}}, \quad (2.34)$$

где  $p_i^*, T_i^*$  - давление и температура заторможенного потока в  $i$ -м сечении;  $F_i$  - площадь  $i$ -го поперечного сечения диффузора;

$\lambda = \frac{v}{a_{кр}}$  - приведенная скорость;  $v$  - скорость газа;  $a_{кр}$  -

скорость газа в критическом сечении сверхзвукового сопла;  $q = (\lambda)$  - газодинамическая функция, характеризующая безраз-

мерную плотность тока;  $\dot{m}_Г$  - расход газа.

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

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

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

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

Для идеального газа имеем  $p_6^* = p_i$ ;  $T_6^* = T_i$ ;  $m_6 = m_i$  и уравнение (2.34) примет вид:

$$q(\lambda_6)F_6 = q(\lambda_i)F_i \quad (2.35)$$

Статическое давление в  $i$  –м сечении определится выражением:

$$p_i = p_6^* \cdot \pi(\lambda_i), \quad (2.36)$$

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

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

$$\sigma = \frac{p_k}{p_0^*};$$

$$\sigma = \frac{p_h}{p_6^*} \frac{p_6^*}{p_0^*} \sigma_{\text{вых}} \cdot \sigma_{\text{П.С}}, \quad (2.37)$$

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

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

В прямом скачке уплотнения в произвольном  $i$ –м сечении имеем  $\lambda_i \cdot \lambda_{i,1}^1 = 1$ . Тогда получим выражение:

$$\sigma_{\text{П.С}} = \frac{p_6^*}{p_0^*} = \frac{q(\lambda_1)}{q\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)} = \frac{F_1}{F_i} \cdot \frac{1}{q\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)}. \quad (2.38)$$

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

$$q(\lambda) = \frac{F_1}{P_1}. \quad (2.39)$$

Давление, соответствующее моменту запуска диффузора, определится из выражения (2.37):

$$(p_0^*)_{ЗАП} = \frac{P_h}{\sigma}. \quad (2.40)$$

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

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

$$(p_0^*)_{ЗАП} = \frac{P_h}{\sigma_{ЗАП} \cdot \sigma_{ВЫХ}}, \quad (2.41)$$

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

$$\sigma = 0,51\phi + 0,31, \quad (2.42)$$

где  $\phi = \frac{F_a}{F_\Gamma}$  [8, 31].

Рассмотрение зависимостей (2.37) - (2.41) показывает, что существенно улучшить характеристики запуска диффузора можно введением в сечение стыка “сопло двигателя - сужающийся входной участок диффузора” центрального тела (см. рис. 2.30), которое подвергается воздействию высокотемпературного потока газа и должно иметь надежную систему охлаждения центрального тела и узлов его крепления.

**2. Системы имитации тепловых воздействий на конструкцию двигателя и топливо.** Условия эксплуатации ДУ ха-

рактируются широким температурным диапазоном. Поэтому при стендовых испытаниях необходимо проверять надежность работы ДУ при различных температурах конструкции и компонентов топлива.

Испытательные стенды оборудуются 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. 2.31).

Двигатель заключен в термочехол 2, который закрепляется на раме 3 подвески двигателя и сопле 1 двигателя. Воздух подается при помощи центробежного вентилятора 10 по воздуховоду 8.

При имитации действия на двигатель отрицательных температур охлаждение воздуха обеспечивается впрыскиванием жидкого азота через форсунки 6. Контроль температуры воздуха осуществляется терморпарой 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.

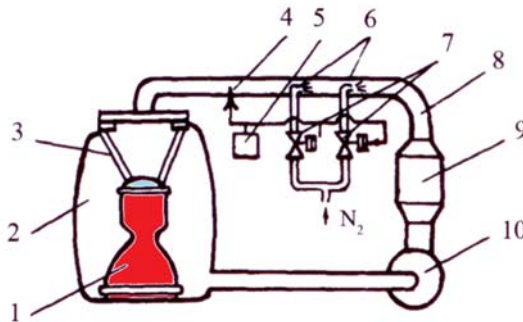


Рис. 2.31. Схема система имитации тепловых воздействий на конструкцию двигателя:

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



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. Испытание ДУ с компонентами топлива длительного хранения (НДМГ, четырехокись азота) при различных температурах основано на использовании специальных теплообменников, через которые принудительно прокачивается термостатируемый компонент. На рис. 2.32 приведена схема системы. Система 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.

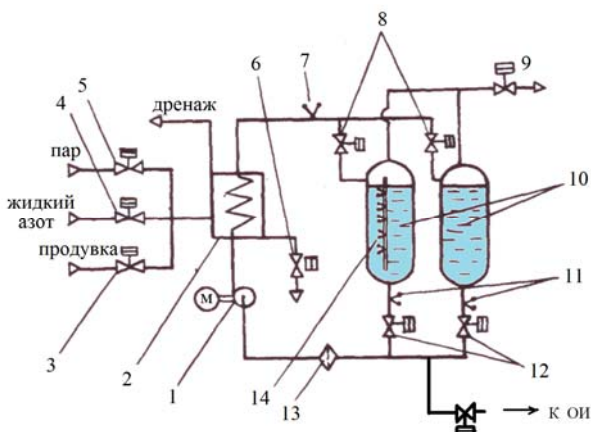


Рис. 2.32. Схема системы имитации тепловых воздействий на топливо:

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

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. Прокатка компонента топлива осуществляется еще некоторое время, после чего выключается насос 1 и закрываются клапаны 8 и 12. При использовании криогенных компонентов топлива в ДУ, например, жидких кислорода и водорода, возникает необходимость в охлаждении их ниже температуры кипения для улучшения работы насоса, уменьшения потерь компонента на борту ЛА и увеличения плотности топлива. В стендовых условиях (см. рис. 2.6) 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 [8].

**3. Методы обеспечения динамического соответствия стендовых топливных систем объектам.** Динамические процессы, возникающие в топливных магистралях подачи компонентов, зависят от многих факторов, определяемых свойствами компонентов топлива, пневмогидросистемой и циклограммой работы двигателя, конструкцией и характеристиками трубопроводных схем питания двигателя из расходных емкостей. 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 объектовых магистралях при эксплуатации 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 объектовых 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 их эксплуатации в составе ЛА.

Изменения давления на входе в насос при запуске двигателя в составе стендовой и объектовой систем питания приведены на рис. 2.33. Как видно из приведенного графика, процессы отличаются по частотному составу, экстремальным отклонениям давления и декрементам затухания колебаний.

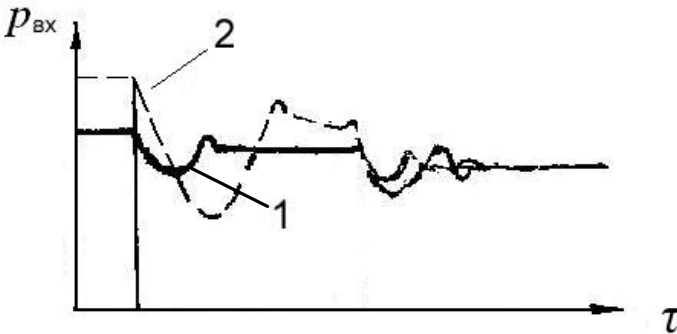


Рис. 2.33. Изменение давления на входе в насос при запуске двигателя в составе стендовой и объектовой систем питания:

1 - летные испытания; 2 – стендовые испытания

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.

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  $Sh = \frac{\omega \cdot l}{\nu}$  и Маха  $M = \frac{\nu}{a}$ , безразмерных

волновых сопротивлений  $\frac{\rho \nu a}{p}$  и относительных потерь на тре-

ние  $\frac{\Delta p}{p}$ . Здесь  $\omega$  - частота колебаний;  $\nu$  – скорость движения

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 [13].

Для обеспечения соответствия характеристик переходных процессов однофазных потоков необходимо выполнение условий

$$\sum_{i=1}^n \left( \frac{l}{F} \right)_{icT} = \sum_{i=1}^n \left( \frac{l}{F} \right)_{инл} ; \quad (2.43)$$

$$\sum_{i=1}^n (\Delta p)_{icT} = \sum_{u=1}^m (\Delta p)_{ill} , \quad (2.44)$$

где  $l$  и  $F$  - длина и площадь поперечного сечения участка гидромагистрали;  $n$  - число участков;  $\Delta p_i$  - гидравлические потери соответствующих участков магистрали.

При течении двухфазных потоков необходимо выдержать кроме того равенство скоростей потока, т. е.  $F_{cT} = F_{лА}$ .

Давление перед запуском в газовой подушке разделительной емкости назначается таким, чтобы:

$$(p_{вх})_{cT} = (p_{вх})_{лА} . \quad (2.45)$$

Для воспроизведения на стенде колебательных процессов, обусловленных сжимаемостью жидкости, с теми же параметрами, что и на ЛА, наряду с указанными условиями имитации (2.43), (2.44) и (2.45) необходимо обеспечивать равенство частот первых тонов собственных колебаний топлива во входных магистралях питания стенда и ЛА:

$$f_{ж\ cT} = f_{ж\ лА} . \quad (2.46)$$

Подключение разделительной емкости (рис. 2.34) выполняется по проточной или непроточной схемам.

При работе с разделительной емкостью 2, выполненной по проточной схеме (рис. 2.34,а), клапан 4 при запуске должен быть закрыт, объектовый 1 и стендовый 6 трубопроводы заполнены компонентом, давление в газовой подушке, обеспечиваемое системой 3, устанавливается из расчета условий запуска, а давление наддува емкостей 5 соответствует давлению на основном режиме. Схема с непроточной емкостью (рис. 2.34,б) более универсальна, так как позволяет отключать емкость 2 при помощи клапана 7.

Циклограмма работы системы управления должна обеспечивать заданную программу срабатывания 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.

Метод использования разделительной емкости высокоэффективен для решения задачи обеспечения динамического соответствия стендовых и объектовых систем питания. На рис. 2.35 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 [7, 15].

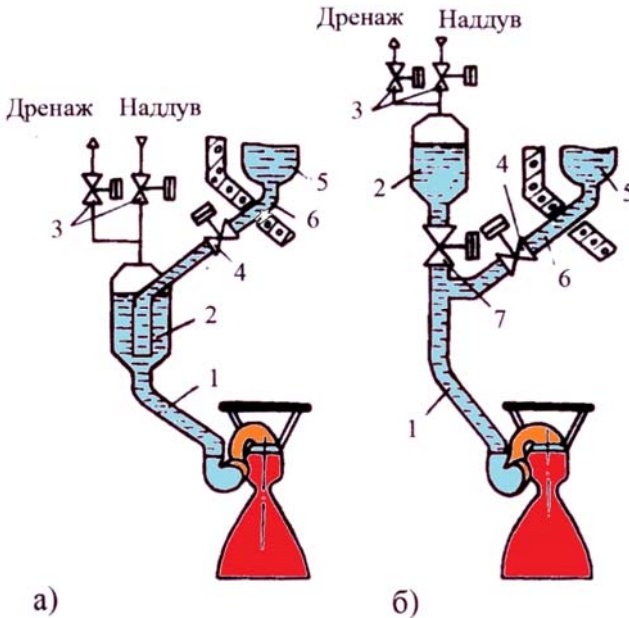


Рис. 2.34. Подключение разделительной емкости:

а - по проточной схеме; б - по непроточной схеме;

1-объектовый трубопровод; 2 - разделительная емкость; 3 - отсечные клапаны системы наддува; 4 - клапан; 5 - топливный бак; 6 - стендовый трубопровод; 7 - клапан

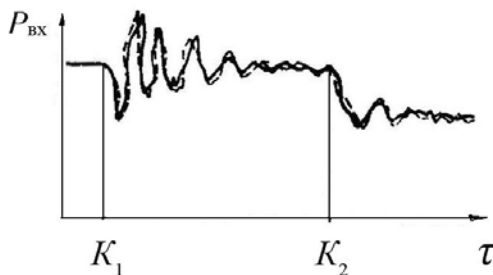


Рис. 2.35. Осциллограммы изменения давления на входе в насос при запуске:  
 — с дитанием от разделительной емкости на стенде;  
 - - - - - при ЛКИ;  
 $K_1$  - команда на запуск;  
 $K_2$  - команда на переход на главный режим работы

Таким образом, в результате рассмотрения систем обеспечения испытаний можно отметить, что многие системы имеют одинаковые технические решения на стенде для огневых испытаний двигателей и ДУ и на стартовом комплексе для обеспечения подготовки и проведения летных испытаний ЛА. К таким системам можно отнести системы заправки компонентами ракетного топлива, системы газоснабжения, системы отвода продуктов сгорания, охлаждения струи и газоотражателя, системы нейтрализации выбросов и проливов КРТ [3, 8, 31].

## 2.4. Примеры компоновки испытательных стендов ЖРД и их основных агрегатов

**1. Испытательный комплекс ЖРД.** ИК состоит из огневого и проливочного стендов для отработки двигателя, ДУ и их агрегатов (систем).

Статистика испытаний, например, по отработке системы питания кислородно-водородного двигателя 11Д57 на натуральных компонентах показывает, что она распределяется следующим образом: автономные испытания насосов горючего составляют 15 %, насосов окислителя - 58 % и ТНА с газогенератором – 27 % от всего объема (~ 740) испытаний систем питания двигателя. Из этого следует, что наибольший объем испытаний приходится на отработку насосных агрегатов на жидком кислороде. Это вызвано влиянием на работоспособность насоса свойств перекачиваемой среды, способа уравнивания осевой и радиальной сил, параметров уплотнительных систем и др., так в среде жидкого кислорода возможно возгорание элементов насоса при попадании по-

сторонних предметов в полость насоса и нарушении зазоров в роторной части насоса (например, при задевании ротора о корпус).

На огневом стенде проводят отработочные огневые испытания, связанные с процессами горения в камере и газогенераторе, которые включают как автономные испытания газогенератора (ГГ), камеры сгорания (КС), имитатора двигателя, так и комплексные испытания двигателя и ДУ.

Для иллюстрации на рис. 2.36 и 2.37 представлены вертикальный стенд для проведения огневого испытания ДУ ступени РН с тягой 11760 кН и компоновка горизонтального стенда на два рабочих места для испытаний ЖРД на компонентах топлива жидкий кислород и жидкий водород с имитацией высотных условий с применением выхлопных диффузоров.



Рис. 2.36. Вертикальный стенд НИЦ РКП (испытание двигательной установки ступени РН тягой 11760 кН)



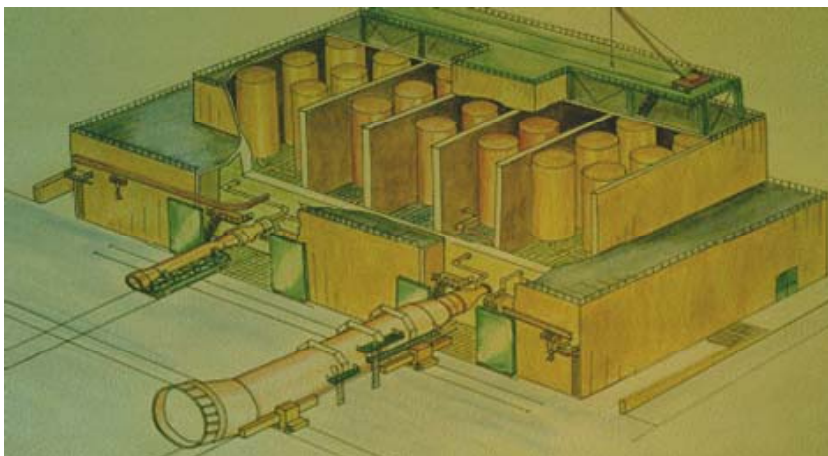


Рис. 2.37. Макет компоновки горизонтального стенда на два рабочих места для испытаний ЖРД на кислородно-водородном топливе с имитацией высотных условий выхлопными диффузорами

На рис. 2.38 представлен испытательный стенд ЖРД для огневых испытаний двигателя F-1 (США).



Рис. 2.38. Испытательный стенд для испытания ЖРД F-1

**2. Проливочная установка для контроля гидравлических сопротивлений.** При испытании и контроле работоспособности агрегатов ДУ используются устройства (стендовые имитаторы) для воспроизведения гидродинамических нагрузок. По этому признаку установки можно разделить на две группы:

- проливочные, в которых в качестве рабочего тела используется жидкость;
- продувочные, в которых в качестве рабочего тела используется газ.

По способу измерения контролируемых параметров проливочные установки можно разделить также на две группы:

- определяющие значения измеряемого параметра по показаниям одного прибора или по показаниям нескольких приборов, от которых известным образом зависит измеряемый параметр;
- использующие в процессе измерения эталоны (известные меры), с которыми сравнивается измеряемый параметр.

Гидравлическое сопротивление можно определить:

- 1) при заданном массовом или объемном расходе жидкости, пропускаемой через объект испытания, когда устанавливается значение перепада давления;
- 2) при заданном перепаде давления, когда устанавливается значение массового или объемного расхода.

Схема проливочной установки, в которой пропускается рабочее тело с заданным расходом и устанавливается значение перепада давления, показана на рис. 2.39.

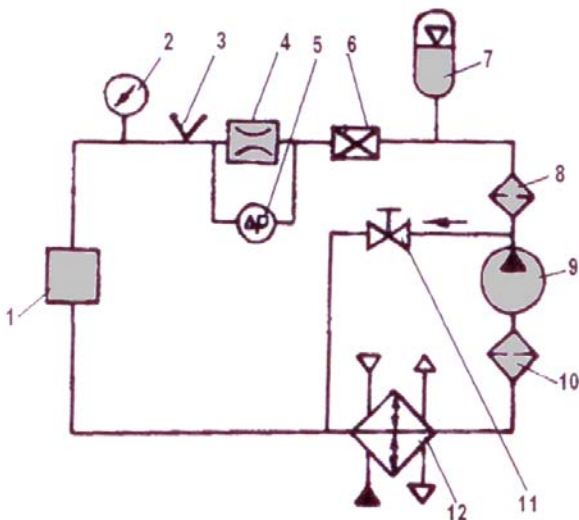


Рис. 2.39. Схема проливочной установки, работающей по методу контроля перепада давления при постоянном расходе:

1 - объект испытания; 2 - манометр; 3 - датчик температуры;

4 - мерное сопло; 5 - дифманометр, 6 - дроссель; 7 - гидроаккумулятор;  
8 - фильтр тонкой очистки; 9 - насос; 10 - фильтр предварительной очистки; 11 - вентиль байпасный; 12 - бак с теплообменником

Стабильные результаты при многократных испытаниях могут быть получены при поддержании в определенных пределах плотности и вязкости жидкости, в связи с чем в установке предусмотрено регулирование температуры, которая измеряется термометром 3. Для регулирования температуры в бак помещены два змеевика, через один из которых пропускается пар, если необходим подогрев, а через другой - вода, если необходимо охлаждение. Для уменьшения уровня пульсации давления в напорном трубопроводе установки предусмотрен гидrogаситель, состоящий из дросселя 6 и гидроаккумулятора 7 с воздушной подушкой.

Схема проливочной установки, работающей по методу контроля расхода при постоянном давлении жидкости, показана на рис. 2.40. Поток проливочной жидкости сначала поступает в приемник, затем - в перекидное устройство, которое может направлять поток либо в емкость, закрепленную на весах, либо на слив до установления стационарного режима. При установлении

перекидного устройства в положение слива жидкости в бак включается секундомер. По истечении заданного времени перекидное устройство снова устанавливается в положение, при котором поток жидкости направляется на слив. При этом прибор, измеряющий время, выключается. По измеренному времени и массе жидкости определяется расход. По предложенной схеме (см. рис. 2.40) проверяются расходомерные устройства топливных магистралей стенда. В результате определяется градуировочная характеристика датчиков расхода [13].

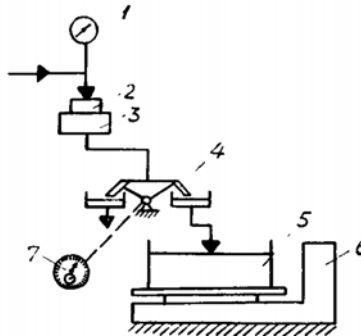


Рис. 2.40. Схема проливочной установки, работающей по методу контроля расхода при постоянном давлении жидкости:

- 1 - манометр; 2 - объект испытания; 3 - приемник жидкости (пенегаситель); 4 - перекидное устройство; 5 - бак; 6 - весы;  
7 – секундомер

**3. Установки и стенды для испытания насосов и турбины ТНА.** Автономные испытания насосов проводят для определения рабочих и кавитационных характеристик. При снятии рабочей характеристики определяют зависимости создаваемого напора, мощности и КПД насоса от расхода жидкости при номинальной частоте вращения и постоянном давлении на входе в насос. При снятии кавитационной характеристики насоса определяют зависимость напора, мощности и КПД от давления на входе при номинальном расходе и частоте вращения.

Характеристики обычно снимают на установках с использованием в качестве испытательного тела очищенной от механи-

ческих примесей смягченной воды. На рис. 2.41 приведена схема стенда для испытания насоса двигателя ЛА. Расходная емкость 12 заполняется водой бустерным насосом 1. Необходимый уровень подпора ( $p_{вх}$ ) устанавливается вентилями и дросселем 4, 11 и 13. При открытии вентиля 4 вода через фильтр 5 поступает к испытуемому насосу 8. Заданную частоту вращения насоса устанавливают электродвигателем 10, мездоза 9 служит для измерения крутящего момента. Вентилем 4 устанавливается необходимый расход, значение которого измеряется датчиками расхода 6. Напор насоса регулируется дросселем 11, устанавливаемым в его напорной линии.

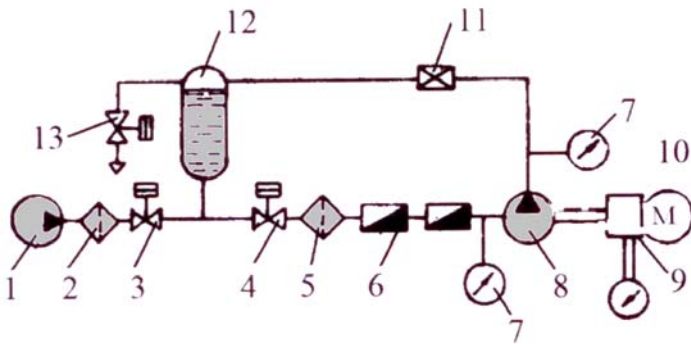


Рис. 2.41. Схема установки для испытания насосов:

1 - насос заправочный; 2 - фильтр; 3 - вентиль; 4 - отсечной клапан; 5 - фильтр; 6 - расходомер; 7 - манометр; 8 - испытуемый насос; 9 - мездоза; 10 - электродвигатель; 11 - дроссель;

12 - расходный бак; 13 - вентиль перелива

Для построения рабочих характеристик расход изменяют через определенные интервалы времени, поддерживая постоянными частоту вращения и давление на входе. Для снятия кавитационных характеристик при номинальном значении расхода ступенчато снижается давление на входе в насос. Срыв работы насоса определяется по интенсивному падению значений параметров на выходе из него.

По результатам экспериментальных работ представляют энергетические характеристики в виде универсальных графиче-

ских зависимостей  $\frac{H}{\omega^2}; \frac{N}{\omega^3}; \eta = \int \left( \frac{\dot{V}}{\omega} \right)$ , которые представле-

ны на рис. 2.42,а. По указанным зависимостям можно определить для любого заданного режима насоса по объемному расходу  $\dot{V}$  и угловой скорости вращения ротора насоса  $\omega$  его основные энергетические параметры: развиваемый напор  $H$ , потребляемую мощность  $N$  и коэффициент полезного действия  $\eta$ .

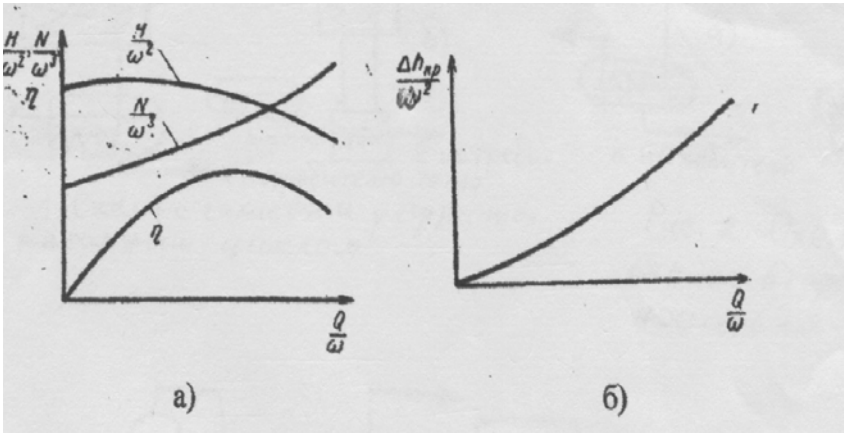


Рис. 2.42. Универсальные энергетические (а) и кавитационные (б) характеристики насосов

Универсальная кавитационная характеристика насоса представляется в виде графической зависимости  $\frac{\Delta h}{\omega^2} = \int \left( \frac{\dot{V}}{\omega} \right)$ ,

показанной на рис. 2.42,б.

Универсальные энергетические и кавитационные характеристики можно получить как расчетным, так и экспериментальным путем. Однако современные методы теоретического

расчета характеристик еще не обладают достаточной точностью. Поэтому на практике характеристики определяются экспериментально на специальных экспериментальных установках (рис. 2.41).

При кавитационных испытаниях определяется критический кавитационный запас насоса, под которым понимается режим, при котором напор насоса падает ниже величины, заданной по техническому заданию на ДУ. На рис. 2.43 проиллюстрировано понятие критического кавитационного запаса, как соответствующее допустимому падению давления на выходе из насоса  $\Delta p_d$  при испытаниях кислородного (1) и водородного (2) насосов.

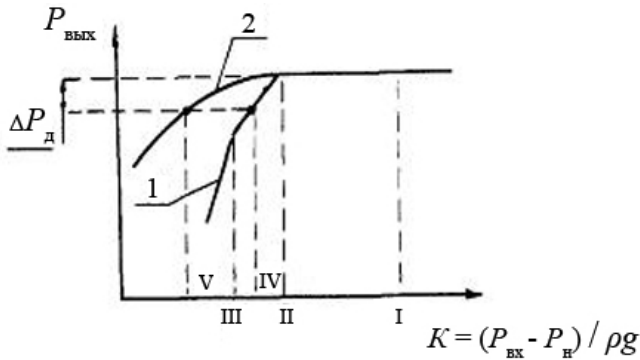


Рис. 2.43. Кавитационные характеристики насосов:

1 - кислородный насос; 2 - водородный насос; I - момент начала кавитации в насосе; II и III - первый и второй критические режимы работы насоса; IV и V - критические кавитационные запасы насосов,  $\Delta p_d$  - величина допустимого падения напора насоса;  $K$  - кавитационный запас насоса

Автономные испытания турбин проводят в модельных режимах, определенных с учетом требований теории подобия. В качестве рабочего тела чаще всего используют воздух или фреон. Стенды для испытания турбин и оценки их характеристик при использовании различных модельных газов могут быть выполнены по открытой (с выбросом рабочего тела после турбины в окружающую среду) или по замкнутой схеме [6, 20, 31].

В некоторых случаях, особенно для двигателей больших тяг, проводят автономные испытания ТНА совместно с газогенератором, так как ТНА требует очень больших затрат мощности. Кроме того, в некоторых случаях автономная совместная обработка ТНА и газогенератора при огневых испытаниях позволяет существенно сократить материальные затраты на создание двигателя, так как возможный аварийный исход испытания этого узла не ведет к разрушению двигателя в целом.

При совместных испытаниях ТНА питание газогенератора компонентами топлива можно осуществлять от стендовых систем высокого давления. Такая схема была принята при обработке ТНА низкого и высокого давлений двигателя SSME на стенде «Кока – 1» испытательного комплекса в Санта Сюзана. Стенд обладал целым рядом недостатков, которые создавали определенные трудности при проведении испытаний ТНА и снижали качество полученных результатов. В первую очередь следует отметить, что условия испытания ТНА на стенде значительно отличались от условий их работы в составе двигателя. Так как при автономных испытаниях отсутствует взаимное влияние между элементами ТНА и переходные режимы (запуск, выход на режим и останов) существенно отличаются от переходных режимов при работе ТНА в составе двигателя.

Недостатком рассмотренной выше схемы испытаний насосов является ограниченность ресурса испытаний, который определяется запасом компонента в стендовых баках для питания насосов, так как компонент после насосов сливается в стендовую емкость или дожигается в стендовом дожигателе (при испытании водородного насоса). Применение газогенераторного привода также ограничивает ресурс работы установки из-за громоздкости вытеснительной системы питания газогенератора и малых запасов компонентов и газа.

При этом возможны и другие схемы привода турбины, например с использованием испытательного тела - газообразного водорода или же газогенератора, питающегося компонентами топлива от испытываемых насосов.

Для увеличения продолжительности испытания насоса в испытательном стенде предусматриваются специальные системы циркуляции криогенного компонента.



Известно, что при течении жидкости в трубопроводах и элементах арматуры происходят необратимые процессы, приводящие к росту энтропии потока, и возврат параметров жидкости к исходным возможен лишь при условии ее охлаждения. Этот процесс, простой для обычных жидкостей, существенно затруднен для криогенных жидкостей. Так, например, при течении криогенной жидкости в насосе процесс увеличения напора сопровождается прогревом компонента топлива на 5...10 градусов.

В стендовой системе питания для охлаждения жидкости после насоса можно применять поверхностный теплообменник, однако он должен иметь большую поверхность, особенно при использовании гелия и водорода. Велики также гидрпотери и затраты на циркуляцию теплоносителя, так как, обычно используют пар охлаждаемой жидкости. Другой способ реализации - слив отработанной жидкости в промежуточную емкость, где она охлаждается до температуры насыщения в результате частичного испарения. Данный способ, очевидно, связан с минимальными потерями жидкости для охлаждения, но увеличивается вероятность ее загрязнения и нарушается непрерывность процесса циркуляции, т. е. продолжительность испытания насоса на стенде определяется объемом расходного бака.

Указанные недостатки устраняются при использовании для циркуляции криогенного компонента струйного парожидкостного насоса сепарационного типа (струйных преобразователей энергии), принципиальная схема которого приведена на рис. 2.44 [8, 31].

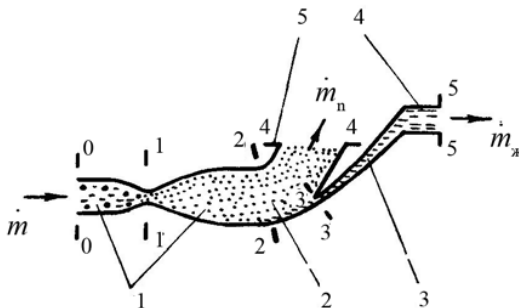


Рис. 2.44. Принципиальная схема струйного парожидкостного насоса сепарационного типа:

1 - сопло; 2 - сепаратор; 3 - диффузор; 4, 5 - выхлопные патрубки



Далее в диффузоре 3 динамическое давление отсепарированной жидкости восстанавливается в статическое (процесс 3-5). При соответствующем выборе промежуточного давления на срезе сопла можно обеспечить  $p_5 = p_0$  и жидкость, как видно из диаграммы, будет иметь более низкую температуру  $T_5 < T_0$ .

Возможность восстановления жидкости в сопле объясняется тем, что пар, образующийся в сопле, совершает работу при непосредственном взаимодействии с неиспарившейся жидкостью, увеличивая ее механическую работу.

Количество удаляемого пара (потерянной жидкости) зависит, очевидно, от степени совершенства процесса расширения вскипающего потока в сопле. Минимальный расход  $\dot{m}_{\text{п}}$  реализуется при прочих равных условиях в случае изэнтропного расширения (процесс 0-2<sub>из</sub>). Потери рабочей жидкости из-за неидеальной сепарации будут выше, чем в схеме с промежуточной емкостью. Однако в данном случае процесс протекает непрерывно и возможно в отличие от всех других схем получение насосного эффекта. Так, при определенных условиях (выбор геометрических размеров) можно обеспечить  $p'_5 > p_0$ . Это позволяет замкнуть гидравлический контур питания насоса и увеличить ресурс испытания насоса на стенде [8].

Схема стендовой установки для испытания насоса, перекачивающего криогенную жидкость, с циркуляционным контуром питания представлена на рис. 2.46.

Установка включает расходный бак 1, откуда криогенная жидкость через отсечной клапан 2 поступает в испытуемый насос 5. И жидкость, проходя через струйный парожидкостный насос 7 и открытый сливной клапан 8, поступает в сливной бак 10. После завершения захолаживания системы запускается насос 5 (например, включением электропривода, который на схеме не показан). Циркуляционный контур включается открытием клапана 9, затем клапан слива 8 закрывается. При этом в парожидкостном струйном насосе происходит разделение фаз: паровая фаза отводится по магистрали через патрубок сепаратора 7 в дренажную емкость 6, в которой собирается конденсированная часть пара, а жидкая фаза по замыкающему контуру, через центробежный сепаратор, диффузорный канал и клапан 9 возвращается на вход в насос.

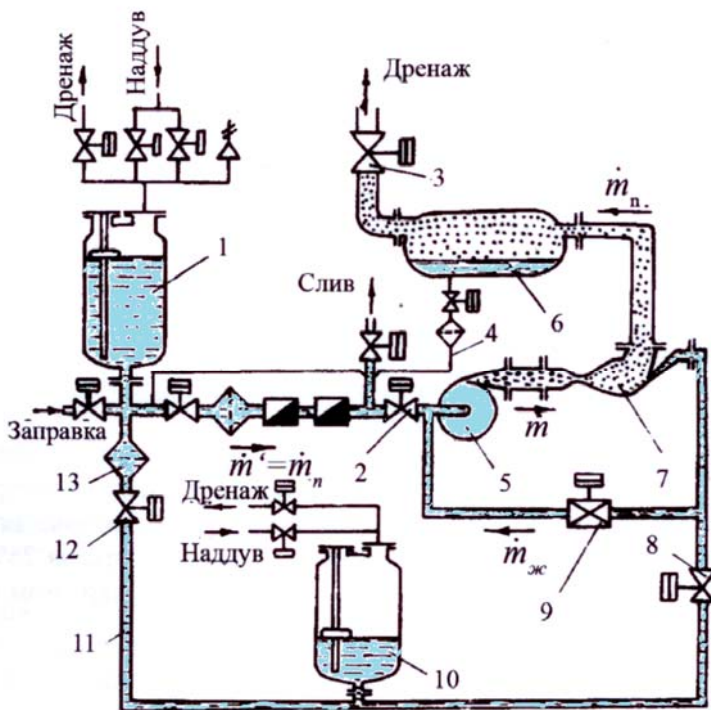


Рис. 2.46. Схема стендовой установки для испытания насоса окислителя с циркуляционным контуром питания:

- 1 - топливный бак; 2 - клапан подачи; 3 - дренажный клапан; 4 - магистраль слива конденсированной части испарившейся жидкости; 5 - испытуемый насос; 6 - дренажная емкость; 7 - струйный парожидкостный насос; 8 - клапан слива; 9 - дроссельный клапан включения циркуляционного контура; 10 - сливной бак; 11 - магистраль возврата жидкости в топливный бак; 12 - клапан; 13 - фильтр

Общий расход двухфазного компонента, проходящий через насос, составит

$$\dot{m} = \dot{m}_{жс} + \dot{m}_{П}.$$

Эффективность работы циркуляционного контура определяется коэффициентом возврата ( $K_B$ ), равным отношению рас-

хода жидкости через диффузор к расходу двухфазного потока через сопло:

$$K_B = \frac{\dot{m}_{жс}}{\dot{m}}. \quad (2.47)$$

Коэффициент возврата  $K_B$  может достигать 0,9 при перекачивании двухфазного потока кислорода и – 0,6 ... 0,7 при перекачивании двухфазного потока водорода, т. е. в этом случае 10 % (или 30-40%) компонента теряется на испарительное охлаждение.

Продолжительность испытания при этом определяется расходом компонента из бака 1 ( $\dot{m}'$ ), равным расходу пара ( $\dot{m}_П$ ), т. е. расходом компонента для компенсации потерь жидкости на испарение [8, 31].

***Исследования течения криогенных жидкостей с фазовым переходом в подсистемах питания системы “стенд-объект испытания”.*** Имитационное моделирование течения с помощью вычислительной гидродинамики проводят для диагностики параметров при исследовании, например, процессов захлаживания, подачи компонента при переходных режимах (запуске двигателя) в системах обеспечения динамического соответствия топливных магистралей стенда объектовым и кавитационных явлений.

Для примера на рис. 2.47 приведены расчетно-экспериментальные значения паросодержания  $S_{вх}$ , полученные при испытании бустерного водородного насоса на стенде (на режимах с расходами  $M_{жн2} = 8,6; 7,4$  и  $6$  кг/с и оборотами  $n \sim 22000$  об/мин).

В процессе испытания за счет уменьшения входного давления в насосе горючего наблюдались три момента кавитационного срыва. Максимальное значение паросодержания на входе в насос горючего  $S_{вх}$  составило  $\sim 90$  %, которое регулировалось за счет установки гидросопротивления в виде пакета сеток и циркуляцией кипящего водорода во входном трубопроводе.

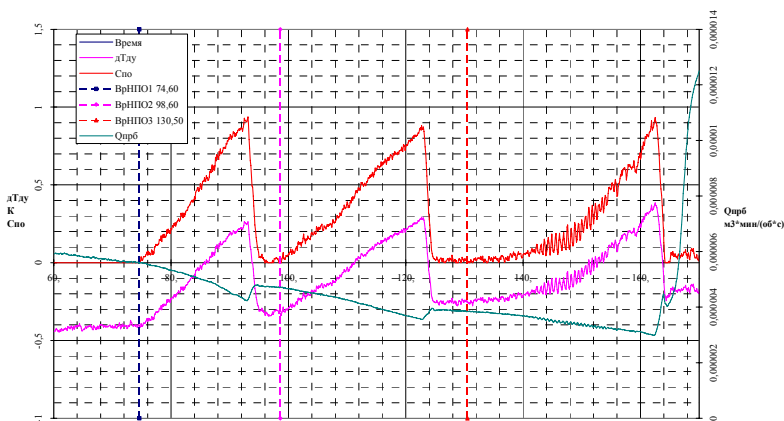


Рис. 2.47. Зависимость расчетно-экспериментального значения паросодержания на входе в насос по времени, полученная при испытаниях экспериментального водородного бустерного насоса на трех режимах кавитационного срыва

**4. Стенды для автономных испытаний камер сгорания и газогенераторов.** Автономные испытания камер сгорания и газогенераторов проводят для определения гидравлических характеристик трактов камер, газогенераторов и их элементов (холодные испытания), а также оценки теплового состояния объектов, устойчивости и эффективности протекающих в них процессов (огневые испытания). Этим испытаниям предшествуют технологические проверки камер и газогенераторов на прочность и герметичность, а для некоторых элементов, например форсуночных головок проливки с целью оценки их гидравлических характеристик.

Гидравлические испытания с целью проверки прочности являются обязательным этапом процесса изготовления камер и их узлов. При испытании во внутренние полости подается жидкость под давлением, превышающим на 25% максимальное рабочее давление. Агрегат находится при этом в специальном боксе.

Проливка или продувка камер сгорания и газогенераторов осуществляется с целью определения пропускной способности или гидравлического сопротивления трактов. Под пропускной способностью понимается объемный или массовый расход при

заданном перепаде давления. При определении гидросопротивления находят перепад давлений при заданном расходе на проливочных установках для последующей настройки двигателя на заданный режим.

Огневые испытания камер сгорания и газогенераторов проводятся для исследования процессов смесеобразования и горения, определения энергетических характеристик  $\beta_{кс} = \int (p_k, \kappa_m)$  и выявления дефектов конструкции на стадии проектирования и отработки. Здесь  $\beta_{кс}$  - удельный комплекс давления в камере, который определяется применяемыми компонентами топлива;  $\kappa_m$  - массовое соотношение секундных расходов компонентов топлива;  $p_k$  - давление в камере сгорания.

Стенды для огневых испытаний камер сгорания и газогенераторов принципиально не отличаются от стендов для испытаний двигателей и включают системы: топливopитания, измерения, управления, отвода продуктов сгорания. Отличие состоит в том, что при этом используется технологическое оборудование с известными статическими и динамическими характеристиками.

Рассмотрим пневмогидравлическую схему стенда для испытания камеры (газогенератора) на криогенных компонентах топлива: кислороде и водороде.

Водород может использоваться на стенде в газообразном состоянии, так как в этом случае не требуется создавать систему теплоизоляции. Система подачи выполняется газобаллонной (более простая в эксплуатации). При использовании жидкого водорода ( $T_{кип} = 20$  К) система подачи должна быть выполнена с определенным видом теплоизоляции, например экрано-вакуумной, и может быть вытеснительной или насосной.

В схеме, представленной на рис. 2.48, для примера показана комбинированная система, включающая газобаллонную систему подачи газообразного водорода, вытеснительную систему подачи жидкого кислорода и насосную систему подачи воды для охлаждения камеры сгорания.

Система горячего (газообразного водорода) включает баллонную батарею 1, состоящую из группы баллонов, запорного вентиля 3, предохранительного клапана 2, фильтра 4, редуктора 6, отсечных клапанов 5 и 12, датчиков расхода 10 и подсистему регулирования редуктором подачи водорода, ЭПК 8 и 9, ресивера

7 и дросселя 13. Система подачи жидкого кислорода включает баллоны 32, заключенные в термоизоляционный кожух 31, систему наддува с помощью ЭПК 33 и сигнализатора давления 35, дренажный клапан 34. Система заправки состоит из заправочной магистрали, клапана заправки 30 с фильтром и клапанов слива 28 и захолаживания 19. В расходной магистрали установлены отсечной клапан 29, фильтр 27, датчики расхода 26 и отсечные клапаны 18, дроссель 15 и ЭПК продувок 11. Насосная система подачи включает в себя бак 24 с системой наддува, дренажа и заправки, расходную магистраль подачи воды на вход в насос 23 с клапаном и датчиками расхода. Насос 23 служит для подачи воды в систему охлаждения камеры сгорания 16. Насос вначале работает на линию циркуляции, т. е. слив происходит в емкость 24 через открытый клапан 22. По команде с пульта управления открывается клапан 21 подачи вода на охлаждение рамы и по мере нарастания давления в магистрали по сигналу датчика давления 20 подается команда на закрытие клапана 22 (циркуляция прекращается).

В рассматриваемой ПГС расход газообразного водорода изменяется и поддерживается на заданном уровне в процессе испытания газовым редуктором 6, управляемым дистанционно изменением давления в командной полости (в ресивере 7) с помощью ЭПК 8 и 9, включаемых по сигналам датчика давления 14.

Расход кислорода поддерживается определенным наддувом баллонов через ЭПК 33 по сигналам датчика давления 35. Расход воды на охлаждение регулируется изменением частоты вращения насоса 25. В момент запуска режимы (расходы компонентов топлива) регулируются дросселями 13 и 15, установленными на магистралях питания.

Компоненты топлива в данной схеме воспламеняются пороховыми газами пирозажигательного устройства 17. Кроме того, могут быть применены электрические системы зажигания с использованием высокоразрядных свечей зажигания (как в авиационных газотурбинных двигателях и двигателях внутреннего сгорания).

На стендах с насосной системой топливоподачи в испытываемую камеру сгорания используется технологический ТНА, работающий от стендового газогенератора или электропривода. Топливные насосы обычно располагаются на одном валу и, следовательно, имеют одинаковую частоту вращения.



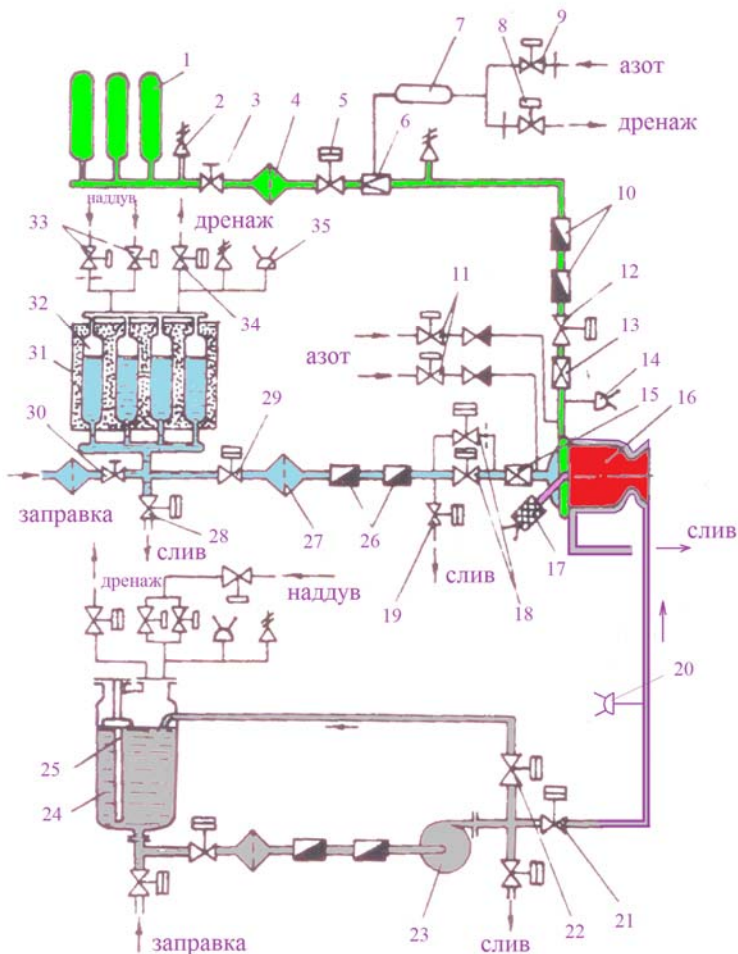


Рис. 2.48. Пневмогидравлическая схема стенда для огневых испытаний камеры сгорания (газогенератора):

1- баллонная батарея горючего; 2 - предохранительный клапан; 3 - вентиль; 5 - клапан; 6 - редуктор газовый; 7 - ресивер; 8, 9 - ЭПК; 10 - расходомер; 11 - ЭПК продувки; 12 - клапан подачи горючего; 13, 15 - дроссели; 14 - датчик давления; 16 - камера сгорания; 17- пирозапал; 18, 19- отсечные клапаны подачи окислителя; 20 - датчик давления; 21, 22 - отсечные клапаны; 23 - насос; 24 - бак; 25 - датчик уровня; 26 - расходомер; 4, 27 - фильтр; 28 - клапан слива; 29 - отсечной клапан; 30 - вентиль заправки; 31 - теплоизоляционный кожух; 32 - баллоны жидкого кислорода; 33 - ЭПК наддува; 34 - дренажный клапан; 35 - сигнализатор давления

Настройка топливной системы заключается в определении необходимых частот вращения насосов и сопротивлений магистралей окислителя и горючего. Для настройки необходимо знать:

- характеристики насосов и турбины;
- гидросопротивления расходных магистралей стэнда  $\Delta p_{\text{маг}}$ ;
- давление газов в камере сгорания  $p_k$ ;
- гидросопротивление полостей окислителя и горючего камеры  $\Delta p_k$ .

Расчет настройки производится в такой последовательности:

1. Определяют требуемое давление за насосами окислителя и горючего по формуле:

$$p_{\text{п}} = p_k + \Delta p_k + \Delta p_{\text{маг}} + p_{\text{н}}, \quad (2.48)$$

где  $p_{\text{н}}$  - давление столба жидкости.

2. По характеристикам насосов определяют требуемые частоты вращения насосов окислителя и горючего. За рабочую частоту вращения выбирают большее значение (например, частоту вращения насоса окислителя).

3. При рабочей частоте вращения определяют располагаемое давление за насосом горючего по характеристике насоса горючего  $p_{\text{н.г.расп.}}$ .

4. Вычисляют перепад давлений, который должен быть уменьшен на дросселе или дроссельной шайбе, устанавливаемых в магистрали горючего:

$$\Delta p_{\text{г}} = p_{\text{н.г.р.}} - p_{\text{н.г.п.}} \quad (2.49)$$

5. По этому значению определяют положение дросселя горючего (по характеристике дросселя) или диаметр дроссельной шайбы.

6. С учетом характеристик турбины и газогенератора определяют расход рабочего тела [7, 8].

### **3. Экологические нормы испытаний и эксплуатации ДУ ЛА**

#### **3.1. Экологические проблемы испытаний и эксплуатации энергосиловых установок транспортных систем**

##### *Виды и источники загрязнения окружающей среды.*

*Экология* - наука о взаимодействии организмов между собой и окружающей средой; о популяциях, сообществах, экосистемах и биосфере. Термин предложен в 1866 г. немецким биологом Э. Геккелем. Возникнув как биологическая дисциплина, экология в XX веке все большее внимание стала уделять воздействию окружающей среды на человека, преобразованию биосферы человеком и проблемам охраны природы.

К *загрязнениям окружающей среды* принято относить все воздействия, которые влияют на изменение фоновых параметров окружающей природной среды. Наиболее значительными факторами воздействия на окружающую среду являются: тепловые выбросы, шум и связанные с ним вибрации, выбросы токсичных веществ.

В двигателях и энергоустановках транспортных систем и ракет большая часть подводимого к рабочему телу тепла (60...70 %) выбрасывается в окружающую среду с отработавшими газами или охладителем, в качестве которого на испытательных стендах используется вода. Выброс в атмосферу нагретых отработавших газов может влиять на местный микроклимат.

Шум реактивного и ракетного двигателя исходит от реактивной струи при ее турбулентном смешении с окружающей средой и от камеры сгорания двигателя; он обусловлен как аэродинамическими процессами, так и непосредственно процессами горения. Кроме шума турбулентного пламени, генерируемого при объемном расширении молей сгорающей смеси, возможно появление шума, вызванного возникновением нестабильного (пульсационного или вибрационного) горения. К шумам механического происхождения относятся шумы от работающих подшипников, зубчатых передач, от вибрации ротора, возникающей из-за его недостаточной уравновешенности и т. д.

Шумы от различных источников различаются как по спектральным параметрам, так и по характеристикам направленности. Снизить уровень шума можно двумя путями: во-первых, за счет соответствующего выбора расчетных параметров и с помощью конструктивных, регулировочных и других мероприятий, способствующих снижению шума в месте его зарождения; во-вторых, за счет применения внешних устройств шумоглушения.

Особую опасность для окружающей среды вызывает ее загрязнение токсичными веществами. Поступление токсичных веществ в окружающую среду может происходить вследствие естественных процессов (например, космических, геологических или процессов жизнедеятельности живых организмов) и антропогенных, т. е. связанных с деятельностью человека. Естественные источники поставляют до 90 % от всех поступлений в атмосферу монооксида и диоксида углерода ( $\text{CO}$  и  $\text{CO}_2$ ), до 74 % углеводородов ( $\text{C}_m\text{H}_n$ ), до 85 % твердых (аэрозольных) частиц и менее 3,5 % всех поступлений оксидов азота ( $\text{NO}_x$ ). Однако именно деятельность человека приводит к существенным нарушениям глобальных естественных циклов химических веществ (азота, углерода, серы и др.) в атмосфере Земли, к ежегодному увеличению общей концентрации диоксида углерода  $\text{CO}_2$  и связанному с этим повышению среднегодовой температуры из-за “парникового эффекта”; к возникновению “озонных дыр” и другим глобальным изменениям в атмосфере Земли.

В большинстве энергосиловых установок используются углеводородные горючие. Поэтому только такие продукты полного сгорания, как водяные пары  $\text{H}_2\text{O}$  и диоксид углерода  $\text{CO}_2$  условно не считаются химическими загрязнителями окружающей среды. Все остальные компоненты отработавших газов являются либо дымообразующими, либо токсичными веществами, оказывающими вредное влияние на человека и окружающую среду. К ним относятся: соединения серы ( $\text{SO}_2$ ,  $\text{SO}_3$  и др.); продукты неполного сгорания углеводородного топлива — сажа (С), моноокись углерода (СО), различные углеводороды, включая и кислородосодержащие (альдегиды, кетоны и др.), условно обозначаемые как  $\text{C}_m\text{H}_n$ ,  $\text{C}_m\text{H}_n\text{O}_p$  или просто СН; окислы азота с общим обозначением  $\text{NO}_x$ ; твердые (зольные) частицы, образующиеся из минеральных примесей в горючем; соединения свинца, бария и других элементов, входящих в состав присадок к топливам.

Содержание загрязняющих веществ в окружающей среде не должно превышать значений их предельно допустимых концентраций (ПДК), устанавливаемых из условия, когда ежедневное воздействие вещества в течение длительного времени на организм человека не вызывает патологических изменений, заболеваний или нарушений нормальной деятельности человека. ПДК одного и того же вещества неодинаковы для различных сред (воды питьевого или технического назначений; воздуха открытого пространства или производственных помещений и т. д.). В России устанавливают два типа значений ПДК: максимально разовые (при времени воздействия 30 минут) и среднесуточные.

В табл. 3.1 приведены ПДК основных составляющих продуктов сгорания некоторых углеводородных горючих.

Таблица 3.1

**ПДК (мг/м<sup>3</sup>) компонентов продуктов сгорания**

Вещество	Химическая формула	В рабочей зоне	В воздухе населенных пунктов	
			Максимальная разовая	Среднесуточная
Сажа	C	—	0,15	0,05
Углерода оксид	CO	20	3,0	1,0
Бензин	C <sub>m</sub> H <sub>n</sub>	100	5,0	1,5
Бензапирен	C <sub>20</sub> H <sub>12</sub>	0,00015	—	0,000001
Формальдегид	HCHO	0,05	0,035	0,003
Азота диоксид	NO <sub>2</sub>	5	0,085	0,085
Серы диоксид	SO <sub>2</sub>	10	0,5	0,05
Свинец и его соединения		—	—	0,0007
Водород хлористый	HCl	5	0,2	0,2
Кислота серная	H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	1	0,3	0,1

В связи с этим токсичность отработавших газов двигателей и энергоустановок ракет является таким же важным критери-

ем совершенства процессов и конструкции, как, например, топливная экономичность, удельная мощность, надежность, ресурс.

**Общие 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 гидразиновые 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  $\alpha_{дв} < 1$ .

Здесь  $\alpha_{дв} = \frac{\kappa_m}{\kappa_{ст}}$ , где  $\kappa_m$  и  $\kappa_{ст}$  массовое и стехиометрическое соот-

ношения секундных расходов компонентов топлива ( $\kappa_m = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_T}$ );

$m_o, m_{г}$  - секундные массовые расходы окислителя и горючего. 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  $O_{2ж} + H_{2ж}$  и  $O_{2ж} + \text{керосин}$  образуют при догорании соответственно в 1,7 и 1,4 раза больше оксида азота  $NO$ , чем топливо азотный тетроксид + НДМГ [11]. 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  $\alpha_{дв}$  для приведенных топлив, соответственно 0,75; 0,76 и 0,87 в двигателях РД0120 ( $O_{2ж} + H_{2ж}$ ), РД170 ( $O_{2ж} + \text{керосин}$ ) и РД253 (АТ + НДМГ). Отсюда вытекает возможность влияния на образование  $NO_x$  изменением коэффициента избытка окислителя  $\alpha_{дв}$ .

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  $\sim 50$  км.

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

Таким образом в выхлопных факелах ЖРД в зависимости от применяемого топлива содержатся пары воды, диоксид углерода  $\text{CO}_2$ , оксид углерода  $\text{CO}$ , водород  $\text{H}$ , окислы азота  $\text{NO}_x$ .

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 км<sup>2</sup>.

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 [9, 10, 29].

### **3.2. Экологические проблемы эксплуатации ракетно-космической техники**

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, техно-



логия изготовления носителей и их составных частей не имеют существенного вредного влияния на экологическую обстановку по сравнению с общепромышленным производством.

***Экология применения ракетных компонентов топлива.*** Наиболее употребляемые ракетные топлива имеют следующие характеристики.

*Кислород* - высокоэффективный криогенный окислитель. Нетоксичен, взрывобезопасен, но пожароопасен. Опасности для окружающей среды не представляет. При эксплуатации систем с кислородом необходимо учитывать, что кислород является инициатором взрыва с органическими веществами (маслами), поэтому поверхности емкостей, арматуры и трубопроводов, контактирующие с жидким кислородом, должны быть обезжирены с применением растворителей (например, четыреххлористого углерода).

*Керосин (РГ-1)* – углеводородное горючее, слабо токсичная жидкость. Предельно допустимая концентрация в атмосфере - 300 мг/м<sup>3</sup>. 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 (НДМГ)* – высокотоксичное вещество, допустимая концентрация которого 0,001 мг/м<sup>3</sup>. Технология работ с данным компонентом отработана, но возможность контактов с окружающей средой полностью не исключена.

*Азотный тетроксид (АТ)* - токсичная жидкость. Предельно допустимая концентрация - 5 мг/м<sup>3</sup>. 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, исходя из характеристик компонентов топлива, особую опасность для окружающей среды, обслуживающего персонала и населения представляют НДМГ и АТ.

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 и сливом 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 в период подготовки и проведения испытаний.

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 -  $5 \text{ мг/м}^3$ . Однако даже при максимальном темпе пусков общий сравнительный приток СО 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  $\text{CO}_2$ , приводящая к так называемому "парниковому эффекту". Выбросы  $\text{CO}_2$  в продуктах сгорания ракетных двигателей также пренебрежимо малы по сравнению с другими источниками. Например, масса  $\text{CO}_2$ , 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 паде-

ния 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 естественной 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 "Протон" показали, что зона заражения грунта при падении одной ступени занимает площадь ~ 50 тыс. м<sup>2</sup> 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.

При этом 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 МТКС "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 с кислородом, 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.

Твердотопливные ускорители "Шаттл" 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 ("Протон", "Космос-3М" и др.), стартующие с космодрома Байконур, требуют около 10 млн. га под районы падения ступеней и обтекателей. Полигон со стартами в районе Плесецка требует площадей падения ступеней около 7,5 млн. га. Если усреднить стоимость одного гектара до уровня используемых земель для сельского хозяйства, то годовые затраты составят около 400 млн. долл. [9, 10, 29].

Актуальным является вопрос о замене НДМГ как основного топлива в маршевых двигателях РН класса "Протон" на углеводородные топлива (керосин, сжиженный природный газ, жидкий водород и жидкий кислород). Поэтому проводимые разработки и внедрение перспективных ракет-носителей "Ангара" и "Русь-М" на компонентах топлива керосин и жидкий кислород на 1-ой ступени и жидкие кислород и водород на верхних ступенях согласно Федеральной космической программе позволят решить

основные экологические проблемы космодромов Байконур, Плесецк и “Восточный” и прилегающих районов в период 2012-2018 годов.

Экологическое воздействие пожаро – и взрывоопасной топливной пары *жидкие кислород и водород* на окружающую среду при испытаниях и отработке ракетных двигателей и ДУ сводится к техногенному воздействию от взрывов и пожаров при возникновении аварийных ситуаций на испытательных комплексах и стартовых сооружениях.

### **3.3. Создание двигательных установок ракетно-космических систем**

Еще в 1893 г. К. Э. Циолковский высказал мысль о возможности использования принципа реактивного движения в “межпланетных” летательных аппаратах. В 1903 году он предложил проект космического аппарата, компонентами которого являлись жидкий кислород и жидкий водород. То есть Циолковский предвидел преимущества экологически чистой и высокоэффективной топливной пары – жидкий кислород и жидкий водород. В 1926 году Р. Годдард предложил ЖРД на жидком кислороде и керосине.

В Германии во время 2-й мировой войны В. фон Браун создал первую ракету Фау-2 с ЖРД тягой 250 кН на компонентах этиловый спирт и жидкий кислород. В СССР первые ракеты (Р-1) создавались после второй мировой войны на основе ракеты Фау-2, а ракета Р-5 и ЖРД были уже собственной разработкой Опытно-конструкторских бюро С. П. Королева и В. П. Глушко.

При анализе создания ДУ ракетно-космических систем рассмотрим некоторые разработки, обеспечившие основные этапы выполнения космических программ. В середине 50-х годов XX века была разработана и создана 2-х ступенчатая РН “Восток” (Р-7), с помощью которой были осуществлены запуск первого искусственного спутника Земли, а также первый полет человека в космос на космическом корабле “Восток”.

В это же время в Опытно-конструкторском бюро В. П. Глушко были созданы двигатели РД216 (тяга 1470 кН), РД251 (тяга 2410 кН) для ракет Р-14, Р-16 и Р-36 и мощный однокамер-

ный двигатель РД253 (тяга 1500 кН), выполненный по схеме с дожиганием окислительного газа, для первой ступени РН “Протон”. Эти двигатели работали на самовоспламеняющейся высокоэффективной топливной паре АТ-НДМГ. Также был создан двигатель РД119 (тяга 107 кН в пустоте) на жидком кислороде и НДМГ с высоким удельным импульсом для второй ступени РН легкого класса “Космос-1”.

В Опытно-конструкторском бюро А.М. Исаева в 1962-1965 гг. был создан двигатель 11Д49 (тяга 157 кН в пустоте), работающий на компонентах НДМГ и АТ по схеме без дожигания восстановительного генераторного газа, для второй ступени РН легкого класса “Космос-3” (“Космос-3М”). РН “Космос-3” был предназначен для вывода спутников связи и метеонаблюдений массой до 1500 кг.

Ракетно-космические комплексы “Восход”, “Молния”, “Союз” и др., созданные на базе РН Р-7, “Протон” и их модификаций, обеспечивали выполнение пилотируемых программ на орбитальных комплексах (“Восход”, “Союз”, “Салют”, “Мир” и др.) и вывод автоматических космических аппаратов (“Луна”, “Марс”, “Венера” и др.).

В 1961 г. после осуществления первого успешного космического полета Ю.А. Гагарина президент США Джон Кеннеди поставил национальную задачу “догнать и перегнать русских” по созданию ракетного комплекса “Сатурн-5” с лунным кораблем “Аполлон” для обеспечения пилотируемых полетов на Луну. По лунной программе “Аполлон” были созданы двух- и трехступенчатые ракеты-носители “Сатурн-1”, “Сатурн-1В” и “Сатурн-5” на кислородно-керосиновом топливе на первой ступени и кислородно-водородном топливе на второй и третьей ступенях РН “Сатурн-5”. Для выполнения программы и отработки комплекса “Сатурн-Аполлон” в США была создана мощная испытательная база.

Всего было осуществлено 7 запусков пилотируемых космических кораблей “Аполлон” на Луну (1-й полет состоялся 16-24 июля 1969 г. с астронавтами Н. Армстронгом, Э. Олдрином и М. Коллинзом).

В СССР по пилотируемой лунной программе в 1962-1972 гг. создавалась ракета-носитель “Н1Л3” [9, 10]. Ракета-носитель “Н1Л3” предназначалась для старта к Луне и обеспечения высадки космонавта на Луну. В ОКБ С.П. Королева при выборе схем и

параметров двигателей предпочтение давалось экологически чистым и более безопасным компонентам топлива – жидкому кислороду и керосину для пилотируемой ракеты, а В.П. Глушко считал более приемлемым топливную пару АТ-НДМГ. К тому моменту у него были практически отработаны двигатели для РН “Протон” на компонентах АТ-НДМГ. В результате этих разногласий С.П. Королев выдает ТЗ на разработку двигателей для всех ступеней ракеты “Н1Л3” в авиационное Опытно-конструкторское бюро Н.Д. Кузнецова, которое к тому времени не имело практического опыта создания ЖРД. Отработка двигателей и проведение летных испытаний РН “Н1Л3” принимало затяжной характер, т. к. стартовый комплекс был готов к испытаниям только в конце 1969 г. Было проведено четыре пуска ракеты “Н1Л3”, которые проходили с аварийными исходами.

Отвечая на вопрос: “Почему мы не слетали на Луну?”, академик В.П. Мишин, ставший после С. П. Королева главным конструктором ОКБ-1 в 1966 г., высказался следующим образом:

“Во-первых, США в то время обладали более высоким научно-техническим и экономическим потенциалом, чем наша страна.

Во-вторых, в США программа “Сатурн-Аполлон” была общенациональной программой, которая должна была восстановить престиж страны.

В-третьих, наряду с программой посадки человека на Луну у нас разрабатывался в ОКБ В. Н. Челомея проект облета Луны космическим кораблем “УР700-ЛК700” с двумя космонавтами на борту. Наличие двух программ распыляло силы”.

К этому можно добавить:

- американцы, создавая ракету “Сатурн-5”, на второй и третьей ступенях применили более эффективную топливную пару – жидкие кислород и водород, которая превосходила кислородно-керосиновое топливо на ~ 30% по удельному импульсу. В те годы в нашей стране применение кислородно-водородного топлива на четвертой и пятой ступенях ракеты “Н1Л3” рассматривалось на втором этапе при последующей модернизации ракетного комплекса (кислородно-водородные ЖРД 11Д56 тягой 73,5 кН и ЖРД 11Д57 тягой 392 кН разработки ОКБ А. М. Исаева и ОКБ А. М. Люльки);

- ступени ракеты “Сатурн-5” имели более оптимальную схему ДУ и количество двигателей, что обеспечило более высокую надежность всей системы;

- в США была создана мощная стендовая база, позволившая провести эффективную отработку двигателей, ступеней ракет на стенде с имитацией полетных (натурных) условий эксплуатации: четыре стенда, обеспечивали стендовые испытания двигателей F-1 и первой ступени РН “Сатурн-5” с пятью ЖРД F-1 (суммарная тяга 33850 кН).

А при отработке РН “Н1ЛЗ” первая ступень не подвергалась стендовым испытаниям в виду отсутствия такого стенда у нас, и по сути все четыре проведенные летные испытания РН были посвящены совместной отработке двигателей в составе систем питания ДУ первой ступени.

В мае 1974 г. работы по теме “Н1ЛЗ” были прекращены. После закрытия темы “Н1ЛЗ” в ОКБ академика Н. Д. Кузнецова двигатели НК33 (тяга 1470 кН), которые устанавливались на первой ступени, были доведены до совершенства по надежности путем многократных испытаний. В настоящее время остался задел ~ 90 двигателей НК33, которые после 25-летнего хранения при демонстрационных испытаниях на стендах США и России показали хорошую работоспособность. Согласно ФКП-2015 предусматривается использование двигателей НК33 в блоке создаваемого РН “Союз-1.В” (2011-12 гг.).

В 1970 г. американцы приступили к созданию МТКС “Спейс-Шаттл” для доставки на околоземную орбиту полезных грузов массой до 30 т орбитальным самолетом (челноком), рассчитанным на 55 полетов. Первый полет “Шаттл” состоялся в 1981 г. Маршевый кислородно-водородный двигатель SSME орбитального корабля “Шаттл” (время непрерывной работы 8 минут, общий ресурс 7,5 часов) отрабатывался на стенде 12 лет (по плану - 8 лет). Полная стоимость разработки МТКС составила около 20 млрд. долл. (в ценах 1983 г.), из них около 10 млрд. долл. пошли на разработку и более 9 млрд. - на изготовление пяти орбитальных кораблей по программе “Спейс-Шаттл”.

Эксплуатация МТКС “Спейс-Шаттл” была временно приостановлена из-за аварии ОК “Колумбия” при входе в плотные слои земной атмосферы в 2003 г. (повреждение теплозащиты передней кромки крыла при старте). Полеты МТКС “Спейс-Шаттл”



были возобновлены в 2006 г и продолжались до снятия их с эксплуатации в 2010 г.

В СССР была создана многоразовая космическая система (МКС) с ракетой “Энергия” и орбитальным кораблем “Буран”. При создании ракетного комплекса “Энергия” был учтен предшествующий опыт отработки РН тяжелого класса и создан универсальный комплекс стенд-старт, который позволял проводить как стендовые испытания ракетно-космического комплекса и его ракетных блоков, так и летные испытания ракетных комплексов (класса “Энергия”).

На УКСС были проведены стендовые отработочные испытания ДУ блока “Ц” с четырьмя кислородно-водородными двигателями РД0120 и стендовое испытание РКК “Энергия” (блока “Ц” и четырех блоков “А”) перед проведением первого летного испытания РКК “Энергия” с космическим аппаратом “Полюс” (с УКСС). Первый полет комплекса “Энергия-Буран” состоялся со стартового комплекса в мае 1988 г., посадка космического корабля “Буран” при этом происходила в автоматическом режиме [10, 26].

Анализ мирового рынка услуг по запуску космических аппаратов показывает, что сейчас существуют большие потребности в выведении космических аппаратов на геостационарные орбиты. Одним из направлений повышения эффективности средств выведения, доставляющих спутники на геостационарную орбиту, является проведение таких пусков из экваториальной зоны. Для этих целей был реализован проект “Морской старт” совместного предприятия “Си-Лонч”, учредителями которого являются американская компания “Боинг”, российская РКК “Энергия” им. С.П. Королева, норвежская судостроительная компания “Кварнер” и аэрокосмические предприятия Украины ПО “Южмашзавод” и КБ “Южное”. Контрольный пакет акций “Си-Лонч” принадлежит “Боингу”. Россия и Украина представляют для этого проекта трехступенчатую ракету-носитель “Зенит-3SL” с разгонным блоком “DM-SL”, работающим на экологически чистых компонентах топлива (керосин – жидкий кислород).

Как было отмечено выше, отработка ракетных комплексов 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.

С учетом токсичности большинства КРТ холодные испытания агрегатов и систем, например, испытания насосных агрегатов и систем питания проводятся в основном на модельных жидкостях и модельных режимах. Для пересчета расхода рабочего тела и перепада давления в магистралях питания или элементах (агрегатах) ДУ и стенда используются основные соотношения, полученные с учетом идентичности режимов течения (равенства критериев Рейнольдса) [27]:

$$m_M = m_H \frac{\mu_M}{\mu_H}; \quad (3.1)$$

$$\Delta p_M = \Delta p_H \left( \frac{\dot{m}_M}{\dot{m}_H} \right)^2 \frac{\rho_M}{\rho_H}, \quad (3.2)$$

где  $m_M, m_H$  – массовые секундные расходы модельного и натурального компонента (на модельном и натурном режимах);

$\Delta p_M, \Delta p_H$  – перепады давления в магистралях питания на модельном и натурном режимах;

$\mu_M, \mu_H$  – динамический коэффициент вязкости модельной и натурной жидкости;

$\rho_M, \rho_H$  – плотность модельной и натурной жидкости.

Так, большинство холодных испытаний двигателей и ДУ, работающих на токсичных компонентах топлива, для определения характеристик проводятся на модельных жидкостях – воде, а затем истинные характеристики для натурального компонента определяются пересчетом с использованием зависимостей (3.1) и (3.2).

Испытания двигателей и ДУ требуют применения, транспортировки и хранения больших количеств взрыво- и пожароопасных и токсичных КРТ. На стадии создания (отработки) и эксплуатации ЛА возможны аварийные исходы испытаний с проливами и выбросами КРТ, поэтому используемая на испытательных комплексах технология проведения испытаний должна отвечать определенным требованиям и правилам.

### **3.4. Экологические нормы и технология испытаний с применением различных компонентов 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 приравняются 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 и технологии проведения испытаний при применении КРТ 1...4 классов опасности были рассмотрены в разделе 2.

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

Следует отметить, что в начальной стадии работ с водородом ввиду его значительной взрыво- и пожароопасности не было единого мнения о целесообразности дожигания всех видов выбросов водорода. Так, фирма "Пратт-Уитни" (США) придерживалась мнения, что сжигание всего количества выбрасываемого водорода гарантирует полную безопасность испытаний, поэтому над всеми вентиляционными трубами сброса водорода испытательных стендов поддерживается пламя газообразного пропана. Фирма "Дуглас-Эркрафт" (США) считала достаточным выпускать газообразный водород в малых количествах через вертикальную трубу, находящуюся на значительном удалении от мест проведения испытаний, без его дожигания. 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 подувами [5, 9].

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 [9] показано, что для воспламенения выбросов водорода из двигателя требуется источник поджигания с длиной факела не менее 0,3 м; само ПУ при этом необходимо располагать у выходного сечения сопла. Температура самовоспламенения водородно-кислородной и водородно-воздушной смесей составляет соответственно 580 – 590 °С и 410 – 630 °С, минимальная энергия воспламенения - ~ 0,02 мДж [5].

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 [33] исследованы характеристики различных типов поджигающих устройств. Конструктивные схемы некоторых из них представлены на рис. 3.1. Так, в устройстве эжекторного типа (рис. 3.1,б) получено удлинение факела  $l_f$  на 15 ... 20 % перераспределением части водорода в периферийную часть струи (30 - 40 %), в поджигающем устройстве двухкомпонентного типа (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 для использования в стендовых условиях.

Так, при испытании:

- двигателей однократного включения можно применять ПУ с пороховым зарядом, например, со временем горения 11 с и длиной факела  $l_{\text{ф}} = 0,3 \dots 1,0 \text{ м}$ ;

- двигателей многократного включения целесообразно применять ПУ с электрозажиганием с подачей в них газообразного водорода и эжектируемого воздуха;

- двигателей с истечением газов в замкнутый объем или в среду с повышенным содержанием инертного газа следует применять ПУ двухкомпонентного типа с подачей водорода и воздуха от стендовых систем или ПУ с пороховым зарядом.

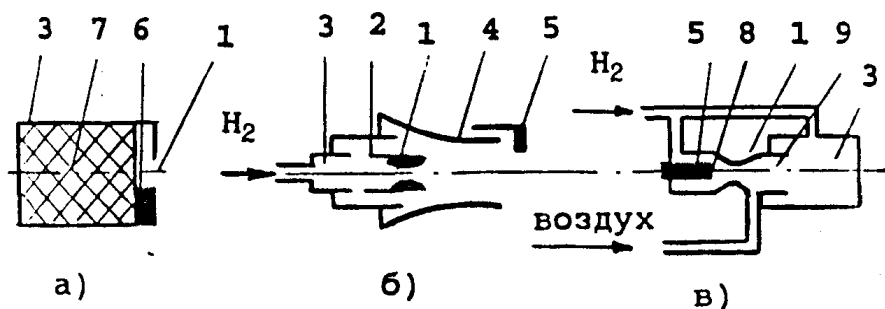


Рис. 3.1. Схемы поджигающих устройств:

а - с пирозапалом; б - эжекторного типа; в - двухкомпонентного типа;

1 - сверхзвуковое сопло; 2 - боковые отверстия; 3 - камера; 4 - насадок; 5 - электрическая свеча; 6 - воспламенитель; 7 - пирозапал; 8 - камера разогрева водорода; 9 - форкамера

Для примера приведены принципиальные схемы некоторых устройств воспламенения водородных выбросов в процессе проведения испытания, разработанные и применяемые на стендах НИЦ РКП [34].

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 с имитацией высотных условий на испытательном стенде.

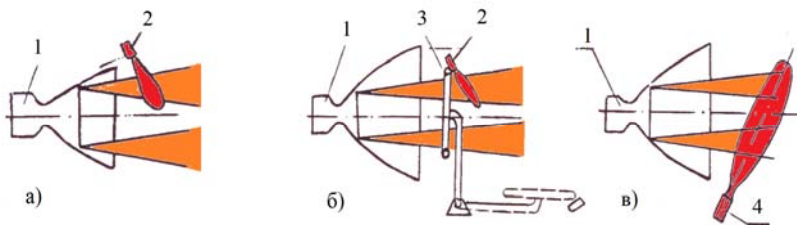


Рис. 3.2. Схемы установки ПУ для воспламенения выбросов:

а, б - однократного; в - многократного включения;

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

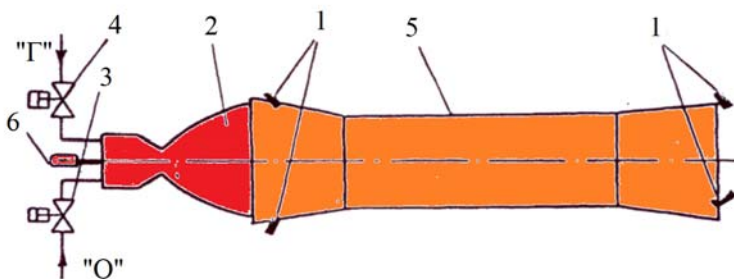


Рис. 3.3. Схема установки пирозапалов при испытании двигателя с выхлопным диффузором:

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

На рис. 3.4 представлена схема устройства для дожигания выбросов водорода в свободной струе при автономных испытаниях газогенераторов, ТНА и проведении технологических операций на стенде (захолаживание систем, заправка и др.). В качестве поджигающего устройства в стендовом дожигателе используются две эжекторные горелки с электроискровым зажиганием, работающие на газообразном водороде и эжектируемом воздухе.



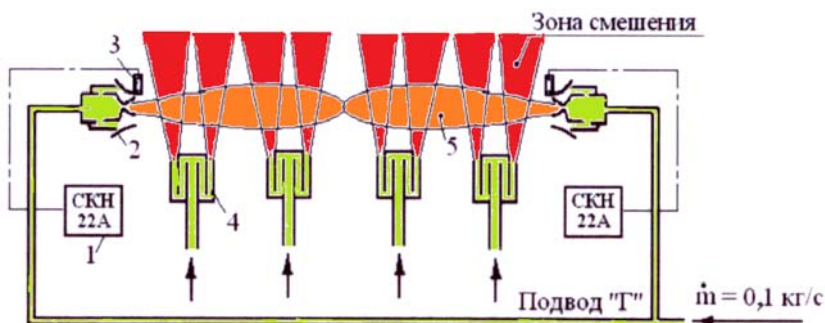


Рис. 3.4. Стендовый дожигатель блочный.

1 - агрегат зажигания; 2 - ПУ; 3 - электросвеча;

4 - выхлопное устройство с газовым затвором; 5 - факел ПУ

**Основные меры безопасности при стендовых испытаниях ДУ на кислородно-водородном топливе.** Как известно, водород в смеси с воздухом и кислородом может взрываться при наличии источников инициирования. Выше были рассмотрены некоторые условия воспламенения водородно-воздушных смесей. Более опасным по своим последствиям является детонация (взрыв) водородных смесей. При этом опасность взрыва усугубляется тем, что пределы детонации находятся внутри области воспламенения (см. табл. 2.2). Для возникновения детонации, помимо наличия горючей смеси, необходим соответствующий источник инициирования. Известно, что наиболее легко детонация возбуждается ударной волной. Возможность детонации в открытом пространстве исследовано в работах [4, 8, 9]. 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 [5, 19].

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 1 кг. Поэтому в стендовых

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

Тропиловые эквиваленты водородно-воздушных и водородно-кислородных смесей в стехиометрическом соотношении составляют 10,4 и 13,3 кг ТНТ/кг  $H_2$ . При этом необходимо учитывать, что с учетом расположения поверхностей, ограниченных нижним и верхним концентрационными пределами детонации в смесях выброса водорода с воздухом (или кислородом) 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:

$$\Delta p_{взр} = \left( \frac{1,06}{R} + \frac{4,3 \cdot \sqrt[3]{B}}{R^2} + \frac{14 \cdot \sqrt[3]{B^2}}{R^3} \right) \cdot \sqrt[3]{B}, \text{ бар}, \quad (3.3)$$

где  $\Delta p_{взр}$  – давление во фронте ударной волны на расстоянии  $\sim R$  (м) от центра взрыва;  $B$  – масса заряда тротила, определяемая соотношением  $B = z \cdot C_3 \cdot m_{H_2}$ ;  $z$  – коэффициент использования водорода во взрыве для случая истечения и смешения с  $Re \gg Re_{кр}$ ;  $Re$  – критерий Рейнольдса;  $C_3 = 10,4$  кг ТНТ/кг  $H_2$  – тротиловый эквивалент водородно-воздушной смеси в стехиометрическом соотношении;  $m_{H_2}$  – масса выброшенного водорода при аварийной ситуации.

Формула (3.3) справедлива для значений приведенного расстояния от центра взрыва

$$\bar{R} = \frac{R}{\sqrt[3]{B}} = 1 \div 15. \quad (3.4)$$

К наиболее опасным факторам при испытаниях водородно-кислородных двигателей и 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. При этом есть принципиальные отличия в обеспечении безопасности испытаний двигателя и ДУ. Наиболее опасными из них являются стендовые испытания ДУ, т. к. в случае разгерметизации топливной системы работающий двигатель (выхлопная струя) может явиться инициатором взрыва смесей выброса (пролива) водорода в смеси с воздухом (или кислородом) при одновременном или раздельном разрушении баков.

**Стендовые испытания кислородно-водородного двигателя.** При испытаниях двигателя на стенде количество выброса (пролива) водорода в аварийной ситуации определяется быстродействием систем контроля опасных накоплений водорода в испытательном боксе, систем аварийной защиты (САЗ), временем перекрытия отсечных клапанов и объемом полостей системы питания двигателя после отсечных клапанов. Так для стенда В2а (НИЦ РКП), предназначенного для проведения испытаний двигателя РД0120 (тяга 1900 кН) с массовым расходом водорода  $\sim 70$  кг/с, в аварийной ситуации при выключении двигателя по команде САЗ возможен выброс 600-700 кг водорода в испытательном боксе. В этом случае безопасное расстояние от стенда составляет  $R_{\text{без}} = 500-600$  м. Как уже отмечалось выше следует отметить, что количество жидкого водорода в стендовых емкостях, расположенных в специальных отсеках, практически не имеют ограничений и определяются только объемом расходных емкостей (исходя из требуемой продолжительности испытания) и конструктивными особенностями стенда. Следует отметить, что для двигателей с тягой до 400 кН (расходы жидкого водорода до 12-13 кг/с) на стенде В2а возможно проведение испытания длительностью до 1500 с, при этом может быть обеспечена подпитка двигателя компонентом по ресурсному трубопроводу от емкостей хранилища жидкого водорода.

**Стендовые испытания кислородно-водородного ДУ.** Безопасность испытания ракетного блока с ДУ на стенде определяется количеством заправляемого водорода в топливный бак ДУ в предположении мгновенного разрушения баков, пролива, смешения и взрыва в аварийных ситуациях образуемых смесей с уче-

том тротиловых эквивалентов и коэффициента использования водорода во взрыве ( $z = 0,05 \dots 0,42$ ).

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 (бронеплитой); двигатель до начала испытаний в составе ДУ должен иметь коэффициент надежности не ниже 0,98, подтвержденный при автономных испытаниях; агрегаты и системы ДУ должны быть испытаны автономно 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 баков, дополнительные дренажно-предохранительные клапаны, системы дополнительного наддува баков; должно быть предусмотрено применение в ДУ систем пожаровзрывопреупреждения (СПВП) и систем аварийной защиты (САЗ), состоящих из датчиков, сравнивающих устройств и исполнительных органов, осуществляющих контроль определенных параметров двигателя и ДУ и прекращение испытания при их отклонениях от заданных величин. Применяемые в настоящее время САЗ основаны на контроле таких параметров двигателя как давление в камере сгорания (или давление перед форсунками), давления и температура на входе в двигатель, в разделительной полости насосов окислителя и горючего, в газогенераторе, частоты вращения ротора ТНА и обеспечивают коэффициент охвата аварийных ситуаций до 0,6. Следует также отметить, что эффективность функционирования систем аварийной защиты определяется быстродействием исполнительных органов двигателя, в частности, клапанов подачи компонентов топлива в газогенератор привода основного ТНА при аварийной ситуации (время закрытия), который определяет время выключения двигателя ( $\tau = 0,1 - 0,2$  с).

**По системам стенда:** контролировать опасные концентрации водорода и кислорода в отсеках стенда и ДУ; воспламенить 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  $R_{без}$ ; готовность служб пожарной охраны к газоспасательным работам по ликвидации последствий аварийных ситуаций; принятие мер по ограничению продолжительности первого испытания и количества заправляемого в бак ДУ водорода, которое определяется исходя из расположения испытательного стенда (расстояния до жилой зоны) и размерности испытываемого двигателя.

При формировании решения о возможном количестве заправляемого жидкого водорода наиболее вероятным считается “мгновенное” развитие событий от разрушения баков “Г” и “О” до реализации взрыва в атмосфере стехиометрической смеси водорода и кислорода. Прогнозирование степени повреждения зданий и сооружений, находящихся на территории промышленной и жилой зон, в случае потенциальной аварии производится путем расчетного определения размеров опасных зон.

Ключевыми моментами в этих расчетах являются:

- масса выброса взрывоопасного компонента и коэффициент использования этого компонента во взрыве;
- коэффициент разрушений, определяемый энергией сгорания стехиометрической парогазовой смеси.

Применительно к стендовой отработке кислородно-водородных ракетных блоков, имеющих в топливных баках от 1 т до 10 т жидкого водорода, в соответствии с моделью мгновенного развития событий проведены расчеты опасных зон. Результаты расчетов для водородно-кислородной смеси с использованием соотношений (3.3) и (3.4) показаны на рис. 3.5 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  $z = 0,2 \dots 0,42$ .

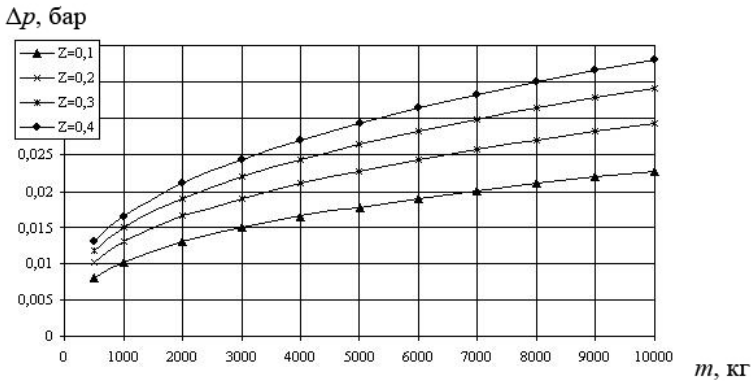


Рис. 3.5. Результаты расчета избыточного давления во фронте ударной волны в зависимости от массы выброса водорода ( $m_{H_2}$ ) и коэффициента участия его во взрыве ( $z$ ) при расстоянии до жилого массива  $R = 1100$  м (водородно-кислородная смесь)

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

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 с риском  $10^{-4}$ . Из графика, приведенного на рис. 3.5, видно, что при ограниченном расстоянии от стенда до зданий жилой зоны (~1100 м) испытания без доработки конструкции стенда возможны с заправкой водорода в топливный бак ДУ в количестве не более 2700 кг [31, 32]. Следует обратить внимание на то, что расчеты проводились с использованием гипотетической модели развития аварийной ситуации, которые не учитывают динамику и кинетику процессов от начала разгерметизации системы до взры-

ва, 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 позволяет рассматривать вопрос о проведении испытаний на стенде НИЦ РКП ДУ с заправкой блока II-ой ступени РН «Русь-М» водородом (до 6600 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 систем объекта испытания;

- 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.;

- оснащение САЗ двигателя каналами контроля виброперегрузок в наиболее теплонапряженных системах ДУ (ТНА и камера сгорания);

- применение активных средств флегматизации взрывоопасных смесей в отсеках ДУ и стенда и др. [31, 34].

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.

### 3.5. Перспективы развития двигательных установок ракетно-космических систем

В настоящее время для вывода тяжелых грузов (орбитальных станций с массой до 20 тонн) применяется РН “Протон” с использованием высокотоксичных компонентов топлива НДМГ и АТ. Для уменьшения вредного влияния РН на окружающую среду была проведена модернизация ступеней и двигателей ракеты (“Протон-М”) с целью значительного уменьшения остатков компонента в баках и магистралях питания ДУ.

Также для вывода полезных нагрузок в России используются относительно дешевые конверсионные ракетные комплексы “Днепр”, “Стрела”, “Рокот”, “Циклон” и “Космос-3М”, работающие также на токсичных топливах.

Для запуска пилотируемых кораблей с космонавтами используются только ракеты-носители “Союз” (Россия) на кислородно-керосиновом топливе и МКТС “Спейс-Шаттл” (США), эксплуатацию которого НАСА планирует завершить в 2010 г. Есть планы создания ракет-носителей для запуска пилотируемых аппаратов у Китая (совершили первый полет китайского космонавта в 2003 г.) и Европейского сообщества (ЕС).

В зарубежных перспективных ракетно-космических программах можно отметить американские ракеты-носители среднего и тяжелого классов [26]:

- РН “Атлас-IIAR”, у которого значительно были улучшены летные характеристики с установкой в 2000 г. на первой ступени российского кислородно-керосинового двухкамерного двигателя РД180 (тяга 3900/4230 кН) разработки ОАО “Энергомаш” им. В.П. Глушко;

- РН “Дельта-IV”, выполненного в блочной компоновке и оснащенного в двух ускорителях и на первой ступени относительно дешевыми кислородно-водородными двигателями RS-68 повышенной надежности (тяга в пустоте 3400 кН, давление в камере 9,7 МПа и удельный импульс в вакууме до 414,2 с) разработки фирмы “Рокетдайн”.

РН “Атлас-IIAR” оснащен блоком второй ступени “Центавр” с двумя кислородно-водородными двигателями RL10A-4-1 со сдвигающейся сопловой насадкой разработки компании



“Пратт-Уитни” (тяга 198, 4 кН), а РН “Дельта-IV” - блоком второй ступени “Центавр” с одним кислородно-водородным двигателем RL10-B2 со сдвигающейся сопловой насадкой (тяга 105 кН). При этом следует отметить, что двигатель RL10-B2 со сдвигающейся сопловой насадкой при относительно небольшом давлении в камере ( $p_k = 4,6$  МПа) за счет большой степени расширения сопла позволяет получить удельный импульс тяги  $J_{уд} = 466$  с.

ЕС успешно эксплуатирует для доставки тяжелых полезных нагрузок с космодрома Куру ракету-носитель “Ариан-5” с разгонным блоком EPS (двигатель с тягой 29 кН, работающий на топливе четырехокись азота и НДМГ, время функционирования 1100 с). Планируется модернизировать РН “Ариан-5” и оснастить его разгонным блоком с криогенным двигателем “Vinci” двухкратного включения на кислородно-водородном топливе (тяга 180 кН). Двигатель разгонного блока оснащается выдвигаемым сопловым насадком из композиционного материала с геометрической степенью расширения  $f_c = 243$  ( $J_{уд} = 464,3$  с). Это позволит в конечном итоге выводить до 11 т полезного груза на переходную орбиту.

Одной из современных ракетно-космических комплексов, предназначенных для вывода в космос объектов различного назначения, являются двухступенчатые ракеты Н-II и Н-IIА (Япония) с кислородно-водородными двигателями LE-7 (тяга на Земле 840 кН, в пустоте 1080 кН) и LE-5A (тяга 122 кН в пустоте). На первой ступени указанной ракеты используются два твердотопливных ускорителя по 2300 кН тяги. В разделе 2.3.2 была рассмотрена схема высотного стенда с барокамерой и парожеткортной установкой (см. рис. 2.26), на котором проводилась отработка двигателя LE-5A с имитацией высотных условий на режимах запуска, маршевом режиме и выключения в течение 600 с и экспериментальным подтверждением удельного импульса тяги  $J_{уд} = 447$  с.

В Индии для обеспечения общеобразовательной программы через Интернет предусматривается вывод на геосинхронную орбиту спутника с периодом обращения вокруг Земли 24 часа. Для этого ISRO создает трехступенчатую ракету-носитель GSLV с криогенным разгонным блоком. Криогенный разгонный блок с кислородно-водородным двигателем КВД1 (тяга 73,5 кН,  $J_{уд} = 458$  с и время работы до 800 с) разработан и по-

ставляется в Индию российскими фирмами ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и КБХМ им. А. М. Исаева. В апреле 2001 г., в мае 2003 г. и в сентябре 2004 г. успешно проведены запуски ракеты GSLV с криогенным разгонным блоком.

В перспективе развития российской ракетно-космической техники предусматривается создание современных ракет-носителей легкого, среднего и тяжелого классов [26, 34, 35]: модификации РН “Союз”, “Русь-М” и “Ангара” с использованием экологически чистых компонентов топлива:

- на первых ступенях кислородно-керосинового (на первом этапе) и кислородно-метанового топлива (на втором этапе);
- на верхних ступенях – кислородно-водородного топлива.

По совместной программе Европейского космического агентства и Роскосмоса предусматривается осуществление запусков РН “Союз-СТ” с космодрома Куру для увеличения массы выводимых грузов на орбиту Земли. Рассматриваются также планы модернизации РН “Протон-КМ” с оснащением РН третьей ступени кислородно-водородным разгонным блоком (КВРБ) с двигателем РД0146Д (тяга 73,5 кН) и второй ступени РН универсальным кислородно-водородным блоком (УКВБ) с четырьмя двигателями РД0146 (тяга 400 кН).

В различных вариантах РН семейства “Ангара” будут ракеты как легкого класса (грузоподъемность на низких опорных орбитах 2-3,7 т), так и среднего и тяжелого классов (грузоподъемность до 24,5 т., а в последствие - до 28,5 т).

В основу семейства ракет “Ангара” положен универсальный ракетный модуль (УРМ) с кислородно-керосиновым двигателем РД191 (тяга 1923 кН), выполненным по схеме с дожиганием генераторного газа. Носитель легкого класса будет иметь один такой модуль, а носители среднего и тяжелого классов будут иметь от 3 до 5 таких модулей. В качестве второй ступени рассматривается применение блока либо на кислородно-керосиновом топливе, либо универсального кислородно-водородного блока типа УКВБ. Кроме того, для улучшения экономических показателей ракет-носителей, а также минимизации отчуждаемых для падения отработавших ступеней ракет территорий прорабатывается вопрос создания возвращаемых к месту старта первых ступеней многократного применения (программа “Байкал”). Для этого блок первой ступени должен быть оснащен

поворотным хвостовым оперением, складным крылом и вспомогательным турбореактивным двигателем, обеспечивающим возвращение блока на аэродром, расположенный вблизи стартового комплекса. Это позволит значительно сократить площади отводимых земель для падения первых ступеней ракет.

В качестве разгонного блока в модификациях РН "Ангара" предусматривается использование: на первом этапе - ракетного блока "Бриз" на высококипящих компонентах топлива и на втором этапе – блока "КВТК-Двина" с кислородно-водородным двигателем РД0146Д (тяга 73,5 кН) [26, 38].

По Федеральной космической программе России до 2020г. предусматривается также создание РКК "Русь-М" среднего класса повышенной грузоподъемности. На блоках первой ступени РН "Русь-М" по основному варианту планируется установить кислородно-керосиновый двигатель РД180 с тягой ~ 4000 кН (разработки НПО "Энергомаш" им. В.П. Глушко) и на второй ступени - 4 кислородно-водородных двигателя РД0146 с суммарной тягой ~ 400 кН (разработки ОАО КБХА). Рассматривается также альтернативный вариант оснащения блока первой ступени кислородно-керосиновым двигателем РД0163, выполненным по схеме без дожигания генераторного газа (тяга 2450 кН) разработки ОАО КБХА.

Предусматриваются также варианты создания в перспективе РКК "Русь-МСТ" тяжелого класса на основе блоков первой ступени с кислородно-керосиновыми двигателями РД180 и блока второй ступени с кислородно-водородным двигателем типа РД0120 с тягой 1960 кН.

В последние годы в отечественной практике применяется также последовательный метод отработки двигателей (см. раздел 1.2) 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 "Энергомаш" им. В.П. Глушко проведена отработка современных двигателей РД191 для 1-ой ступени РН "Ангара" и РД180 по коммерческому заказу для РН "Атлас-ПАС" с использованием предшествующего опыта отработки и создания двигателей нового поколения РД170 и РД171 (РН "Энергия" и "Зенит").

Основной отличительной особенностью кислородно-водородных двигателей РД0146Д и РД0146, предназначенных для верхних ступеней модификаций РН "Ангара" и РН "Русь-М", является выполнение двигателя по безгазогенераторной схеме, с отдельными ТНА "Г" и ТНА "О" и оснащение камеры сгорания неохлаждаемыми сопловыми насадками с геометрической степенью расширения сопла до  $f_c = 430$  ( $J_{уд} = 471$  с). В двигателе данной схемы для привода ТНА используется водород, подогретый в рубашке охлаждения камеры сгорания до температуры 400 К, и этим исключаются высокотемпературные узлы (газогенератор, тракты подвода горячего газа), турбины ТНА окислителя и ТНА горючего будут работать при температуре водорода не выше 400 К, что значительно повышает надежность функционирования двигателя. Кроме того, это потребует для проведения отработки двигателя и экспериментального подтверждения удельных параметров ( $J_{уд} = 471$  с) имитации высотных условий с применением барокамеры, выхлопного диффузора и парожеткторной установки на испытательном стенде.

Таким образом, рассмотрение перспективных российских и зарубежных ракетно-космических программ показывает общую тенденцию применения в разгонных блоках РН кислородно-водородных двигателей с выдвижными сопловыми насадками, выполненными из композиционных углерод-углеродных материалов с большими геометрическими степенями расширения сопла ( $f_c = 200-430$ ). При этом, как отмечалось в разделе 2.3.2 в практике отработки большинства высотных двигателей (11Д56, 11Д57 и КВД1) с сопловыми насадками до  $f_c \leq 200$  применялась в основном система с барокамерой и выхлопным диффузором, которая обеспечивала имитацию высотных условий на маршевом режиме (после запуска диффузора) и расчетно-экспериментальное подтверждение удельного импульса тяги ( $J_{уд} = 454-458$  с).

Поэтому одним из основных направлений развития испытательной базы отрасли для отработки современных маршевых ЖРД с выдвижными сопловыми насадками для разгонных блоков является оснащение стендов барокамерами, выхлопными диффузорами и парожеткторными установками для имитации высотных условий в процессе запуска, на маршевом режиме и выключении.

### 3.6. Некоторые перспективы внедрения

#### альтернативных источников энергии в энергетических и транспортных системах

В данном разделе рассмотрены решение некоторых экологических проблем в энергетических и транспортных системах за счет применения альтернативных источников энергии (например, водорода и метана).

**Энергетика.** Запасов углеводородного топлива (нефти, природного газа) должно хватить на 50...100 лет, каменного угля - на 400 лет. К тому же их применение вызывает значительное загрязнение окружающей среды и парниковый эффект на Земле, что может привести к потеплению климата и увеличению температуры на 2...4 градуса. Поэтому применение альтернативных источников энергии актуально и должно увеличиться.

Доля атомной энергетики в мире растет и к 2000 году достигла ~ 20 %, но запасов ядерного урана тоже должно хватить на 40...50 лет при использовании АЭС на тепловых нейтронах. Внедрение реакторов-размножителей на быстрых нейтронах, наряду с выработкой электроэнергии, обеспечат переработку и получение нового ядерного горючего под воздействием нейтронного потока (из природного урана-238 образуется синтетическое ядерное горючее уран-233). В реакторах-размножителях уран будет использоваться в 40-60 раз эффективнее и позволит получать энергию в  $360Q$  вместо  $1,8Q$ , которые можно получить при использовании разведанных в настоящее время запасов урана.

Здесь  $Q$  – энергетический эквивалент, равный  $Q = 1,055 \cdot 10^{21}$  Дж или в пересчете на условное топливо составляет  $Q = 3,6 \cdot 10^{10}$  т условного топлива. Заметим, что мировая годовая потребность в энергии в 2000 г. составила  $0,8Q$ .

Доля возобновляемых источников энергии, связанных с деятельностью Солнца (энергия ветра, гидроэнергия, энергия морских приливов и отливов, геотермальная энергия), в энергетике в 2000 году составила на уровне ~ 7 %.

Переход транспорта, промышленности и бытовых потребителей на топливо - водород — это путь к радикальному решению проблемы охраны воздушного бассейна от отравлений, вы-

зываемых оксидами углерода и азота, от хронических отравлений, вызываемых оксидами серы, углеводородами, и от вековых накоплений в атмосфере диоксида углерода ( $\text{CO}_2$ ), откуда углерод уводится в энергетические тупики (залежи карбонатов). Переход на водородную технологию не меняет не только водного баланса планеты, но и водного баланса отдельных регионов, где будут расположены крупные системы для разложения воды термохимическим способом или электролизом.

Создание водородной технологии является долгосрочной задачей и в то же время конкретным все более весомым вкладом в решение энергетических проблем развивающегося мира.

Водород универсален, он является и горючим, и химическим сырьем. Транспортирование водорода только на 20—50 % дороже транспортирования природного газа. Потери энергии при компрессии водорода, при его транспортировании по трубопроводам составляют примерно 1 % переносимой энергии, а стоимость транспортирования равна примерно 10 % стоимости передаваемого газа. Водород удобен при хранении, дает возможность гибкого решения проблемы отбора энергии в условиях переменной потребности в нем, имеет высокую теплоту сгорания.

На рис. 3.6 представлены схемы энергетических циклов на органическом горючем (углеводородном топливе) и водороде.

По современным исследованиям, водород способен покрыть 85 % всех энергетических потребностей в секторе индустрии и 92 % потребностей бытового сектора и сектора мелких потребителей.

Универсальность водорода состоит в том, что он может заменить любой вид горючего в различных отраслях производства, в промышленности, на транспорте, в энергетике. Водород может быть легко использован и на небольших передвижных или стационарных энергетических установках, в газовых турбинах для генерирования электроэнергии и в крупных топках и печах; может храниться в любых количествах. Его использование в качестве энергоносителя не потребует коренных изменений в современной технологии использования топлива.

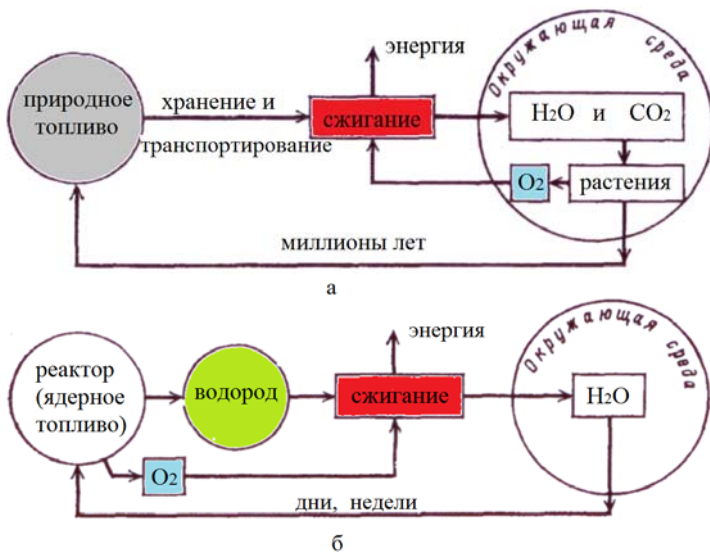


Рис. 3.6. Схемы использования возобновления природных видов горючего (а) и водорода (б)

Применение водорода облегчает переход от природных горючих к атомной энергетике. Этот переход завершится, видимо, в XXI веке. Обладая всеми преимуществами природных горючих, водород свободен от их недостатков. При его сжигании с дозированным количеством кислорода не создается вредных выбросов, ликвидируется опасность парникового эффекта.

Запасы сырья для получения водорода в природе практически неисчерпаемы. Только в морях и океанах нашей планеты, по ряду оценок, содержится  $(1-2) \cdot 10^{17}$  т водорода и  $2 \cdot 10^{13}$  т дейтерия. При сжигании водород вновь в виде воды возвращается в кругооборот природы.

Будучи химическим сырьем для получения аммиака, метанола, гидразина, гидрирования угля, водород и в новых формах косвенно увеличивает ресурсы энергетического горючего. Все это лишь средства и формы аккумуляирования энергии водорода. Универсальность водорода характеризуется и тем, что он способен заменить электричество в качестве энергетического посредника между атомным реактором и потребителями энергии.

Электричество не является наилучшей формой энергии с точки зрения ее транспортирования и хранения. Стоимость передачи и распределения электрической энергии высока — достигает 50 % общей ее стоимости. Велики и потери электроэнергии при ее передаче на дальние расстояния. Однако и расположение крупных электростанций внутри густонаселенных промышленных районов также неприемлемо из-за большого локального выделения тепла в окружающую среду.

Так как 1 кВт·ч электроэнергии эквивалентен 3600 кДж тепловой энергии, то средний термический КПД электростанций составляет 32,5 %. В табл. 3.2 приведены данные по КПД энергоснабжения электроэнергией и газом как энергоносителями.

*Таблица 3.2*

**КПД энергоснабжения потребителей электроэнергией и газом**

Источник энергии	КПД термический производства энергии, %	КПД термический транспортирования и распределения энергии, %	КПД энергоснабжения потребителя, %
Электроэнергия	32,5	86	59
Газ	97,0	96	93

Как следует из этих данных, при выработке и распределении электричества только 59 % от содержащейся в природных ресурсах энергии поступает к потребителю, а при использовании газа — 93 %.

Энергетическая система, построенная на водороде и включающая транспортирование энергии и ее распределение, оказывается более экономичной. Это подтверждается данными, приведенными в табл. 3.3.



Таблица 3.3

**Стоимость энергии, доставленной потребителю в  
форме электричества и через производство водорода**

Статья расхода	Электроэнергия, долл. / ГДж	Водород, долл. / ГДж
Производство	27,97	0,90-33,83
Система распределения по потребителям.	16,83	3,56
Передача на 100 км	6,40	5,44
Общая стоимость	51,20	39,90 - 42,83

Вероятно, наиболее рациональной может стать энергетическая система, построенная на двух энергоносителях:

на электричестве (автоматизация, механизация, освещение, передача информации, система управления);

на водороде (транспорт, быт, химия, металлургия, энергетика).

Перспективность такой системы определяется и ее наибольшим приближением к эволюции биосистемы планеты [5].

Таким образом, сочетание атомной энергетики с таким энергоносителем, как водород, сможет обеспечить все энергетические и энерготехнологические потребности общества в относительно недалеком будущем. Как справедливо указывал академик А. Н. Фрумкин: “Разложение воды и противоположный ему процесс – окисление водорода, могут заменить нашей цивилизации добычу и сжигание ископаемого горючего”. Вода + ядерная энергетика + диоксид углерода – это в то же время новые неограниченные запасы углеводородов на нашей планете для целей химической технологии.

*Первой ступенью перехода к водородной энергетике* будет широкое использование твердых горючих (каменного угля) для процессов газификации и гидрогазификации с получением ряда продуктов ( $\text{CO} + \text{H}_2$ ); метана; метанола; аммиака; водорода.

*Вторая ступень перехода к водородной энергетике* – развитие технологии получения водорода комбинацией выработки тепловой энергии в высокотемпературных атомных реакторах

с термохимическим методом разложения воды на водород и кислород в замкнутых циклах [5, 31].

**Авиация.** В 2000 году авиационный транспорт США потреблял до 30% всей энергии, используемой на транспорте. Поскольку для авиации требуется углеводородное горючее высокого качества, то поиск альтернативных источников горючего становится особенно актуальным. К тому же следует добавить, что при переработке сырой нефти выход авиационного горючего составляет всего 8-12 % (в перспективе до 17 %) на сырую нефть.

Метан является привлекательным авиационным горючим, однако он обладает меньшей энергоемкостью, чем водород. Водород дает минимум загрязнения окружающей среды. Высокая теплота сгорания водорода (121000 кДж/кг), примерно в 2,8 раза превышающая теплоту сгорания углеводородных горючих, его высокая полнота сгорания позволяют значительно повысить эффективность авиационных двигателей, уменьшить удельный расход горючего, уменьшить массу и габариты двигателя.

В настоящее время многие авиационные фирмы ведут разработки газотурбинных двигателей на метане для самолетов.

В 90-х годах XX века были проведены испытания пассажирского самолета Ту-155 на водороде, при которых были продемонстрированы преимущества и возможности использования водорода в авиации, в том числе экологическая чистота применения водорода.

Предлагается также использовать жидкий водород в авиации не только в качестве горючего, но и в качестве высокоэффективного хладагента. Перед подачей в двигатель жидкий водород можно использовать для охлаждения лопаток турбины и эксплуатировать ее при более высокой температуре с большей эффективностью. В гиперзвуковой авиации при скоростях полета с числом Маха до 6 летные качества самолета на жидком водороде получаются оптимальными.

Для дозвуковых и сверхзвуковых самолетов замена углеводородного горючего (керосина) жидким водородом снижает массу необходимого горючего почти в три раза, а общую массу самолета на 25 % с учетом уровня технологии 90-х годов XX века. По прогнозам исследователей применение жидкого водорода в гражданской авиации экономически выгодно даже при его массовой стоимости в три-четыре раза выше стоимости керосина. В

настоящее время внедрение водородного горючего в авиации сдерживается, в основном, высокой стоимостью водорода, отсутствием развитой инфраструктуры получения, транспортировки и применения водорода. Например, стоимость 1 кг жидкого водорода, получаемого применением метода электролиза воды в опытном производстве НИЦ РКП, составляет 10-14 \$ (определяется в основном стоимостью электроэнергии), а стоимость 1 кг жидкого водорода, получаемого из природного газа в Индии, составляет ~20 \$ (определяется сырьем и технологией, поставляемой Германией).

Поэтому в авиации на первом этапе предусматривается использование сжиженных природных газов с развитием соответствующей инфраструктуры систем хранения и заправки и на втором этапе - переход к применению жидкого водорода.

**Автотранспорт.** Современный автотранспорт на жидком углеводородном горючем в наибольшей степени загрязняет окружающую среду. В качестве вредных продуктов наряду с оксидом углерода, оксидами азота, серы, незлагающимися углеводородами выделяются канцерогенные полиароматические соединения, сажа, соединения свинца и другие химические соединения. В среднем в год автомобиль выбрасывает в атмосферу 800 кг CO, 40 кг NO<sub>x</sub> и более 200 кг углеводородов. А их количество стремительно возрастает, к 2010 году по прогнозу в мире будут эксплуатироваться ~1 млрд. автомобилей.

Современная химическая технология может предложить автомобильному транспорту альтернативные горючие, исключая вредные выбросы:

**водород** (в виде сжатого газа или в жидком виде) с хранением в баллонах или криогенных сосудах;

**синтетические жидкие горючие на основе водорода** (метанол, аммиак, этанол, синтетический метан).

В табл. 3.4 представлена сравнительная характеристика водорода, ряда углеводородных и синтетических горючих для автомобильного транспорта и удельные выбросы вредных веществ.

Таблица 3.4

**Характеристика углеводородных и синтетических горючих и удельные выбросы вредных веществ**

<b>Характеристика</b>	<b>Водород</b>	<b>Метан</b>	<b>Пропан</b>	<b>Метанол</b>	<b>Этанол</b>
Химическая формула	H <sub>2</sub>	CH <sub>4</sub>	C <sub>3</sub> H <sub>8</sub>	CH <sub>3</sub> OH	C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH
Температура кипения, К	20	111	231	338	351,3
Плотность при нормальных условиях, кг/м <sup>3</sup>	70,6	423	582	790	790
Теплота сгорания (низшая), кДж/м <sup>3</sup>	8,54	1,2	7,2	15,8	19,4
Стехиометрический расход воздуха кг/кг	34,5	7,2	5,6	9,0	6,1
Температура воспламенения при 101,325 кПа, С	410-630	640 - 680	510-580		
Удельный выброс 10 <sup>3</sup> кг/кДж:					
Оксидов азота	2,88	3,49	3,06	3,06	2,88
Оксида углерода	0	92,2	77,9	74,3	81,2
Углеводородов	0	2,3	1,7	-	-

Переход на водородное горючее снимает проблему загрязнения окружающей среды выхлопными газами. Даже добавки водорода в незначительных количествах (5-10 %) позволяют в городских условиях эксплуатации двигателя сократить расход бензина на 20-30 % и повысить топливную экономичность двигателя на 10-15 %, выбросы оксида углерода при этом могут быть снижены с 1-4 % до 0,1 %.

Известно, что еще в годы второй мировой войны в блокадном Ленинграде использовали в автомобилях в качестве горючего водород из аэростатов воздушного ограждения.

Использование водорода в качестве горючего в автомобилях возможно как в двигателях внутреннего сгорания (ДВС), так и топливных элементах (ТЭ) с электрохимическим генератором (ЭХГ). При этом возможны различные системы хранения водорода: газобаллонное под высоким давлением; криогенное хране-

ние жидкого водорода или гидридное хранение водорода. В США, Японии, Германии и ряде других стран ведутся интенсивные работы по созданию автомобилей на водороде. В недалекой перспективе в результате ужесточения стандартов на выбросы, повышения стоимости бензина и снижения стоимости ТЭ ожидается изменение конъюнктуры в пользу автомобилей на водороде. Существует много разновидностей ТЭ, отличающихся по используемому топливу, температурному режиму работы, электролиту и т. д.

В качестве горючего в топливных элементах могут применяться водород, гидразин, спирты и др., а в качестве окислителя – кислород (воздух), перекись водорода, хлор, и др.

В системах энергопитания космических аппаратов (КА) нашли применение водородно-кислородные топливные элементы, так как водород является наиболее калорийным топливом, а вода, являющаяся конечным продуктом реакции, может быть использована (например, на космическом корабле) для технических и бытовых нужд. Водородно-кислородные ТЭ в зависимости от рабочей температуры делятся на низкотемпературные (до 100 °С) и среднетемпературные (от 100 до 250 °С). Принципиальная схема  $H_2-O_2$  ТЭ показана на рис. 3.7.

ТЭ состоит из трех камер, разделенных между собой пористыми стенками-электродами, изготовленными из мелкодисперсной никелевой подложки, на которую нанесен никелевый порошок крупнопористой структуры. На границе мелких и крупных пор внедрен катализатор: водородный электрод активируется платино-палладиевым катализатором, кислородный – чистой платиной. В средней камере находится электролит – 30-40 процентный раствор ОН. В крайние камеры подаются газообразные водород и кислород.

При разомкнутой внешней цепи между электродами возникает разность потенциалов (1–1,1 В). При замыкании полюсов через электрическую нагрузку каждая молекула водорода реагирует с адсорбированным кислородом и образуют ионы гидроксидов ОН, являющиеся носителями тока в электролите. Для обеспечения работы топливного элемента необходимо отводить воду и теплоту, выделяющиеся в процессе реакции.

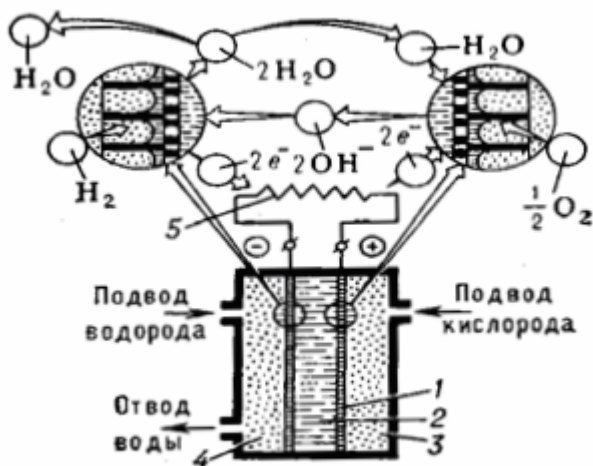


Рис. 3.7. Принципиальная схема водородно-кислородного топливного элемента:

1 – электрод; 2 – электролит; 3 – камера с кислородом; 4 – камера с водородом; 5 – электрическая нагрузка

КПД топливного элемента (50-75 %) пропорционален напряжению и увеличивается с уменьшением нагрузки в отличие от КПД турбинных установок и ДВС. ТЭ используются в составе энергетических установок. Энергетические установки такого типа успешно применялись на космических кораблях “Джемини”, “Аполлон” и ОК “Спейс-Шаттл” и “Буран”, что подтверждает перспективность применения, например, ТЭ с водородно-воздушным ЭХГ в транспортных системах [16, 31].

## Заключение

Анализ общей картины устройства испытательных стендов и особенностей экспериментальной отработки сложных технических систем позволяет сделать следующие выводы.

1. При разработке современных ЛА примерно 60 % возникающих проблем конструирования и расчета систем решаются с помощью экспериментальных данных, полученных при испытаниях опытных образцов. Поэтому решение проблемы сокращения сроков и стоимости разработки ракетно-космической техники (двигателей и двигательных установок РН в первую очередь) сводятся, в основном, к рациональной организации процесса экспериментальной отработки, состоящей из этапов наземных и летных испытаний.

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

3. Планку эффективности наземных испытаний можно повысить путем обеспечения имитации полетных условий эксплуатации на стенде (высотных условий, условий на входе в двигатель по давлению и температуре и т. д.). Это позволяет уменьшить количество дорогостоящих испытаний на этапе летной отработки, при этом общая длительность и экономические затраты отработки создаваемой технической системы с учетом затрат на использование и эксплуатацию уникального дорогостоящего испытательного оборудования в данном случае будут наименьшими.

4. Экономические затраты для проведения доработок конструкции на стадии проектирования, наземной отработки и летных испытаний распределяются в соотношении 1:10:100, что также подтверждает целесообразность иерархического построения программ испытаний, предусматривающих проведение испы-

таний по этапам: вначале испытания элементов (агрегатов), затем испытания блоков и в итоге испытания системы в целом. Преимуществами испытаний на низших уровнях являются их высокая информативность, простота применяемого оборудования и обнаружения дефекта.

5. Создание двигателей верхних ступеней РН и экспериментальное подтверждение удельных характеристик (например, удельного импульса тяги) для сопел с выдвигаемыми насадками, имеющими высокие значения степени расширения сопла ( $f_c > 200$ ), требуют имитации высотных условий с применением сложного и уникального оборудования: барокамеры, выхлопного диффузора и эжекторных установок.

6. Учитывая уникальность испытательного оборудования для комплексной имитации процессов гидродинамики в системах питания и высотных условий эксплуатации двигателя, для оптимизации экономических затрат на содержание и совершенствования испытательной базы отрасли испытания кислородно-водородных двигателей РД0146Д и РД0146 нового поколения целесообразно сосредоточить на одном из стендов испытательных центров ракетно-космической промышленности. При этом предусмотреть соответствующее оснащение испытательного стенда системами имитации условий эксплуатации, современными информационно-управляющими системами с применением высокоточных устройств измерения тяги, расходов компонентов топлива и давления в камере сгорания, усовершенствованными системами диагностики и аварийной защиты.

7. Обеспечение безопасного проведения испытаний ДУ второй ступени перспективной РН "Русь-М" на стенде ВЗ НИЦ РКП с заправкой в топливный бак ДУ до 6600 кг жидкого водорода требует разработки и внедрения дополнительного комплекса мер безопасности с усовершенствованными системами диагностики и аварийной защиты испытаний (быстродействующая аппаратура САЗ с контролем виброперегрузок, износа беговых дорожек шарикоподшипников в элементах ТНА, концентраций взрывоопасных газов с инерционностью до 1-2 с в отсеках ДУ и стенда и др.).

8. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке двигателей и ДУ обеспечивается применением специальной технологии испытаний, систем нейтрализации и локализации



выбросов, систем диагностики и аварийной защиты для предотвращения аварийных и нестандартных ситуаций.

9. Одним из основных перспективных направлений развития испытательной базы для отработки изделий ракетно-космической техники является разработка и внедрение метода имитационного математического моделирования процессов в сложной технической системе “испытательный стенд - объект испытания” с использованием высокопроизводительных ЭВМ для решения на современном уровне задач проектирования и экспериментальной отработки ЖРД и ДУ ракетно-космических систем.

## Условные обозначения и индексы

- $a$  – коэффициент линейного расширения  
 $\alpha$  – коэффициент избытка окислителя  
 $\beta$  – удельный комплекс давления, угол наклона  
 $B$  – масса заряда тринитротолуола  
 $c$  – теплоемкость, концентрация  
 $C_3$  – тротильный эквивалент водородно-воздушных и водородно-кислородных смесей в стехиометрическом соотношении  
 $\delta$  – степень понижения давления, толщина пленки  
 $d, D$  – диаметр  
 $\varphi$  – объемное паросодержание в жидкости, коэффициент работоспособности газа  
 $f, f_c$  – частота колебаний, степень расширения сопла  
 $F$  – площадь поверхности, сечения  
 $g$  – ускорение свободного падения  
 $\gamma_{дв}$  – удельная масса двигателя  
 $\eta$  – КПД насоса (турбины)  
 $h$  – высота столба жидкости  
 $H, \bar{H}$  – высота, напор насоса, относительный напор насоса  
 $I$  – энтальпия  
 $J_{yo}$  – удельный импульс тяги  
 $k, k_m, k_{ст}, K$  – показатель адиабаты и стехиометрическое соотношение массовых секундных расходов компонентов топлива, коэффициент  
 $l_{ф}, L$  – длина факела, адиабатическая работа расширения газа, удельная работа  
 $\lambda$  – коэффициент теплопроводности, коэффициент трения, приведенная скорость, интенсивность отказов  
 $m, m_0, m_k$  – масса, масса ЛА в момент старта и в конце активного участка траектории  
 $\dot{m}_O, \dot{m}_Г$  – массовый секундный расход окислителя и горючего  
 $M$  – молекулярный вес  
 $\mu, V$  – динамический, кинематический коэффициент вязкости  
 $N$  – мощность, количество двигателей  
 $n$  – показатель политропы, перегрузка, количество испытаний (включений)  
 $n_s$  – коэффициент быстроходности насоса

$p, p^{\bullet}$  – давление, давление заторможенного потока  
 $P, P_n$  – тяга, нижняя граница вероятности безотказной работы  
 $\Delta p$  - перепад давления  
 $\Delta p_{взр}$  - величина ударной волны при взрыве  
 $\rho$  - плотность жидкости, газа  
 $R$  – тяга двигателя, газовая постоянная, расстояние в (м) от центра взрыва  
 $\sigma$  - потеря полного давления, допусаемое напряжение  
 $S$  – толщина  
 $T, T^*$  – температура, температура заторможенного потока  
 $\tau$  - время, длительность операции  
 $\mathcal{G}, V$  – скорость потока жидкости (газа), скорость полета, объем  
 $\omega, W$  - угловая скорость вращения, эффективность испытаний  
 $\xi$  – коэффициент местных сопротивлений  
 $z, Z$  – коэффициент использования водорода во взрыве, число ступеней в насосе  
 $q, Q$  – удельный тепловой поток, тепловой поток  
 $Eu$  – критерий Эйлера  
 $Fr$  – критерий Фруда  
 $M$  – число Маха  
 $Re$  – критерий Рейнольдса  
 $Sh$  – критерий Струхала  
 $a$  – активный  
 $без$  – безопасный  
 $в, вз$  – вода, воздух  
 $взр$  – взрыв  
 $вн, вх, вых$  – внешний, входной, выходной  
 $г$  – горючее, газ  
 $дв$  – двигатель  
 $з$  – задержка  
 $ж$  – жидкость  
 $исп$  – испарение  
 $к$  – камера, конечный, колесо  
 $кип$  – кипение  
 $кр$  – критический  
 $л$  – летный  
 $м$  – модельный  
 $н$  – натурный, насос, напор, наддув  
 $нас$  – насыщенный  
 $ном, max, min$  – номинальный, максимальный, минимальный

0 – начальный  
о – окислитель  
опт – оптимальный  
отр - отрыв  
п – пар, подача, пленка, потребный  
т – топливо, турбина  
ст – стенд, ступень, стенка  
АК, АТ – азотная кислота, азотный тетроксид  
АСУ ТП – автоматизированная система управления технологическими процессами  
ГГ, КС – газогенератор, камера сгорания  
ДИ, ЗДИ, КВИ и КТИ – доводочные, завершающие доводочные, контрольно-выборочные и контрольно-технологические испытания  
ДУ – двигательная установка  
ЕКА - Европейское космическое агентство  
ЕС – Европейское сообщество  
ЖРД – жидкостный ракетный двигатель  
ЖРДМТ – жидкостный ракетный двигатель малой тяги  
ИИУС – информационно-измерительная и управляющая система  
ИК – испытательный комплекс  
КВРБ – кислородно-водородный разгонный блок  
КПД – коэффициент полезного действия  
КПЭО – комплексный план экспериментальной отработки  
КРТ – компоненты ракетного топлива  
ЛА – летательный аппарат  
ЛИ, ЛКИ – летные, летно-конструкторские испытания  
МТКС – многоразовая транспортно-космическая система  
НАСА – национальное аэрокосмическое агентство  
НДМГ – несимметричный диметилгидразин  
НИ, НАИ и НКИ – наземные, наземные автономные и наземные комплексные испытания  
ОАО – открытое акционерное общество  
ПГС – пневмогидросистема  
ПГСП – пневмогидравлическая система питания  
ПДК – предельно-допустимая концентрация  
ПОН – план обеспечения надежности  
ППР – планово-предупредительный ремонт  
ПУ – поджигающее устройство  
РБ, РН – разгонный блок, ракета-носитель  
РДТТ – ракетный двигатель твердого топлива;  
РКК – ракетно-космический комплекс  
РКС; РКТ – ракетно-космическая система, регулирование кажущейся скорости; ракетно-космическая техника

РСК – регулирование соотношения компонентов  
САЗ – система аварийной защиты  
СД – сигнализатор давления  
СИ, СУ – система измерения, система управления  
СК – стартовый комплекс  
СНиП – строительные нормы и правила  
СПВП – система пожаровзрывопреждения  
СПГ – сжиженный природный газ  
ТНА – турбонасосный агрегат  
ТНТ – тринитротолуол  
ТЭ – топливный элемент  
ХСИ и ОСИ – холодные и огневые стендовые испытания ДУ  
УКСС – универсальный комплекс стенд-старт  
ФКП - Федеральная космическая программа  
ЭО – экспериментальная отработка  
ЭРД – электроракетный двигатель  
ЯРД – ядерный ракетный двигатель

## Библиографический список

1. *Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П.* Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989.
2. *Альтиуль А.Д.* Гидравлические сопротивления / - М.: Недра, 1982.
3. *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.
4. *Беляев Н.М.* Расчет пневмогидравлических систем ракет. - М.: Машиностроение, 1983.
5. Водород. Свойства, получение, хранение, транспортирование, применение: Справ. изд. / *Д.Ю. Гамбург, В.П. Семенов и др.* – М.: Химия, 1989.
6. Высокооборотные лопаточные насосы / *Б.И. Боровский, И.С. Ершов, Б.В. Овсянников и др.*; Под ред. *Б.В. Овсянникова, В.Ф. Чебаевского.* - М.: Машиностроение, 1975.
7. *Галеев А.Г.* Проектирование стендов и оборудования для испытаний двигательных установок летательных аппаратов. - М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 1987.
8. *Галеев А.Г.* Проектирование стендов и систем для испытаний двигательных установок ЛА. - М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 1990.
9. *Галеев А.Г.* Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей. - М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 2006.
10. *Губанов Б.И.* Триумф и трагедия «Энергии»: Размышления главного конструктора. Т. 2. – Нижн. Новгород: Изд-во Нижегородского института экономического развития, 1999.
11. *Дрегалин А.Ф., Черенков А.С.* Общие методы теории высокотемпературных процессов в тепловых двигателях. - М.: «Янус-К», 1997.
12. *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.
13. Испытания жидкостных ракетных двигателей / *Жуковский А.Е., Кондрусев В.С., Левин В.Я. и др.* - М.: Машиностроение, 1992.

14. *Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В.* Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. - М.: Машиностроение, 1988.

15. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. Учебник для студентов вузов по специальности "Авиационные двигатели и энергетические установки" / *Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин и др.*; Под общ. ред. *Г.Г. Гахуна*. - М.: Машиностроение, 1989.

16. Космонавтика: энциклопедия / Гл. ред. *В. П. Глушко*; Ред. коллегия: *В. П. Бармин, К. Д. Бушуев, В. С. Верецагин и др.* - М.: Сов. энциклопедия, 1985.

17. *Луарсабов К.А., Пронь Л.В., Сердюк А.В.* Летные испытания жидкостных ракетных двигателей. - М.: Машиностроение, 1978.

18. 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.

19. Новые направления криогенной техники / Под ред. *М.П. Малкова*. - М.: Мир. 1966.

20. *Овсянников Б.В., Боровский Б.И.* Теория и расчет агрегатов питания ЖРД. - М.: Машиностроение, 1986.

21. Основы испытаний летательных аппаратов: Учебник для втузов / *Е.И. Кринецкий, Л.Н. Александровская, В.С. Мельников и др.*; Под общ. ред. *Е.И. Кринецкого*. - М.: Машиностроение, 1989.

22. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / *Под ред. В.М. Кудрявцева*. - М.: Машиностроение, 1983.

23. *Петров В.И., Чебаевский В.Ф.* Кавитация в высокооборотных лопастных насосах. - М.: Машиностроение, 1982.

24. *Пирумов У.Г.* Математическое моделирование в проблемах охраны воздушного бассейна. - М.: Изд-во МАИ, 2001.

25. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / *Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов и др.*; под ред. академика РАН *А.С. Коротева*. М.: Машиностроение, 2008. 512 с.: ил.

26. *Уманский С.П.* Ракеты-носители, космодромы. - М.: Изд-во «Рестарт+», 2001.
27. *Чернышев А.В.* Проектирование стендов для испытаний и контроля бортовых систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1983.
28. *Шишков А.А., Силин Б.М.* Высотные испытания реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1985.
29. 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.
30. Энциклопедия для детей. Космонавтика / Гл. ред. *Е. Ананьева.* – М.: Аванта<sup>+</sup>, 2004.
31. Эксплуатация испытательных комплексов ракетно-космических систем / *Галеев А.Г., Золотов А.А., Перминов А.Н., Родченко В.В.* Под ред. *доктора техн. наук А.Н. Перминова.* - М.: Изд-во МАИ. 2007.
32. *Бершадский В.А., Галеев А.Г.* Стратегия уменьшения опасности стендовых испытаний ракетных двигательных установок // *Авиакосмическая техника и технология*, 2004, № 2, с. 38-45.
33. *Галеев А.Г.* Методы повышения безопасности испытаний ракетных двигателей, связанные с выбросами водорода // *Альтернативная энергетика и экология*. 2005, №2, (22), с. 9-14.
34. *Галеев А.Г.* О проблеме отработки и обеспечения безопасности ракетных двигательных и энергетических установок на водородном топливе // *Полет*. 2009, с. 7-13.
35. *Галеев А.Г., Кучкин В.Н., Сайдов Г.Г.* Об опыте стендовой отработки двигательных установок верхних ступеней ракет-носителей на водородном топливе // *Сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции "Актуальные проблемы РКТ"*, г. Самара, СамНЦ РАН, 2009, - с. 53-54.
36. *Перминов А.Н.* Водородная энергетика и космонавтика // *Первый Всемирный конгресс "Альтернативная энергетика и экология" WCAEE-2006.* // *Альтернативная энергетика и экология*. 2006, №5 (37), с. 101.
37. *Пригожин В.И., Коваль А.И., Савич А.Р.* Опыт применения водорода в ОАО КБХА при проведении испытаний жидкостных ракетных двигателей, их агрегатов и энергоустановок // *Альтернативная энергетика и экология*. 2008, №3, с. 87-94.



38. *Сайдов Г.Г.* Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности России: основные направления производственной и научной деятельности // Полет. 2009, с. 3-6.

# Оглавление

<b>Введение.....</b>	<b>4</b>
<b>1. Схемы двигателей, принципы и особенности экспериментальной отработки двигательных установок ракетно-космических систем .....</b>	<b>5</b>
1.1. Основные требования, предъявляемые к двигателям, и схемы двигателей .....	5
1.2. Принципы и особенности экспериментальной отработки двигательных установок.....	18
<b>2. Основы проектирования испытательных стендов для отработки ЖРД и ДУ.....</b>	<b>26</b>
2.1. Правила устройства и безопасной эксплуатации испытательных комплексов ЖРД и ДУ.....	26
2.2. Принципиальные схемы систем нейтрализации ...	33
2.3. Устройство испытательного стенда и его основные системы.....	36
2.3.1. Основные системы испытательного стенда.....	37
2.3.2. Системы имитации условий эксплуатации.....	84
2.4. Примеры компоновки испытательных стендов ЖРД и их основных агрегатов.....	101
<b>3. Экологические нормы испытаний и эксплуатации ДУ ЛА .....</b>	<b>121</b>
3.1. Экологические проблемы испытаний и эксплуатации энергосиловых установок транспортных систем.....	121
3.2. Экологические проблемы эксплуатации ракетно-космической техники.....	126
3.3. Создание двигательных установок ракетно-космических систем.....	131
3.4. Экологические нормы и технология испытаний с применением различных компонентов топлива.....	137

3.5. Перспективы развития двигательных установок ракетно-космических систем.....	150
3.6. Некоторые перспективы внедрения альтернативных источников энергии в энергетических и транспортных системах.....	155
<b>Заключение.....</b>	<b>165</b>
<b>Условные обозначения и индексы.....</b>	<b>168</b>
<b>Библиографический список.....</b>	<b>172</b>

Галеев Айвенго Гадыевич

**Основы устройства испытательных стендов  
для отработки жидкостных ракетных  
двигателей и двигательных установок**

Технический редактор С.И. Пилипенко

Компьютерная верстка Е.В. Рябых

Сдано в набор 24.06.10. Подписано в печать 24.06.10.

Бумага офсетная. Формат 60x84 1/16. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 13,2. Уч.- изд. л. 14,3. Тираж 200 экз.

Изд-во ФКП «НИЦ РКП»

141320, г. Пересвет, Сергиево-Посадский р-н,

Московская обл., ул. Бабушкина, д. 9